

Федеральное государственное бюджетное образовательное
учреждение высшего образования
«МОСКОВСКИЙ АВИАЦИОННЫЙ ИНСТИТУТ
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»

На правах рукописи



Ша Мингун

**Влияние интегральной компоновки силовой установки и планера
сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность**

Специальность 05.07.05 - "Тепловые, электроракетные двигатели
и энергоустановки летательных аппаратов"

ДИССЕРТАЦИЯ

на соискание ученой степени кандидата наук

Научный руководитель:
доктор технических наук,
старший научный сотрудник
Агульник Алексей Борисович

Москва - 2019

ОГЛАВЛЕНИЕ

ВВЕДЕНИЕ.....	8
ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ВТОРОГО ПОЛОЛЕНИЯ...	24
1.1. Информационно - аналитический обзор проектов по созданию сверхзвукового пассажирского самолета.....	24
1.2. Проблемы, связанные с созданием сверхзвуковых пассажирских самолетов.....	30
1.3. Источники шума двигателей сверхзвукового пассажирского самолета второго полонения.....	37
1.4. Методы снижения акустического шума.....	40
1.5. Постановка задачи исследования.....	47
Выводы по главе.....	50
ГЛАВА 2. МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРДД АЛ-31.....	51
2.1. Обзор математических моделей и программных комплексов расчета характеристик ТРДД.....	51
2.2. Требования, предъявляемые к математическим моделям ТРДД.....	52
2.3. Расчеты характеристик двигателя АЛ-31 с помощью программного комплекса ThermoGTE.....	60
2.4. Система реверса сверхзвукового административного самолета.....	67
Выводы по главе.....	69
ГЛАВА 3. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ	

ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКА И РАЗЛИЧНЫХ ПАРАМЕТРАХ ВЫДУВАЕМОГО ВОЗДУХА ИЗ ДВИГАТЕЛЯ.....	70
3.1. Верификация расчетных методов.....	71
3.1.1. Описание модели и постановки эксперимента.....	73
3.1.2. Численный расчет обтекания.....	75
3.1.3. Результаты расчета.....	76
3.2. Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили в двухмерной постановке.....	78
3.2.1. Нестационарные граничные условия и турбулентность.....	80
3.2.2. Описание модели турбулентности RANS.....	81
3.2.3. Модель турбулентности Spalart-Allmaras.....	82
3.2.4. Модели турбулентности k-ε.....	83
3.2.5. Модель турбулентности Shear-Stress Transport (SST) k-ω	83
3.2.6. Анализ результатов.....	84
3.2.7. Описание результатов численного моделирования.....	86
3.3. Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка в трехмерной постановке.....	88
3.3.1. Геометрия и структура сеток рассматриваемого аэродинамического профиля с отклонением закрылка.....	89
3.3.2. Построение расчетной сетки.....	90
3.3.3. Нестационарные граничные условия и турбулентность.....	92
3.3.4. Результаты расчетов.....	93
3.4. Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловой	

профиль с отклонением закрылка и сдувом пограничного слоя в трехмерной постановке.....	98
3.4.1. Геометрическая модель.....	99
3.4.2. Построение сетки.....	100
3.4.3. Решение задачи.....	102
3.4.4. Описание результата численных расчетов.....	103
Выводы по главе.....	107
ГЛАВА 4. ВЕРИФИКАЦИЯ МЕЖДУ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ И УРОВНЕМ ШУМА НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ САМОЛЕТА.....	108
4.1. Математическое моделирование разбега самолета по ВПП на взлете самолета.....	109
4.2. Математическое моделирование взлета самолета гражданского назначения с ВПП заданной длины при возможном отказе одного двигателя.....	113
4.3. Расчет потребной тяги двигателя и относительного уровня уменьшения акустического шума на взлетном режиме.....	118
4.4. Основные модели для проекта САС.....	120
4.4.1 Модель двигателя проекта САС.....	120
4.4.2. Модель САС.....	122
4.4.3 Результаты расчетов.....	125
4.4.4 Модель для расчета относительного уровня уменьшения акустического шума.....	127
4.4.5 Анализ результатов.....	129
Выводы по главе.....	133

Заключение.....	134
Список литературы.....	136

СПИСОК УСЛОВНЫХ ОБОЗНАЧЕНИЙ

C_{ya} - коэффициент подъемной силы по гибридной схеме (величина безразмерная);

C_{xa} - коэффициент сопротивления по гибридной схеме (величина безразмерная);

α - угол атаки [°];

δ - отклоняемый угол задней кромки лопатки [°];

R_e - число Рейнольдса;

$C_{уд}$ - удельный расход топлива, кг/(Н·час);

G_B - расход воздуха, кг/с;

G_T - расход топлива, кг/с (кг/ч);

H - высота полета, м (км);

M - число Маха;

p - давление, Па;

p - тяга двигателя, Н (даН);

$P_{уд}$ - удельная тяга, Н·с / кг;

C_p - удельная теплоемкость, Дж / (кг · К) (кДж / (кг · К));

q - скоростной напор, Н / м² (даН / м²);

T - температура, К;

M - число Маха;

m - степень двухконтурности;

n - частота вращения, 1/с;

$V_{п}$ - скорость полета, м/с (км/ч);

λ - приведенная скорость;

π_K^* - степень повышения давления в компрессоре;

π_B^* - степень повышения давления в вентиляторе;

π_T^* - степень понижения давления в турбине;

η_B^* - КПД вентилятора;

η_K^* - КПД компрессора;

η_T^* - КПД турбины;

кр - критическое сечение, критические параметры;

г - сечение за камерой сгорания (перед турбиной), газ;

* - параметры заторможенного потока.

СПИСОК СОКРАЩЕНИЙ

ВПП - взлетно-посадочная полоса;

ГЛА - гиперзвуковой летательный аппарат;

ГТД - газотурбинный двигатель;

ГТУ - газотурбинная установка;

ДИЦ - двигатель с изменяемым циклом (с изменяемой степенью двухконтурности);

ДПС - дозвуковой пассажирский самолет;

ЛА - летательный аппарат;

САПР - система автоматизированного проектирования;

СВВП (КВП) - самолет вертикального взлета и посадки (короткого взлета и садки);

СПВРД - сверхзвуковой прямоточный воздушно-реактивный двигатель;

СПС - сверхзвуковой пассажирский самолет (СПС-1 - первого, СПС-2 - второго поколения);

СПС - сдув пограничного слоя;

САС - сверхзвуковой административный самолет;

СДС - сверхзвуковой деловой самолет;

СУ - силовая установка;

ТВД - турбовинтовой двигатель;

ТРД - турбореактивный двигатель;

ТРДД - двухконтурный турбореактивный двигатель;

ТРДФ - турбореактивный двигатель с форсажной камерой;

ТРДД - двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажной камерой;

ВВЕДЕНИЕ

Актуальность темы диссертации

Настоящее время ведущие авиастроительные страны проявляют интерес к сверхзвуковым пассажирским самолетам. Это связано с тем, что постоянно возрастает пассажир поток.

В связи с этим все разработчики сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения (СПС-2) пришли к выводу, что это должны быть небольшие самолеты на 10...20 пассажиров, которые будут не столько пассажирскими самолетами, сколько деловыми бизнесменами. Одним из ключевых элементов СПС-2 является двигатель.

В настоящей работе рассматриваются различные факторы, влияющие на длину пробега на взлетном режиме для сверхзвукового административного самолета (САС). Прежде всего необходимо обеспечить уровень шума двигателей, которые устанавливаются на сверхзвуковом пассажирском самолете, таким же, как у двигателя с большой двухконтурностью. Возникает противоречие, которое связано с одной стороны с обеспечением эффективного сверхзвукового полета, а с другой с обеспечением малозумного режима этого двигателя во время взлета самолета с учетом ограничения взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Наличие названных противоречий, которые необходимо решить, обуславливают показывают актуальность задачи и возможность использования технических решений, которые ранее использовались не с точки зрения снижения шума, а с того зрения сокращение длины пробега данного летательного аппарата. Речь идет об энергетической механизации.

У всех современных сверхзвуковых пассажирских самолетов двигатель с форсажной камерой работает при взлете на максимальном режиме. Например, двигатели «Конкорда» отличались от применяемых на других авиалайнерах (за исключением НК-144А на Ту-144) наличием форсажной камеры. В режиме форсажа наблюдался небольшой прирост тяги до 10%, которая использовалась во время взлета и при переходе самолета через скорость звука [1].

В работе [1] была показана возможность для улучшения аэродинамических характеристик (АДК) на взлетном режиме самолетов гражданской авиации. Значительного улучшения взлетных АДК гражданских самолетов можно добиться с помощью применения инновационных методов управления обтеканием ЛА.

Для улучшения АДХ крыловых профилей используются различные устройства управления потоком, которые можно разделить на пассивные (без подвода энергии) и активные [3]. Пассивными устройствами являются закрылки, предкрылки, вихревые ячейки и т. п. К активным методам управления потока относятся отсос пограничного слоя, выдув в поток реактивной струи и др. Особенно эффективным является выдув реактивной струи [4].




Новые задачи и имеющиеся ограничения, приводят к тому, что нужно рассмотреть существующие технические решения с новой точки зрения - уменьшения шума. Новизна работы заключается в том, что разработан метод, который позволяет найти оптимальное сочетание между потребной тягой двигателя и уровнем шума, которые необходимо обеспечить, а также значением потребной тяги для того, чтобы уложиться в заданную длину ВПП.

В оптимизировании основных параметров управления, а именно взлетной тягой

как степень, высота начала и темп дросселирования тяги, площадь критического сечения сопла. Показано, что такая оптимизация в условиях заданных требований потенциального рынка сверхзвуковых административных самолетов может значительно повысить реализуемость проекта, выявить эффективные пути удовлетворения жестких технических и экологических ограничений. Для максимального увеличения эффективности управления взлетной дополнительно рассмотрена оптимизация основных проектных параметров двигателя и самолета, таких как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления, температура газа на входе в турбину на взлете и др.

Российскими и зарубежными разработчиками в разное время были предложены различные проекты таких самолетов, которые представлены в таблице 1, 2, 3.

Таблица. 1 – Ранние проекты СПС

Параметр	Ту 144Д	Ту-144ЛЛ	Concorde	Ту-444
				
Технические характеристики				
Длина, м	65,7	65,7	56,24 (58,83)	36
Высота, м	12,5	12,5	12,19 (11,58)	6,51
Размах крыла, м	28,8	28,8	25,57	16,2
Площадь крыла, м ²	507	507	358	136
Максимальная взлетная масса, кг	207000	203000	181440	41000
Масса пустого, кг	99200	85000	78 700	19 300
Масса топлива, кг	98000	95000	95680	20 500
Количество пассажиров, чел	150	-	128	10
Силовая установка				
Двигатель	4×РД-36-51А	4×ДТРДФ НК-32-1	4× ТРДФ Rolls-Royce / SNECMA «Olympus» 593	2 × ТРДД АЛ-32М
Тяга двигателя, кгс	21000	24983	17260	19400
Суммарная тяга, кгс	84000	100000	69040	38800
Лётно-технические характеристики				
Максимальная скорость, км/ч	2285	2500	2200	2125
Сверхзвуковая крейсерская скорость, км/ч	2120	2300	2000	1700
Дозвуковая крейсерская скорость, км/ч	-	-	-	1050
Максимальная высота полета, км	20000	18897	18 300	7500
Сверхзвуковая дальность полёта, км	5330	4000	7200	7500
Взлетная дистанция, м	2930	-	-	1830

Посадочная дистанция, м	2570	-	-	1830
Относительные параметры				
Удельная нагрузка на крыло, кг/ м ²	408	-	507	-
Тяговооруженность	0,406	-	0,381	-

Таблица 2 – Иностранные проекты САС (часть 1)

Параметр	Aeron AS2	Boom SST	Spike S-512
			
Технические характеристики			
Длина, м	51.8	40	37
Высота, м	6.7	7,5	-
Размах крыла, м	23.5	20	17,7
Площадь крыла, м ²	140	-	105
Максимальная взлетная масса, кг	60328	120000	52163
Масса пустого, кг	22589	60000	21432
Масса топлива, кг	26800	60000	25401
Количество пассажиров, чел	8-12	45-55	18
Максимальная высота салона, м	1.9	-	-
Максимальная ширина салона, м	2.2	-	-
Длина кабины, м	9.1	-	-
Силовая установка			
Двигатель	3 x General Electric	3	2 × JT8D-219
Тяга двигателя, кгс	6800-7700	13000	9534

Суммарная тяга, кгс	21750	39000	19050
Лётно-технические характеристики			
Максимальная скорость, км/ч	1700	2200	1800
Сверхзвуковая крейсерская скорость, км/ч	1400	2200	1600
Сверхзвуковая скорость с низким уровнем шума, км/ч	1100-1200	1100	1100
Дозвуковая крейсерская скорость, км/ч	950	950	950
Максимальная высота полета, км	16000	18000	15240
Сверхзвуковая крейсерская высота полета, км	15545	15700	15000
Дозвуковая крейсерская высота полета, км	-	-	12192
Сверхзвуковая дальность полёта, км	7780	7400	11482
Дальность полета с низким уровнем шума, км	-	-	11482
Дозвуковая дальность полёта, км	10000	8334	11482
Взлетная дистанция, м	2286	2590	1828
Посадочная дистанция, м	-	-	1280
Относительные параметры			
Удельная нагрузка на крыло, кг/ м ²	2590	-	497
Тяговооруженность	0,438	0,325	0,347

Таблица 3 – Иностранные проекты САС (часть 2)

Параметр	Gulfstream QSJ	Sonic Star	SAI & LM QSST	Boeing QEVC 2
				-
Технические характеристики				
Длина, м	-	63,297	40,3	61,5696
Высота, м	7,62	2,6	6,49224	-
Размах крыла, м	42,672	22,628	19,2	26,24328
Площадь крыла, м ²	148,6	167	609,6	234
Максимальная взлетная масса, кг	45359,2	77904,4	69399,6	73481,964
Масса пустого, кг	-	34926,6	37103,9	32000
Масса топлива, кг	-	40823,3	-	37000
Количество пассажиров, чел	-	36	-	70
Силовая установка				
Двигатель	2	2	-	2
Тяга двигателя, кгс	17237	24800	-	18600
Суммарная тяга, кгс	34500	49600	-	37200
Лётно-технические характеристики				
Максимальная скорость, км/ч	1800	3600	1600	1800
Сверхзвуковая крейсерская скорость, км/ч	-	3400	-	1600
Сверхзвуковая скорость с низким уровнем шума, км/ч	-	3100	-	1600
Максимальная высота полета, км	-	19812	18288	-
Сверхзвуковая крейсерская высота	-	18898	-	15000

полета, км				
Дозвуковая крейсерская высота полета, км	-	-	-	-
Сверхзвуковая дальность полёта, км	-	12593	-	8797
Взлетная дистанция, м	-	2700	-	-
Посадочная дистанция, м	-	1500	-	-
Относительные параметры				
Удельная нагрузка на крыло, кг/ м ²	-	466	-	314
Тяговооруженность	-	0,637	-	0,506

Однако иностранные проекты не было доведены получили своего развития, что связано прежде всего с экономическими проблемами России в тот период и, как следствие, отсутствие в них устойчивого коммерческого интереса, но не меньшей проблемой являются и технические проблемы разработки таких самолетов.

Целью работы является разработка методики использования энергетической механизации крыла сверхзвукового пассажирского самолета для снижения шума двигателя при взлете.

Задачи работы:

1. Провести анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной и трехмерной постановках;
2. Оценить влияние расчетной сетки, и результаты сравнения полученных расчетов по гибридной и структурированной схемам;
3. Рассматривать разработанные модели двигателей для СПС-2;
4. Провести параметрический анализ схем ГТД в ПК ThermoGTE и использовать как обобщённые характеристики основных узлов авиационных двигателей, так и как их экспериментальные характеристики;
5. Провести расчёт параметров ГТД с помощью ПК ThermoGTE на расчётном режиме и исследовать характеристики двигателей;
6. Выявить преимущество при использовании энергетической механизации выдувом воздуха от двигателя для увеличения подъемной силы при взлете самолета;
7. Оптимизировать значение величины отбираемого от двигателя воздуха, при котором шум, генерируемый истекающей из двигателя струей будет минимален при взлете самолета.

Объектом исследования является интегральная система «крыло – силовая установка», в которой реализуется эффект увеличения подъемной силы за счет выдува отбираемого от двигателей воздуха на верхнюю поверхность закрылка.

Методы исследования. Основными методами исследования, используемыми в

работе, являются:

- математическое моделирование обтекания крыла с отклоняемым закрылком;
- математическое моделирование характеристик двухконтурных двигателей;
- математическое моделирование взлета пассажирского самолета с учетом требований безопасности при возможном отказе одного из двигателей.

Научная новизна:

В работе получены следующие новые научно-технические результаты:

1. Разработана математическая модель интегральной системы «крыло – силовая установка» при организации выдува отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка, которая позволяет в отличие от известных ранее получать показатели снижения уровня шума при взлете ЛА;

2. Проведен анализ влияния факторов, определяющих работу интегральной системы «крыло – силовая установка»: расход отбираемого от двигателя воздуха, угол отклонения закрылка – на величину потребной для взлета самолета силы тяги;

3. Показано, что реализация интегральной системы «крыло – силовая установка» с выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность отклоняемого закрылка позволяет осуществлять взлет самолета на дроссельных режимах работы;

4. Представлено, что существует оптимальное значение величины отбираемого от двигателя, при котором шум, генерируемый истекающей из двигателя струей, при взлете самолета будет минимален.

Практическая значимость работы.

Полученные в работе результаты могут быть использованы в ходе создания

новых сверхзвуковых административных самолетов и их двигателей со сниженным уровнем шума при взлете, или с уменьшенной потребной длиной взлетно-посадочной полосы.

Достоверность полученных результатов определяется тем, что: подтверждается результатами сравнение данных расчетных исследований, выполненных по разработанным моделям, с экспериментальным исследованием модели самолета YF-86D.

Личный вклад автора

1. Автором лично проведены расчеты математического моделирования натекания дозвукового потока отбираемого от двигателя на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановках.

2. Рассмотрена задача математической модели характеристик ТРДД при значительных величинах отбора воздуха от двигателей.

3. Автором выполнены расчеты аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого от двигателей воздуха и углах отклонения закрылка.

4. Автором выполнена оптимизация системы «крыло – силовая установка» по критерию минимизации уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя, при выполнении самолетом взлета с полосы заданной длины.

Публикации

По теме диссертации опубликовано 7 работ [5-11], 4 из них - в рецензируемых научных изданиях [5-8].

Апробация работы.

Результаты работы были представлены на следующих конференциях:

1. Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2017», МАИ, 11/2017 г.
2. Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2018», МАИ, 11/2018 г.
3. Международная конференция «Гагаринские чтения», МАИ, 4/2019 г.

Положения, выносимые на защиту:

1. Математическая модель интегральной системы «крыло – силовая установка» с выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность закрылка;
2. Результаты и рекомендации, полученные с помощью разработанной интегральной математической модели системы «крыло – силовая установка»;
3. Методика снижения генерируемого реактивной струей двигателя шума, на основе применения предлагаемого способа увеличения подъемной силы крыла при взлете самолета.

Объём работы

Диссертационная работа состоит из введения, 4 глав, заключения и списка литературы из 86 наименований, изложена на 146 страницах машинописного текста, включающего 82 иллюстрации и 13 таблиц.

Содержание работы

Во введении обосновывается актуальность выбранной темы диссертации, формулируются цели и задачи работы, на основе проведенного обзора проанализированы основные проблемы улучшения аэродинамики на режиме

задросселированного двигателя при взлете самолета. Отмечена научная новизна и практическая значимость полученных результатов. Приведены основные положения диссертационной работы, выносимые на защиту, сведения об апробации результатов работы и описана структура диссертации.

В первой главе проводится обзор современного состояния проблем разработки сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2). Информационно-аналитический обзор проектов по созданию сверхзвукового пассажирского самолета. Перечислены трудности, связанные с созданием сверхзвуковых пассажирских самолетов. Для СПС-2 основным источником шума является струя газа на выходе из сопла, новые СПС должны обладать при низких скоростях полета отношением подъемной силы к лобовому сопротивлению, в два раза большим, чем у Конкорда. Рассматриваются методы снижения вредного воздействия авиационного шума на пассажиров и население, проживающее вблизи аэропортов, является весьма сложной проблемой, которая должна решаться посредством осуществления комплекса различных мероприятий с учетом технических возможностей и экономической целесообразности.

В заключение первой главы формируются задачи оптимизации системы «Двигатель - крыло с энергетической механизацией выдувом воздуха» для минимизации уровня акустического шума.

Во второй главе предложена модель двигателя AL-31 безфорсажной камеры и его характеристики. Расчет характеристик ТРДД является необходимым элементом проектирования авиационных двигателей, а также на этапах исследований и поисковых разработок. Применяемые для этой цели методы расчета должны обладать

гибкостью и допускать решение широкого круга задач (определение высотно-скоростных и дроссельных характеристик, габаритов и массы, динамических характеристик и других данных двигателей). Математические модели расчета характеристики современных ТРДД с высоким уровнем параметров рабочего процесса, сложными законами управления должны обладать определенными свойствами.

В МАИ был проведен сравнительный анализ получивших наибольшее распространение в РФ вычислительных пакетов программ, позволяющих рассчитывать характеристики авиационных ГТД.

Для решения задач диссертационной работы наиболее подходящим инструментом является программный комплекс ThermoGTE.

Проведено сравнение высотно-скоростных характеристик двигателя АЛ-31, полученных расчетным путем с помощью программно-вычислительного комплекса ThermoGTE с данными, приведенными на стенде.

Третья глава посвящена разработке математической модели для расчетов аэродинамических характеристик СПС-2. Проведен анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке. Влияние расчетной сетки при математическом моделировании натекания дозвукового потока на профиль перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой в трехмерной постановке. Проведено сравнение между экспериментом и численным расчетом для подтверждения точности ПК Ansys Fluent 12.0. Таким образом, точность всех полученных результатов были подтверждены.

В четвертой главе описывается верификация между потребной тягой двигателя и уровнем шума на взлетном режиме самолета. В этой главе

рассматриваются различные факторы влияющие на длину пробега на взлетном режиме для сверхзвукового делового самолета. Фактически необходимо обеспечить уровень шума двигателей, которые устанавливаются на сверхзвуковом пассажирском самолете таким же, как у двигателя с большой двухконтурностью. Возникает противоречие, которое связано с одной стороны с обеспечением эффективного сверхзвукового полета, а с другой с обеспечением малошумного режима этого двигателя во время взлета самолета с учетом ограничения взлетно-посадочной полосы (ВПП). Расчет потребной тяги двигателя и относительного уровня уменьшения акустического шума на взлетном режиме, полученные результаты показывают, что двигатель сверхзвукового административного самолета может работать на задресселированном режиме при взлете. При этом, благодаря энергетической механизации выдувом воздуха, двигатель будет работать не только на создание тяги, но и на улучшение аэродинамики крыла. В этом случае скорость истечения струи из сопла двигателя уменьшается, это позволяет существенно уменьшить мощность акустического шума двигателя.

Заключение. В выполненной работе поставлена и решена задача разработки математической модели, оптимизации способа для построения сеток и методики улучшения аэродинамики в режиме задресселированного двигателя при взлете самолета.

Предложена структурированная схема для проведения расчетов математического моделирования натекания дозвукового потока и с учетом системы обдувки воздуха из двигателей на профиль крыла с отклоняемым закрылком.

Полученные результаты показывают, что двигатель сверхзвукового административного самолета может работать на задресселированном режиме при

взлете. При этом, благодаря энергетической механизации выдувом воздуха, двигатель будет работать не только на создание тяги, но и на улучшение аэродинамики крыла. Видно, что в этом случае скорость истечения струи из сопла двигателя уменьшается. Это позволяет существенно уменьшить мощность акустического шума двигателя.

Автор выражает искреннюю благодарность научному руководителю д.т.н., А.Б. Агульнику, к.т.н., доценту Д.Ю. Стрельцу, к.т.н., доценту А.А. Яковлеву за внимание и ценные практические советы при выполнении работы.

ГЛАВА 1. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ ПРОБЛЕМЫ РАЗРАБОТКИ СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА ВТОРОГО ПОКОЛЕНИЯ

1.1. Информационно - аналитический обзор проектов по созданию сверхзвукового пассажирского самолета

Пассажирские авиаперевозки на сверхзвуковой скорости еще во второй половине XX века стали новой тенденцией в гражданской авиации. В Европе был создан "Конкорд" (Concorde), а в СССР Ту-144. Технические решения того времени опережали экономические и технологические возможности стран, создавших эти машины. Однако в настоящее время как в России, так и за рубежом продолжают работы, направленные на формирование научно-технического задела для создания сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения (СПС-2) [10].

Актуальность создания СПС-2 обуславливается повышенной производительностью сверхзвуковых самолетов и способностью сократить длительность перелетов.

В России одним из проектов, на который авиаконструкторы возлагали серьезные ожидания, стал СПС-2, которому позднее разработчик – ОКБ Туполева – дал многообещающее название Ту-244 (рис. 1.1) [13].



Рис. 1.1. Сверхзвуковой пассажирский самолет второго поколения Ту-244.

Первые сведения о работах над сверхзвуковым пассажирским авиалайнером второго поколения датируются 1971 - 1973 годами прошлого века. При разработке Ту-224 конструкторы учитывали как опыт создания и эксплуатации его предшественников - Ту-144 и «Конкорда», так и Ту-160, а также американских проектов сверхзвуковых самолетов.

Проектируемый самолет должен был подниматься на высоту до 20 километров и вмещать на борту около 300 пассажиров. Для достижения таких параметров необходимо было разительно увеличить его размеры по всем параметрам длину фюзеляжа в почти 90 метров и размах крыльев около 50 метров.

А вот максимальная скорость авиалайнера, по сравнению с предшественниками, практически оставалась прежней: скоростной предел СПС-2 не превышал 2500 км/ч. В противовес планировалось увеличить максимальное расстояние полета до порядка 9000 километров за счет снижения объемов потребления топлива.

Однако производство подобного сверхзвукового тяжеловеса в реалиях современного мира оказалось экономически нецелесообразным. Ввиду возросших требований к экологическим стандартам затраты на эксплуатацию подобного Ту-244 самолета на данный момент являются неподъемными как для самого авиастроителя, так и для экономики страны в целом.

Другими проектами по созданию самолетов такого класса стали проекты Ту-344 [14] и Ту-444 [15] (рис. 1.2 и 1.3), которые разрабатывались ОКБ Туполева как ответ на растущий в мире спрос на быстрые и небольшие воздушные судна бизнес-класса. Так появились различные проекты – сверхзвуковых административных самолетов (САС).

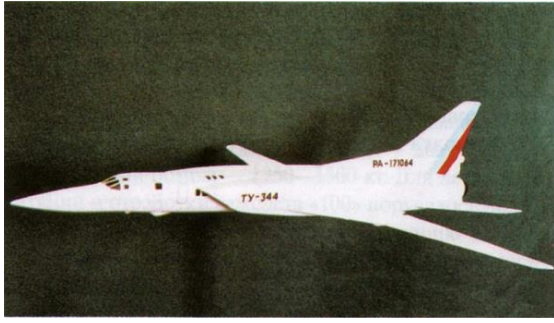


Рис. 1.2. Ту-344

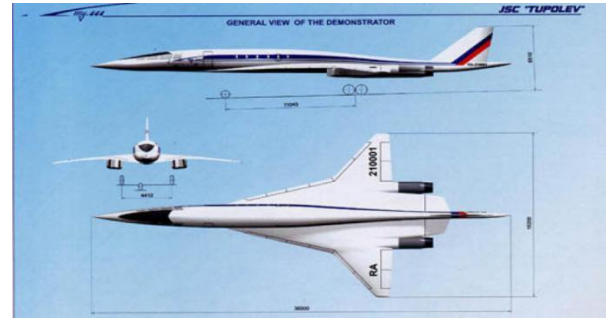


Рис. 1.3. Ту-444

Подобные самолеты должны были обладать небольшими размерами и способностью перевозить около 10 пассажиров. Первый проект САС Ту-344 – планировалось изготовить еще в 90-х годах прошлого века на базе военного сверхзвукового бомбардировщика Ту-22М3. Но его разработка обернулась провалом на начальных стадиях, поскольку для международных перелетов самолет также должен был соответствовать высоким требованиям в области экологии, которым он не отвечал уже на первых этапах разработки проекта. Поэтому от дальнейших работ по созданию Ту-344 отказались.

Работы над проектом - Ту-444 - начались в начале 2000-х, его разработка дошла до стадии первых эскизов. Несмотря на то, что проблемы в области экологии были решены, для реализации проекта требовалось привлечение больших финансовых инвестиций, но ОКБ «Туполеву» не удалось найти заинтересованных в этом инвесторов [16].

К 2000 году в результате широкого международного обсуждения американская промышленность пришла к выводу, что небольшой, менее скоростной и более дешевый самолет приемлем для реализации. Ряд компаний исследовали различные гипотетические концепции будущих самолетов, в том числе СПС меньшей размерности. Были продолжены разработки методов снижения звукового удара и более

эффективной интеграции планера с силовой установкой (СУ) в целях удовлетворения более строгих норм по шуму на местности. Кроме того, проведено концептуальное и эскизное проектирование сверхзвуковых деловых самолетов (СДС). В частности, Boeing представил технико-экономическое обоснование СДС как возможной технологической и законодательной "ступеньки" на пути создания магистральных СПС-2.

В 2005 году NASA привлекло промышленность для новой оценки будущих коммерческих сверхзвуковых самолетов с точки зрения будущих целевых экологических показателей и необходимости развития потребных ключевых технологий. Команды промышленности и университетов, возглавляемые Boeing и Lockheed Martin (LM), исследовали сверхзвуковые самолеты поколения N+2 и N+3 (по терминологии NASA, это второе и третье поколения технологий, следующих после технологий современного парка коммерческих самолетов) [17, 18]. Периоды времени, которые были определены NASA для этих поколений, соответствуют 2020-2025 гг. и 2030-2035 гг. соответственно.

Фирмы Boeing и LM привлекли к исследованиям такие организации, как GE, GE GRC, PW, Rolls-Royce, Liberty Works, Georgia Institute of Technology, MIT, M4 Engineering, Wyle Laboratories, Texas A&M, университеты Purdue, Penn State и др. По замыслу исследователей, скоростной самолет 2030-2035 гг. должен иметь низкий звуковой удар, высокую топливную эффективность, допуск к полетам со сверхзвуковой скоростью над сушей, быть экологически приемлемым.

По мнению NASA, в ближайшей перспективе технологический прогресс приведет к созданию приемлемых СДС (Supersonic Business Jet - SSBJ) с необходимым

уровнем снижения звукового удара. В следующем десятилетии технологический прогресс обеспечит разработку сверхзвукового магистрального самолета с относительно высокой топливной эффективностью и пассажировместимостью примерно 100 чел., или магистрального самолета со значительно сниженным звуковым ударом, несколько меньшей размерностью и худшей топливной эффективностью. Дальняя перспектива (2030-2035 гг.) СПС N+3 поколения связывается с обеспечением пассажировместимости 100 чел. и более, дальности более 7400 км, понижением звукового удара и уровня шума на взлете, а также повышением топливной эффективности при условии применения ключевых самолетных и двигательных технологий [17, 18].

Несмотря на существующие ограничения, в настоящее время появляется много новых проектов. Например, испанская Aerionova совместно со Spike Aerospace создает «тихий» сверхзвуковой бизнес-джет S-512 (рис. 1.4), способный летать на скорости в 1,6 числа Маха. Компания Aerion работает над бизнес-джетом AS2 [19] (рис. 1.5), который сможет летать на скорости 1,5 числа Маха.



Рис. 1.4. S-512



Рис. 1.5. Aerion AS2

Также в 2015 году европейский концерн Airbus запатентовал проект пассажирского гиперзвукового самолета Concorde-2. На этот самолет планируется устанавливать три типа двигателей. В передней части фюзеляжа будут размещаться

обычные турбовентиляторные реактивные двигатели, под консолями крыла - гиперзвуковые прямоточные воздушно-реактивные двигатели, а в хвостовой части - ракетные силовые установки. Каждый из двигателей должен участвовать в определенном этапе набора высоты и скорости полета.

В том же проекте компания предложила интересное решение полетов на сверхзвуковой скорости над населенной частью суши. Предполагается, что новый самолет будет набирать высоту и преодолевать звуковой барьер строго вертикально. Это означает, что все ударные волны от фюзеляжа будут расходиться параллельно земле и поверхности не достигнут. Дальше сверхзвуковой и гиперзвуковой полет будут проходить на высоте 30-35 тысяч метров (против сегодняшних стандартных «пассажирских» десяти тысяч). С этой высоты ударные волны будут достигать поверхности уже значительно ослабленными и никому беспокойства не причинят.

Еще один перспективный проект был представлен недавно. В виде стартапа компанией Boom Technologies (рис. 1.6) в марте 2016 года. Компания предполагает, что билеты по маршруту Нью-Йорк-Лондон будут стоить около пяти тысяч долларов. В самолет будут вмещаться всего 40 пассажиров. Над населенной частью суши проект Boom будет летать на дозвуковой скорости, а на сверхзвуке - над океаном на скорости 2,2 Маха. Разработчики считают, что такой проект будет экономичнее Concorde на 30% [20].



Рис. 1.6. Boom Technology

Рассмотрим более подробно трудности, возникающие при создании СПС-2.

1.2. Основные трудности создания сверхзвуковых пассажирских самолетов

Одной из проблем, связанных с созданием сверхзвукового пассажирского самолета являются экологические ограничения, определяющие право на его эксплуатацию и его рыночную конкурентоспособность [21].

Требования, касающиеся воздействия СПС на окружающую среду [22], предусматривают:

1) обеспечение уровней шума от двигателей при взлете и посадке СПС, не превышающих соответствующие уровни для дозвуковых пассажирских самолетов с турбореактивным двигателем (ТРД), с тем же взлетным весом;

2) обеспечение приемлемой интенсивности звукового удара при полете СПС над населенными районами;

3) обеспечение приемлемого уровня загрязнения атмосферы продуктами сгорания топлива в реактивных двигателях;

4) обеспечение минимального воздействия СПС на атмосферный озонный слой;

5) Следующим требованием к СПС-2 является снижение затрат эксплуатационных расходов, и в частности расходов топлива.

Снижение расходов топлива можно получить применив так называемые двигатели изменяемого цикла (ДИЦ), позволяющие изменять параметры двигателя, прежде всего степень двухконтурности, что дает возможность лучше согласовать дозвуковые и сверхзвуковые участки полета.

Особенностью проекта [22] стало применение двигателей ДИЦ (двигатель с изменяемым циклом) (см. рис. 1.7 и 1.8).

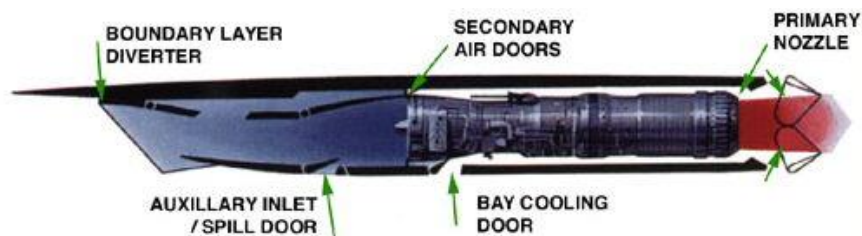
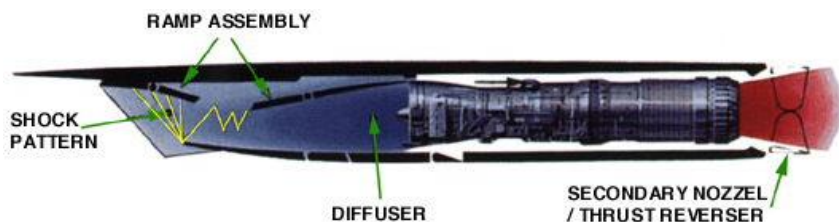


Рис. 1.7. ДИЦ с дозвуковой скоростью (при взлете и дозвуковом крейсерском режиме). На рис. 17 обозначены: Auxillary inlet/spill door - дополнительный воздухозаборник; Bay cooling door - створка охлаждения двигателя; Boundary layer diverter - входной аппарат воздухозаборника; Secondary air doors - второстепенные воздушные створки; Primary nozzle - выходное устройство.



- Рис. 1.8. ДИЦ со сверхзвуковой скоростью (сверхзвуковой крейсерский режим). На рис. 1.8 обозначены: Ramp assembly - наклонные плоскости; Shock pattern - зона звукового удара; Diffuser - диффузор; Secondary nozzle/thrust reverser - реверсивное устройство.

По общему мнению специалистов, одним из основных препятствий для создания гражданского сверхзвукового самолета второго поколения является требование приемлемости уровня звукового удара для населения. При полете летательного аппарата в атмосфере со сверхзвуковой скоростью область возмущенного течения ограничена головной ударной волной, исходящей от носовой части самолета, и хвостовой ударной волной, формирующейся в кормовой части. Вблизи самолета (так называемая ближняя зона) возникают промежуточные ударные волны, а также волны разрежения и сжатия, создаваемые отдельными элементами конструкции летательного

аппарата. За головной ударной волной в результате наложения возмущений скачкообразно увеличиваются давление, температура и плотность воздуха. При удалении от самолета течение трансформируется таким образом, что распределение избыточного (относительно атмосферы) давления принимает форму, близкую к N-волне (дальняя зона). Наблюдателем, находящимся на поверхности Земли, эта N-волна воспринимается в виде одного или двух (в зависимости от размера самолета и высоты полета) отдаленных взрывов. Это явление носит название звукового удара. Его отрицательное воздействие на человека и животных (психологическое и физиологическое), а также на сооружения и постройки (деструктивное) вынуждает устанавливать ограничения на его интенсивность и уровень шума [21]. В [21] представлены результаты исследования звукового удара, проведенного расчетно-экспериментальным методом, который основан на измерении возмущенного давления в ближнем поле модели двигателя, установленной в рабочей части аэродинамической трубы.

Проблема «звукового удара» для СПС-2, с одной стороны, может стать еще более значимой, чем для СПС-1, так как траектории полета для рейсов «Европа – Азия» будут проходить над заселенной частью суши, а не над Атлантическим океаном, поэтому пролетать над населенными пунктами самолет должен на дозвуковой скорости. С другой стороны для самолета небольшой размерности проще решить проблему «звукового удара» [23].

Одним из важных вопросов, который требует решение - это снижение шума, создаваемого сверхзвуковым самолетом при взлете с аэродрома.

Проблема авиационного шума возникла с конца 50-х годов со времени внедрения и начала интенсивной эксплуатации в мировой гражданской авиации реактивных воздушных судов. Уже во второй половине 60-х годов жалобы населения в окрестностях аэропортов на шум реактивных самолетов и связанные с этим массовые протесты страдающих от шума людей достигли такой степени, что мировое авиационное сообщество оказалось вынужденным срочно и конструктивно отреагировать на сложившуюся ситуацию.

В период 1966-1969 гг. был проведен ряд международных конференций по вопросам снижения шума и беспокойства, причиняемого гражданскими воздушными судами. В 1969 г. Специальное совещание государств-членов ИКАО по авиашуму в окрестностях аэропортов обсудило возможные методы измерения авиационного шума и процедуры сертификации по шуму воздушных судов. Рекомендации, разработанные Совещанием, положены в основу документа ИКАО “Приложение 16”, вступившего в силу в 1971 г [24].

В соответствии с требованиями Приложения 16 основным критерием сертификации по шуму является эффективный уровень воспринимаемого шума, который учитывает суммарную интенсивность шума по частотам акустических колебаний и продолжительность шума по времени. Эффективный уровень воспринимаемого шума измеряется в деци Беллах (дБ).

Приложение 16 в действующем виде содержит две категории требований к уровням шума дозвуковых реактивных самолетов:

- исходные требования, изложенные в Главе 2 Приложения, которые распространяются на реактивные самолеты, сертифицированные по летной годности

до 6.10.1977 г. (так называемые “самолеты Главы 2”).

- более жесткие требования, изложенные в Главе 3 Приложения, которые распространяются на реактивные самолеты сертифицированные по летной годности после 6.10.1977 г. (так называемые “самолеты Главы 3”).

Данные стандарты к настоящему времени также распространены на все винтовые самолеты с максимальной взлетной массой более 5700 кг.

Стандарты Главы 2 вступили в силу в 1973 г., стандарты Главы 3 - в 1977 г. Разница в нормах на авиашум между требованиями Главы 2 и Главы 3 составляет величину порядка 17 дБ по сумме уровней в трех контрольных точках.

В 2001 г. в ИКАО были разработаны новые стандарты на шум дозвуковых реактивных самолетов, обозначенные как “Глава 4”, вступившие в действие с 1.01.2006 г. Требования Главы 4 жестче требований Главы 3 на 10 дБ по сумме уровней в трех контрольных точках [25] (рис. 1.9).

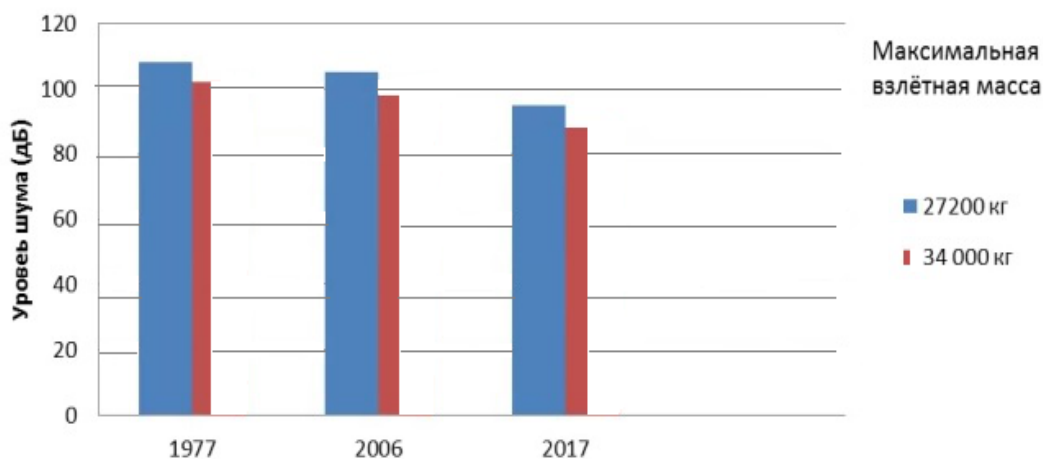


Рис. 1.9. Предельно допустимые уровни шума у дозвуковых реактивных самолетов

Однако в Главе 4 появились нововведения. Сначала нормировались уровни шума в трех разных сертификационных точках: сбоку от ВВП при разбеге (взлетный режим двигателей), на наборе высоты и на посадке (рис. 1.10). Начиная с Главы 4,

нормируется уровень шума самолета по сумме трех сертификационных точек, так называемый кумулятивный уровень, но при условии выполнения в каждой из этих трех точек как минимум нормативных ограничений Главы 3. Рекомендации о введении требований к новым самолетам ГА были приняты на Девятом совещании КАЕП с 4 по 15 февраля 2013 г., который проходил в Штаб-квартире ИКАО в Монреале. Данное совещание ознаменовало завершение трехлетней интенсивной деятельности по выработке требований к авиационному шуму, производству полетов и эмиссии рабочих групп САЕР с участием более 400 экспертов из различных государств и организаций всего мира [26].

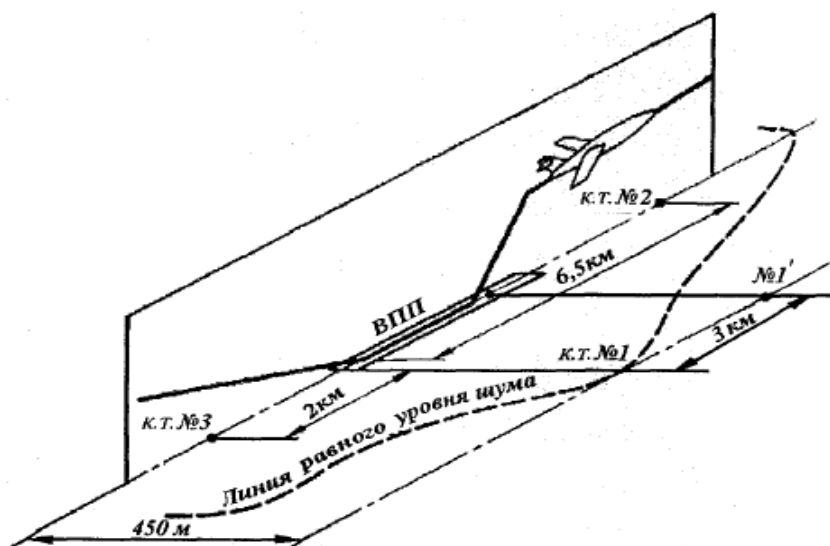


Рис. 1.10. – Расположение контрольных точек на местности при сертификации самолетов

На рис.10 обозначено к.т - контрольная точка.

Контрольная точка №1 находится на линии, отстоящей на расстоянии 450 м от оси взлетно-посадочной полосы. Контрольная точка №2 размещается под траекторией взлета самолета на оси взлетно-посадочной полосы на расстоянии 6500 м от начала разбега (участок набора высоты). Контрольная точка №3 находится под глиссадой посадки на оси взлетно-посадочной полосы на расстоянии 2000 м от посадочного торца

ВПП (участок посадки). Величина допустимого уровня шума в контрольных точках регламентируется соответствующими стандартами (РАК-36).

Несмотря на очевидные достижения мирового авиационного сообщества в регулировании уровня авиашума на местности, высокие темпы развития мировой гражданской авиации способствуют обострению проблемы авиационного шума в ряде развитых государств. В результате возникают ситуации, когда мировое авиационное сообщество оказывается перед лицом намерений этих государств решения проблемы авиашума односторонними мерами, включая введение эксплуатационных ограничений на выполнение международных полетов воздушных судов по авиашуму.

Одобренная Ассамблеей политика в области охраны окружающей среды позволяет продолжить эксплуатацию на международных авиалиниях воздушных судов "Главы 2" и повторно сертифицированных воздушных судов "Главы 3" на условиях их поэтапного вывода с эксплуатации в течение согласованных сроков [27].

Несмотря на значительный задел в области создания СПС-2, очевидно, что современные требования к гражданским самолетам в области экологии и шума трудновыполнимы для разрабатываемых проектов. Вопреки наличию огромной научно – технической и производственной базы в области дальних сверхзвуковых машин, создание высокоэффективного СПС-2 невозможно без решения ряда сложных технических проблем, многие из которых характерны именно для данного типа самолетов.

Выполнение норм 3 (4) главы приложения 16 ИКАО по шуму на местности при короткой ВПП (1800 м) означает снижение уровня шума относительно Ту-144, разработанного в СССР, не менее, чем на 14...18 EPNdb в каждой из контрольных

точек. Это потребует разработки и доводки качественно новой системы шумоглушения, механизации крыла, поиска и отработки порядка дросселирования двигателей и методик пилотирования на взлете и посадке [28].

1.3 Источники шума двигателей сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения

Для СПС-2 основным источником шума является струя газа на выходе из сопла. Из соотношений для акустической мощности струи двигателей W и интенсивности шума L , следует, что нормируемый уровень может быть обеспечен при снижении скорости E струе двигателей на выходе из сопла V_c с 900 м/с СПС-1 до 450 м/с (рис. 1.11) [29], т.е. для сохранения тяги двигателей P на режиме $M=0,0$ приведенный расход воздуха через двигатели G_b должен быть увеличен в два раза .

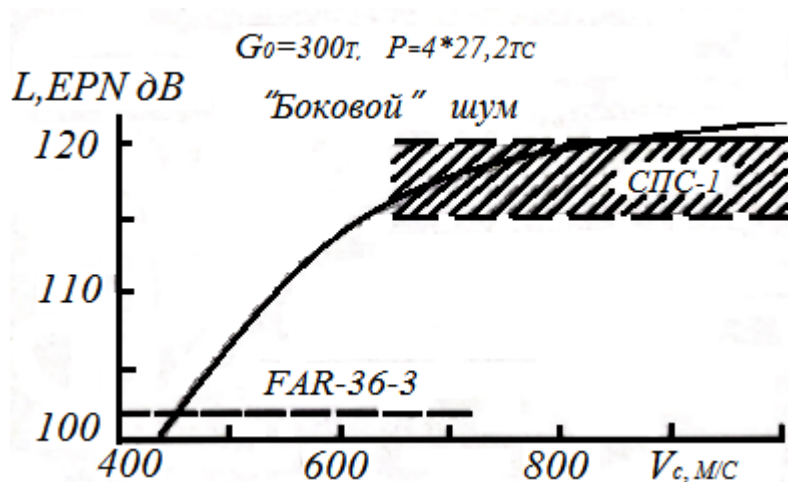


Рис. 1.11. Интенсивность шума в зависимости от скорости в струе двигателя сверхзвукового пассажирского самолета первого поколения

Зависимость на рис. 11 получена на основе следующих выражений

$$\text{при } M=0, \quad W = K \frac{\rho_c F_c V_c^8}{a^5} = K \frac{P V_c^8}{a^5}$$

$$L = 101 \frac{\omega}{\omega_0} = 201 \frac{P}{P_0},$$

В проведенных NASA исследованиях [30] отмечается, что уровень шума для СПС в значительной степени определяет выбор схемы и параметров цикла двигателя и конструкцию планера. Предполагается, что допустимый уровень шума для СПС будет по крайней мере таким же, как для современных дозвуковых самолетов. Поэтому при разработке СПС-2, он должен быть компромиссом между самолетом высоким уровнем шума Конкорда (Concorde) с очень хорошими характеристиками двигателя и тихим ТРДД со смешением. Для решения проблемы шума и его снижения в настоящее время предложены разные технические решения и методики. Большую роль в снижении шума создаваемого струей газа играет выходное устройство (сопло). Предполагается, что конструкция сопла двигателей СПС будет несколько иной. Истекающий из сопла поток может быть обращаемым, т.е. внутри скоростного высокотемпературного потока газов может находиться низкотемпературный поток с меньшими скоростями.

Такой перевернутый профиль позволяет значительно снизить шум за счет смешения и экранирования реактивной струи и установки (для взлетно-посадочных режимов) механического завихрителя полного потока, что существенно увеличивает площадь реактивной струи.

В исследованиях NASA [30] делается вывод, что двигатель СПС-2 должен иметь умеренную степень двухконтурности, замедленную струю с низким уровнем шума из сопла, сконструированного как эжекторносмесительное сопло. При этом происходит снижение шума с уровня в 120 дБ примерно на 16 дБ. Во время крейсерского полета эжекции окружающего воздуха не происходит, удовлетворительные характеристики такого малоразмерного сопла были подтверждены испытаниями в аэродинамической трубе. Авторы этого исследования также

предполагают, что для того чтобы свести к минимуму вес сопла, должны быть разработаны перспективные материалы, конструкции и процессы их производства: тонкие стенки корпуса из перспективных материалов для смесительной камеры и акустическая и тепловая защита из углерод-углеродного композиционного материала.

Другим источником шума является воздухозаборник, хотя он для СПС-2 незначителен по сравнению с шумом, создаваемым струей газа. Сверхзвуковой воздухозаборник силовой установки СПС-2 имеет изменяемую геометрию за счет перемещения центрального тела, отношение длины канала к диаметру превышает 2, при этом шум распространяется изломанной линией. Хотя удлиненный воздухозаборник может обеспечить значительно большую поверхность для акустической обработки, тем не менее некоторые трудности (такие как система слива и управления пограничным слоем) могут ограничить эту поверхность запирающая воздухозаборника.

В работе [30] проводилась оценка шума при заходе на посадку. При этом рассматривался воздухозаборник с двумерным осесимметричным трансформирующимся центральным телом и центральным телом переменного диаметра. Были использованы результаты испытаний двигателя Ту - 144.

Проведенный в [29] анализ показывает, что по соображениям выполнения нормативов по шуму, одним из основных расчетных режимов для силовой установки становится режим ($M=0,25$ $H=0,0$). Еще одним из весьма эффективных способов снижения шума в зоне аэропорта может стать измененный режим взлета и посадки СПС-2. Силовая установка проектируется переразмеренной и разбег по ВПП до момента отрыва происходит на дроссельных режимах: сразу после отрыва от ВПП

двигатели переводятся на максимальный режим, чем обеспечивается набор высоты по крутой траектории. Все режимы выполняются при автоматическом управлении тягой. При заходе на посадку СПС снижается также по крутой траектории с помощью согласованной работы поверхностей управления и закрылков.

Дальнейшего уменьшения шума самолета надеются добиться системой интеграции всех элементов самолета и автоматической установкой элементов управления посадкой и взлетом самолета. При этом новые СПС должны обладать при низких скоростях полета отношением подъемной силы к лобовому сопротивлению, в два раза большим, чем у проекта Конкорда.

1.4 Методы снижения акустического шума

Снижение вредного воздействия авиационного шума на пассажиров и население, проживающее вблизи аэропортов, является весьма сложной проблемой, которая должна решаться посредством осуществления комплекса различных мероприятий с учетом технических возможностей и экономической целесообразности [31, 32].

Среди комплекса противоречивых требований к сверхзвуковому пассажирскому самолету экологические требования, непосредственно зависящие от силовой установки, а именно требования к уровню шума на местности и эмиссии, занимают важнейшее место. Оптимальное согласование основных проектных параметров (ПП) двигателя и самолета с учетом этих экологических требований во многом определяет реализуемость проекта самолета в целом.

Одним из серьезных резервов улучшения акустических характеристик силовой установки сверхзвукового самолета является оптимальное управление взлетной тягой

(УВТ) двигателя на участке начального набора высоты. В работе [33] оптимизировались такие проектные параметры, как степень двухконтурности, суммарная степень повышения давления, температурная раскрутка, взлетный режим работы двигателя, удельная нагрузка на крыло, крейсерская скорость полета, а также такие параметры управляемого дросселирования тяги, как степень, высота начала и темп дросселирования тяги, площадь критического сечения сопла.

В работе рассматривались высоты начала управляемого дросселирования тяги (УДТ) как больше, так и меньше минимальных. При этом шум в боковой к.т. оценивался с учетом влияния на него УДТ на участке начального набора высоты. Такой подход к оценке бокового шума, принятый в работе, позволил оценить эффективность раннего УДТ для сверхзвуковых самолетов, в том числе с точки зрения снижения шума в эксплуатации (так называемого эксплуатационного шума).

В работе [34] описана схема акустического воздействия на струю с помощью излучения, генерируемого несколькими расположенными вокруг основной струи параллельными струйками, диаметр сопел которых примерно на порядок меньше диаметра сопла основной струи, а скорость истечения равна скорости истечения газа из основного сопла. Такую систему струй можно реализовать при истечении из одного ресивера как основной струи, так и вспомогательных периферийных струй (рис. 1.12).

Шум, генерируемый периферийными струями, воспринимается основной струей как высокочастотное возбуждение. Акустическая эффективность предложенного шумоглушающего устройства, определенная по испытаниям на модельных струях, составляет 2-3 дБ в звуковом диапазоне частот.

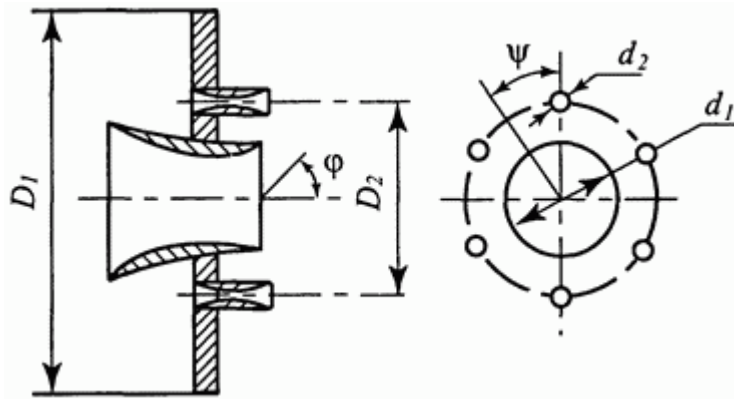


Рис. 1.12. Система основной струи и вспомогательных периферийных струй

Одним из ключевых вопросов при разработке новых силовых установок является вопрос снижения шума двигателя в задней полусфере. В [34] для этого предлагается обрабатывать особым образом выходное сопло двигателя. Такая обработка сопла двигателя носит название шевронной обработки, а сами зубцы называют шевронами (рис. 1.13). При этом в области максимума спектра шума струи это снижение достигает величины $\Delta L = 4-5$ дБ как при отсутствии смутного потока, так и при его наличии (рис. 1.14).

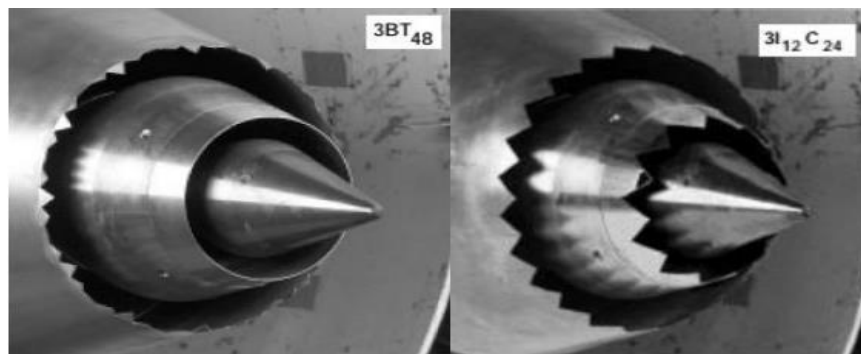


Рис. 1.13. Фотографии сопел с табами и шевронами на выходе [35]

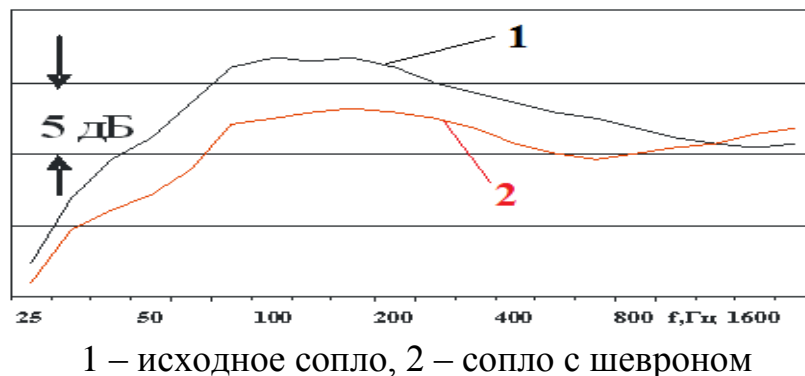


Рис. 1.14. Уменьшение шума с применением шевронов

При проведении экспериментов использовались следующие конфигурации двухконтурных сопел.

Измерены акустические характеристики струи и тяга двигателя. Выявлены конфигурации с высоким соотношением снижения шума и потери тяги. Для наилучших конфигураций шевронов и табов получено уменьшение уровня шума на 2.82 дБ, при этом потери тяги минимальны и составляют 0.06%.

При установке на срезе сопла многотрубчатого насадка, то есть при замене исходной струи несколькими более мелкими струйками, происходит снижение общей акустической мощности выхлопного потока, уменьшение доли низкочастотных и увеличение доли высокочастотных составляющих в спектрах шума.

Еще один подход, описанный в [34], основан на применении в каналах мотогондол и двигателей звукопоглощающих конструкций с резонансными или объемными поглотителями и является сегодня наиболее эффективным методом снижения интенсивности шума, генерируемого лопаточными машинами турбореактивного двигателя. В практике снижения шума пассажирских самолетов широкое применение получили резонансные, так называемые «сотовые», звукопоглощающие конструкции (ЗПК), состоящие из обращенного к потоку перфорированного листа, жесткого непроницаемого основания и воздушной полости между ними, разделенной на отдельные ячейки сотовым наполнителем (на рис. 1.15).

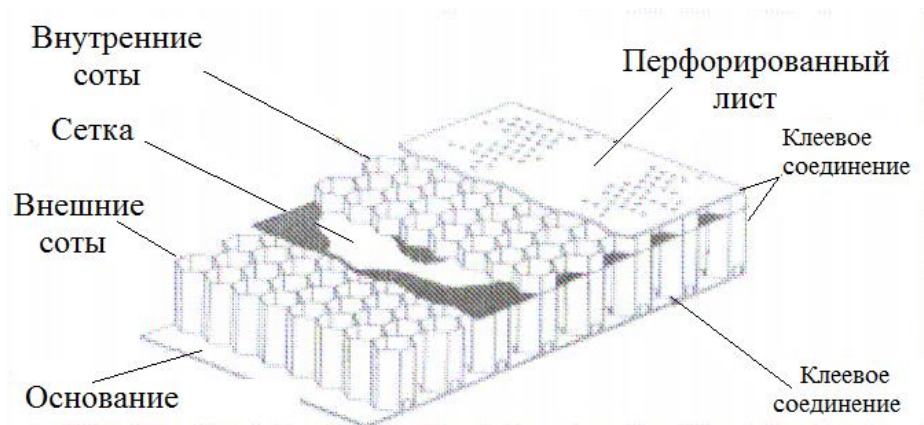


Рис. 1.15. Звукопоглощающие конструкции с сотовым наполнителем

Сотовый наполнитель препятствует рециркуляции воздуха через перфорированный лист, возникающей за счет градиентов пристеночного давления в проточной части силовой установки, и тем самым уменьшает потери давления. Обычно в глушителях шума вентилятора силовой установки самолета применяется однослойная сотовая ЗПК. Частотные характеристики снижения шума в таких глушителях имеют вид резонансной кривой с одним или несколькими максимумами (рис. 1.16).

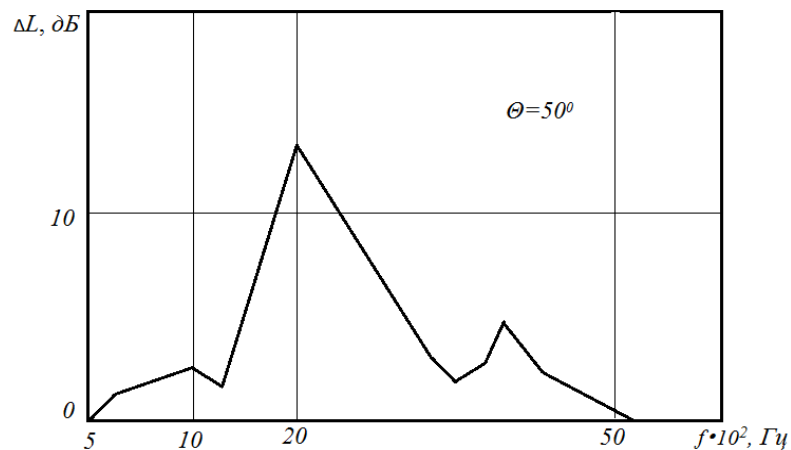


Рис. 1.16. Частотная характеристика снижения шума в глушителе воздухозаборного канала

На рис. 16 обозначены: ΔL - величина снижения шума в глушителе,

θ - температура среды в воздухозаборнике; f - частота настройки глушителя

Выбор программы взлета самолета также может повлиять на уровень

воспринимаемого шума. Для режимов взлета самолета, как уже указывалось ранее, должен быть обеспечен допустимый уровень шума в двух контрольных точках: в точке 1 на удалении 450 м сбоку от оси ВПП и в точке 2 на удалении 6,5 км от начала разбега по оси ВПП (см. рис. 2). Уровень шума в контрольных точках зависит от траектории взлета и начального набора высоты и программы регулирования тяги двигателей.

В любом случае программа взлета и начального набора высоты при существующей технике пилотирования гражданских самолетов состоит из разбега, отрыва самолета, разгона до характерной скорости и начального набора высоты с постоянной скоростью на максимально возможном по условиям обеспечения допустимого уровня шума в контрольных точках режиме работы двигателей.

Если уровень шума в точке 1 больше уровня шума при пролете самолета над точкой 2, то целесообразно уменьшить тягу двигателей. Если уровень шума при пролете в контрольной точке 2 больше уровня шума в точке 1, то можно путем увеличения тяги двигателей при разбеге и начальном наборе высоты достичь большей высоты пролета над максимальной точкой 2. В обоих рассмотренных случаях максимальный уровень воспринимаемого шума снижается.

Рассмотрим, каким образом можно построить траекторию взлета самолета, обеспечивающую наименьший уровень шума на местности в контрольных точках. Сперва покажем, как изменяется уровень воспринимаемого шума в точке 2.

Уровень шума от самолета в точке 2 зависит от расстояния до нее, режима работы двигателя, высоты и скорости полета. С ростом скорости полета уровень шума, создаваемого самолетом, уменьшается. Выбор скорости пролета над контрольной точкой 2 должен производиться одновременно с выбором высоты пролета, так как

увеличение скорости при выбранной тяге на участках разбега и пролета над точкой 2 считать ведет к уменьшению высоты пролета над точкой 2. Значительное уменьшение может быть получено, если скорость пролета над точкой 2 считать постоянной и равной характеристической скорости V_0 .

Небольшое изменение угла атаки самолета не ведет к значительному изменению уровня воспринимаемого шума в точке прослушивания и поэтому в первом приближении угол атаки на участке пролета над точкой 2 можно принять постоянным. При сделанных предположениях для каждого режима работы двигателя можно построить зависимость уровня шума в точке 2 от расстояния до нее и высоты полета (рис. 1.17).

Видно, что максимальное значение уровня воспринимаемого шума находится за контрольной точкой и с ростом высоты пролета смещается вправо. Зная высоту полета и режим работы двигателя (тягу двигателя), можно построить по графикам, подобным приведенному на рис. 1.8, зависимость тяги двигателя от высоты полета для одинаковых уровней шума (рис. 1.9). По данным рис. 5 можно установить, на какой высоте и с какой тягой при пролете самолета с заданным взлетным весом достигается максимальный уровень шума в точке прослушивания.

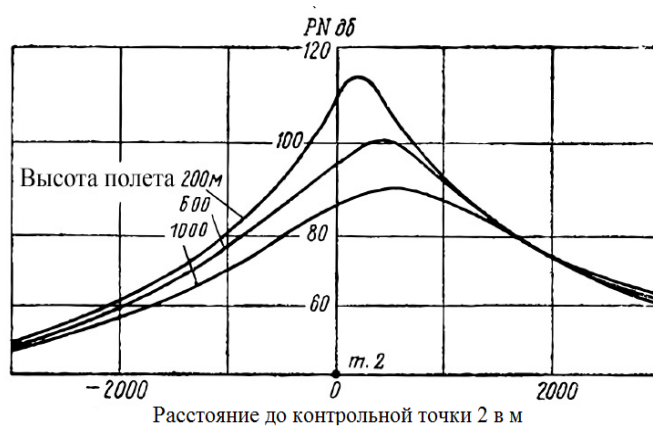


Рис. 1.17. Зависимость уровня шума в точке 2 от расстояния до нее (от начала разбега) и высоты полета при максимальном режиме работы двигателя.

На рис. 17 обозначены: PN, дБ - воспринимаемый уровень звука.

Если на выше приведенный график (рис. 1.18) нанести зависимость максимальной тяги двигателя, потребной для пролета над контрольной точкой с набором высоты при вертикальной скорости, равной, например, 2,5 м/сек, от высоты полета, то по точке пересечения кривых потребной тяги и тяги, допускаемой по шуму, можно опеределить условия (высоту полета и тягу двигателя), при которых обеспечивается допустимый уровень шума.



Рис. 1.18. Зависимость тяги двигателя от высоты полета при постоянном значении уровня шума

Уровень воспринимаемого шума в точке 2, как это следует из графика на рис. 8, будет значительным только на небольшом расстоянии от точки 2 в направлении подхода к ней. Поэтому, для уменьшения уровня воспринимаемого шума при подходе к точке 2 тягу двигателя следует понижать. До этого, при разбеге и начальном наборе высоты, тяга должна ограничиваться условиями по допустимому уровню шума в точке 1 сбоку от ВПП [36].

1.5 Постановка задачи исследования

Проблема шума при взлете остается нерешенной. Основным источником шума

при взлете является двигатель. Если для применяемых в дозвуковой авиации двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРДД) с высокой степенью двухконтурности основными источниками шума двигателя являются вентилятор и реактивная струя, то для двигателей сверхзвуковой авиации, имеющих небольшое значение степени двухконтурности, или вообще одноконтурных, главным источником шума будет реактивная струя. Согласно теории Лайтхилла [37] акустическая мощность, излучаемая реактивной струей пропорциональна скорости истечения газовой струи в 8-ой степени [38]. В связи с этим основные работы по снижению шума двигателя СПС-2 связаны с снижением скорости истечения. В [39] описана схема предлагавшегося для СПС-2 фирмой General Electric двигателя GE-23, являвшегося не только двигателем с изменяемой степенью двухконтурности, но и обеспечивающим при взлете перевернутый профиль скорости истекающей струи (рис. 1.19). Это должно привести к еще большему снижению шума.

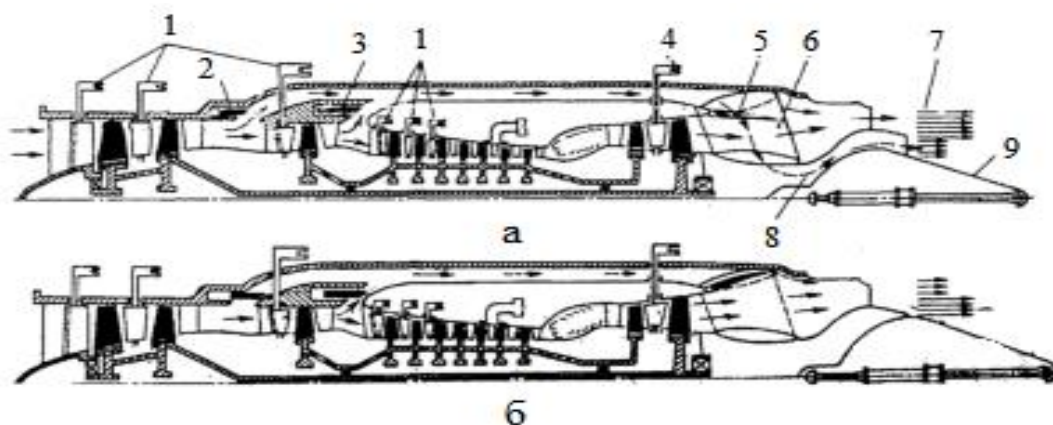


Рис. 1.19. Двигатель с изменяемой степенью двухконтурности с перепуском воздуха во внешний контур - GE-23

а - взлет, дозвуковой режим полета; б - крейсерский сверхзвуковой режим полета; На рис. 1.19 введены следующие обозначения: 1 - регулируемые направляющие аппараты компрессоров; 2 - селекторный клапан; 3 -

регулируемый эжектор перепуска; 4 - регулируемый сопловой аппарат турбины низкого давления; 5 - регулируемый смеситель; 6 - пилон; 7 - перевернутый профиль скорости; 8 - акустическое сопло

Ряд исследователей [40, 41, 42, 43, 44, 45] полагает, что двигатель СПС-2 должен быть переразмерен, чтобы иметь возможность осуществлять взлет на дроссельном режиме работы, что приведет к снижению скорости истечения, а значит и уровня шума. Однако переразмеренный двигатель – это увеличение массы силовой установки, поэтому необходимо достаточно точно определить требуемую степень переразмеривания.

Уровень силы тяги, необходимой для взлета самолета с полосы заданной длины, в значительной степени зависит от взлетной аэродинамики самолета и, прежде всего, от значения коэффициента подъемной силы крыла. Проведенные в ЦАГИ исследования показали, что возможно в значительной степени увеличить подъемную силу крыла при взлете самолета, используя энергетическую механизацию крыла [46, 47, 48, 49, 50], т.е. осуществляя управляемый выдув отбираемого от двигателя сжатого воздуха в щель закрылка. В этом случае необходимо решить оптимизационную задачу, так как увеличение отбора воздуха от двигателя будет снижать значение развиваемой им силы тяги, но, с другой стороны, будет увеличиваться подъемная сила крыла и, значит, снижаться уровень потребной тяговооруженности для взлета.

Таким образом, задачу оптимизации системы «Двигатель - крыло с энергетической механизацией выдувом воздуха» для минимизации уровня шума можно сформулировать следующим образом:

1. Разработать математическую модель расчета характеристик двигателя, включая расчет уровня шума, генерируемого реактивной струей. Для того, чтобы

можно выделить в чистом виде влияние отборов выдуваемого воздуха на взлетные характеристики СПС-2, будет рассмотрены на сложные схемы ДИЦ. В качестве двигателя - прототипа целесообразно рассматривать двигатель типа АЛ-31. Располагая реальными характеристиками АЛ-31Ф, необходимо провести верификацию математической модели, с помощью которой в дальнейшем можно изменять параметры двигателя;

2. Для принятой аэродинамической схемы СПС-2 (см. рис. 1.3) необходимо определить взлетные аэродинамические характеристики и составим математическую модель аэродинамических характеристик крыла при различных углах отклонения закрылка и различных параметрах выдуваемого воздуха;

3. Разработать математическую модель расчета разбега самолета с выным двигателем и при отсутствии выдува воздуха в щель закрылка;

4. Создать математическую модель расчета разбега самолета с исходным двигателем и при наличии выдува воздуха в щель закрылка;

5. Провести расчеты потребной тяги двигателя и относительного уровня уменьшения акустического шума по взлетно-посадочной полосе с заданной длины.

Выводы по главе

В первой главе проводится обзор научно-технической информации по исследованию проблем разработки СПС - 2. В заключение главы определяются задачи оптимизации системы «Двигатель – крыло с энергетической механизацией выдувом воздуха» для минимизации уровня шума при режиме взлета САС.

ГЛАВА. 2 МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТРДД АЛ-31

2.1. Сравнительный анализ математических моделей и программных комплексов расчета характеристик ТРДД

Известные в настоящее время программные комплексы расчета характеристик ТРДД применяются в практике работ конструкторских бюро (КБ) [51]. Реализованные в них математические модели рабочих процессов ГТД авиационного применения основаны на единых теоретических положениях и допущениях, которые были сформулированы ещё в конце 1960-х годов. Фактически эти программы являются определяющими в отечественной практике термогазодинамических расчётов. К настоящему времени накоплен значительный опыт эксплуатации этих программ, выявлены их достоинства, особенности и недостатки.

Расчет характеристик ТРДД является необходимым элементом проектирования авиационных двигателей, а также используется на этапах исследований и поисковых разработок. Применяемые для этой цели методы расчета должны обладать гибкостью и допускать решение широкого круга задач (определение высотно-скоростных и дроссельных характеристик, габаритов и массы, динамических характеристик и других данных двигателей).

К характерным вариантам постановки задачи разработки математической модели двигателя относятся:

- на установившихся режимах работы - термодинамический расчет и согласование параметров на расчетном режиме с целью определения основных данных и схемы проточной части в соответствии с требованиями, предъявляемыми к двигателю на заданном расчетном режиме;

- расчет тягово-экономических характеристик, частот вращения роторов, давлений и температур по тракту и других параметров двигателя при условии, что известны сечения проточной части, характеристики узлов и заданы законы регулирования;

- на неустановившихся режимах работы - определение времени и характера протекания переходных процессов при условии, что известны характеристики узлов и заданы законы регулирования двигателя на этих режимах работы.

2.2. Требования, предъявляемые к математическим моделям ТРДД

Математические модели расчета характеристики современных ТРДД с высоким уровнем параметров рабочего процесса, сложными законами управления должны обладать определенными свойствами.

1. Необходимо учитывать термодинамические соотношения, описывающие свойства воздуха и газа, протекающего в проточной части двигателя, в виде функциональных зависимостей от температуры и состава смеси.

2. Необходимо расчет параметров двигателя в произвольной точке характеристики свести к составлению и решению системы формализованных нелинейных уравнений, которая может оперативно изменяться введением в нее новых уравнений или исключением прежних.

Первое свойство, предъявляемое к математическим моделям, связано с высоким уровнем температуры воздуха (газа), что приводит к значительным погрешностям в вычислениях при использовании допущения постоянства теплофизических свойств газа. Данное допущение используется в большинстве исследований [52]. В работе [53] указывается, что для ТРДД с $T_T^* = 1800 \text{ K}$ в вычислениях удельной тяги при

использовании этого допущения может составить 15%, а по удельному расходу топлива - 14%.

Достаточный для проектных задач исследования системы "самолет-двигатель" уровень точности обеспечивает использование зависимостей $C_p = f(T, q_m)$, которые удобно представить в форме аппроксимирующего полинома n -ого порядка:

$$C_p = f(T, q_m) = \sum_{j=0}^n a_j(q_m)(T/1000)^j,$$

где $a_j(q_m)$ - коэффициенты полинома, зависящие от вида применяемого топлива и величины q_m .

Данная методика особенности проведения расчетов подробно изложены в работе [54].

Второе необходимое свойство математических моделей, используемых для исследования характеристик современных и перспективных двигателей, реализуется в большинстве современных вычислительных пакетов программ разработанных в МАИ (Московский авиационный институт), ЦИАМ (Центральный институт авиационного моторостроения), УГАТУ (Уфимский государственный авиационный технический университет), СГАУ (Самарский государственный аэрокосмический университет), КБ им. А. Люльки и других организациях.

На кафедре 201 МАИ был проведен сравнительного анализа получивших наибольшее распространение вычислительных пакетов программ, позволяющих рассчитывать характеристики авиационных ГТД. Сравнивались программы, разработанные в ЦИАМ (программный комплекс ЕТА), в КГТУ (Казанский государственный технический университет) им. А.Н. Туполева (ГРАД) [55], в УГАТУ

(DVIGWT) [56, 57], GasTurb (Технический университет Мюнхена (Германия)) [58], ThermoGTE (НПО Сатурн). Результаты сравнительного анализа проведены в таблице 2.1.

Таблица 2.1

Результаты сравнительного анализа моделей и пакетов программ

Наименование программы	Программный комплекс ЦИАМ	ГРАД версии 16.2001, КАИ	DVIGwT, УГАТУ	ThermoGTE, ОАО им. А Люлька	GasTurbv. 11, J kurzke
1	2	3	4	5	6
Принцип построения схемы	Набор готовых схем	Модульная композиция	Модульная декомпозиция	Набор готовых схем	Набор готовых схем
Область применения	Авиационные ГТД	Авиационные ГТД, наземные ГТУ	Авиационные ГТД, ГТУ сложных схем	Авиационные ГТД	Авиационные ГТД, ГТУ
Метод нахождения решения	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона	Формирование системы уравнений невязок, совместное решение уравнений методом Ньютона - Рафсона	Формирование системы невязок, совместное решение уравнений «методом Ньютона	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона
Применяемые топлива	Керосин, метан	Углеводородные произвольного состава, водород	Углеводородные произвольного состава	Углеводородные произвольного состава	Керосин, дизельное, природный газ, водород

1	2	3	4	5	6
Представление характеристик компрессора и турбины	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Типовые произвольные характеристики узла с возможностью переразмеривания
Расчёт характеристик ГТД	Дроссельные, высотно-скоростные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные, климатические
Расчёт переходных режимов	в квазиационарной постановке	в квазистационарной постановке	в квазистационарной постановке	в квазистационарной постановке	в квазистационарной постановке
Визуальное формирование проточной части, оценка массы и габаритных размеров	в виде отдельной программы	Оценка массы и габаритов	нет	нет	есть

1	2	3	4	5	6
Оценка показателей напряжённости основных узлов и выработки ресурса	нет	нет	нет	нет	есть
Учёт термической диссоциации	нет	нет	нет	в виде добавочной методики	нет
Учёт влияния неравномерности и нестационарности потока за вентилятором	нет	в виде поправок к величинам температуры и давления	в виде поправок к величинам температуры и давления	в виде поправок к величинам температуры и давления	есть
Возможность использования разных характеристик для внутреннего и наружного контуров	нет	при условии разбивки вентилятора на два контура	при условии разбивки вентилятора на два контура	есть	–
Учёт влияния неравномерности и нестационарности потока по тракту двигателя	нет	нет	нет	нет	нет

1	2	3	4	5	6
Учёт влияния числа R_e	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	есть
Расчёт многоступенчатых охлаждаемых турбин с промежуточным охлаждением ступеней	нет	Возможен при повенцовом описании ступеней турбины	Возможен при повенцовом описании ступеней турбины	нет	нет
Расчёт компрессора с отбором охлаждения из промежуточных ступеней	нет	Возможен при повенцовом описании ступеней компрессора	в виде учёта доли работы компрессора до каждого отбора	в виде учёта доли работы компрессора до каждого отбора	есть
Расчёт коротких нецилиндрических камер смещения	нет	Возможен при описании методики Заказчика	Возможен при описании методики Заказчика	Возможен при описании методики Заказчика	нет
Расчёт характеристик в составе силовой установки ЛА	нет	по дополнительным зависимостям	по дополнительным зависимостям	по дополнительным зависимостям	есть

1	2	3	4	5	6
Вычисление дополнительных зависимостей, Раширяющих функциональность модели	нет	Вычисление по дополнительным формулам с возможностью использования в программе регулирования	есть	есть	есть
Возможность работы с базами данных проекта	нет	Возможность импорта в формате Excel	С помощью дополнительных программ	есть	нет
Возможность создания пользовательских модулей, расширяющих возможности программы	нет	Есть в виде возможности создания оперативного модуля	Есть при условии обращения к разработчику	Есть при условии обращения к разработчику	нет
Возможность автоматизации типовых вычислительных операций	нет	нет	нет	есть	нет
Операционная система	MS DOS	MS DOS, MS Windows	MS Windows	MS Windows	MS Windows

Таким образом, все рассмотренные программные комплексы имеют примерно одинаковые функциональные возможности и применяются различными категориями пользователей для решения широкого круга задач [59].

2.3. Расчеты характеристик двигателя АЛ-31 с помощью программного комплекса ThermoGTE

Для решения задач диссертационной работы наиболее подходящим инструментом является программный комплекс ThermoGTE, т.к. основной спектр его применения в настоящее время - двигатели разработки КБ им. А. Люльки. Имеется значительный объем информации о верификации ThermoGTE с экспериментальными данными двигателей, разработанных в данном КБ, что является определяющим фактором для задач диссертации, т.к. именно двигатель АЛ-31 рассматривается в качестве прототипа основного элемента силовой установки перспективного сверхзвукового административного самолета.

Рассмотрим формирование математической модели двигателя для сверхзвукового административного самолета (САС) на основе авиационного ГТД, взяв в качестве примера двигатель АЛ-31Ф.

По схеме газо-воздушного тракта двигатель выполняется АЛ-31Ф (ТРДДф) с рездельными контурами. Компоновка авиационного двигателя АЛ-31Ф представлена на рис. 2.1. Для рассматриваемых задач создание САС названный двигатель модифицирован:

– во - первых, у него должна быть убрана форсажная камера, т.к. ее использование не предусматривается требованиями к современным проектом САС;

– во - вторых, он должен быть дополнен системой реверс тяги в соответствии с требованиями о длине пробега при посадке и длине торможения при прерванном взлете.

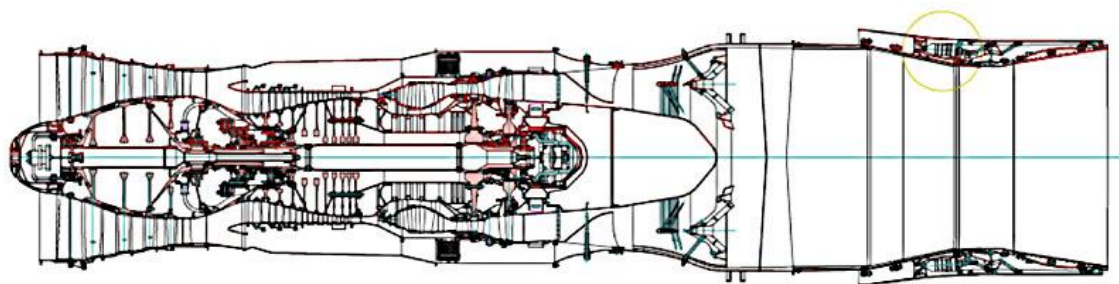


Рис. 2.1. Компонировка двигателя АЛ-31Ф.

Схема и модель механических и расходных связей двухвального ТРДДсм АЛ-31 показана на рис. 2.2 и 2.3.

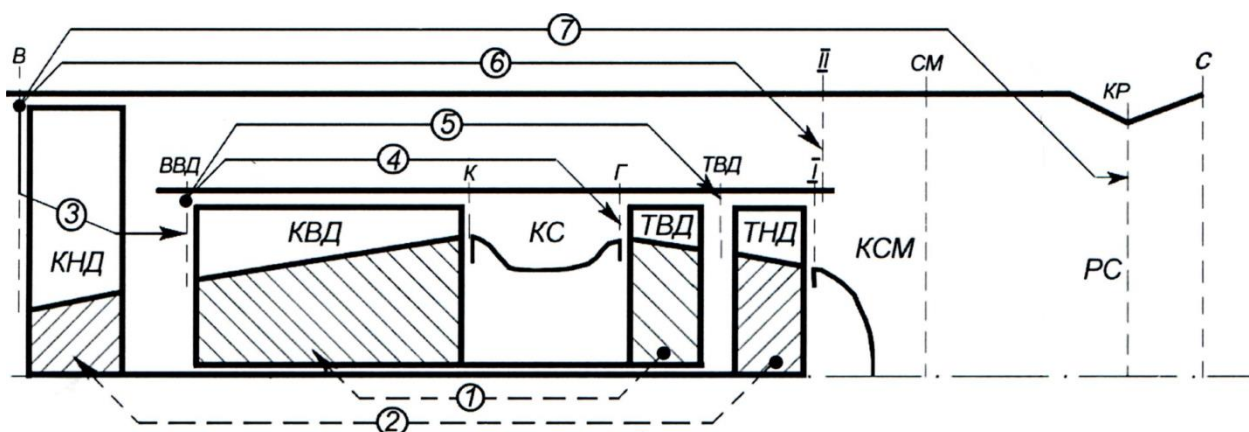


Рис. 2.2. Схема механических и расходных связей двухвального ТРДДсм АЛ-31

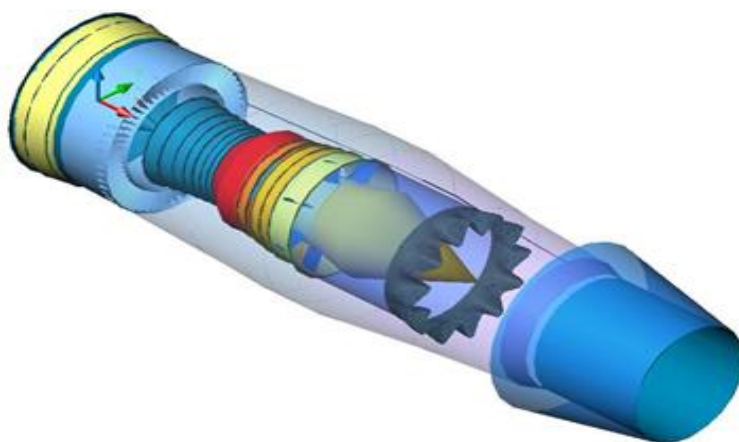


Рис. 2.3. Модель двигателя АЛ-31 для САС модифицирован АЛ-31Ф

Для расчета параметров установившихся режимов работы двигателя решается система нелинейных уравнений (СНЛУ), однозначно описывающая точку на характеристике двигателя.

Работа двухвального ТРДДсм, каким является АЛ-31, может быть рассчитана при задании совокупности его параметров, являющихся неизвестными величинами в системе нелинейных уравнений [60]:

$$\left\{ \begin{array}{l} X_1 = \overline{\pi}_{КНД}^* ; \\ X_2 = \overline{P}_{КНД}^* ; \\ X_3 = \overline{\pi}_{КВД}^* ; \\ X_4 = \overline{P}_{КВД}^* ; \\ X_5 = T_{\Gamma}^* ; \\ X_6 = \overline{\pi}_{ТВД}^* ; \\ X_7 = \overline{\pi}_{ТНД}^* . \end{array} \right.$$

Для определения данных параметров составляется система из семи уравнений:

$$\left\{ \begin{array}{l} f_1(X) = 1 - \frac{N_{ТВВ}}{N_{КВД} / \eta_{МВД}} ; \\ f_2(X) = 1 - \frac{N_{ТНД}}{N_{КНД} / \eta_{МНД}} ; \\ f_3(X) = 1 - \frac{G_{ВВД}}{G_{В} \frac{1}{1+m}} ; \\ f_4(X) = 1 - \frac{G_{\Gamma}}{G_{ВВД} (1 - g_{отб}) (1 - g_{охл}) (1 + g_{\Gamma})} ; \\ f_5(X) = 1 - \frac{G_{ТВД}}{G_{ВВД} (1 - g_{отб}) [(1 - g_{охл}) (1 + g_{\Gamma}) + g_{охл}]} ; \\ f_6(X) = 1 - \frac{G_{11}}{G_{ВВД} m (1 - g_{отб.11})} ; \\ f_7(X) = 1 - \frac{G_{кр}}{G_{ВВД} \cdot \alpha} . \end{array} \right.$$

В полученной системе уравнений $f_i(X)$, $i= 1, 2, 3...7$ - относительные погрешности.

Очевидно, если произвольно заданные выше параметры $X_1...X_7$ окажутся равными значениям этих параметров, которые удовлетворяют всем условиям совместной работы элементов двигателя, то относительные погрешности $f_1(X)...f_7(X)$ станут равными нулю. Следовательно, задача расчета параметров двигателя на произвольном режиме его работы сводится к подбору таких значений неизвестных параметров двигателя $x_1 \dots x_7$, при которых значения относительных погрешностей $f_1(X)...f_7(X)$ станут меньше наперед заданной положительной величины ξ , характеризующей точность расчета.

Ввод исходных данных для расчёта проводится в соответствующих «диалоговых окнах», в качестве примера на рис. 2.4 представлено «окно» ввода свойств турбины низкого давления (ТНД).

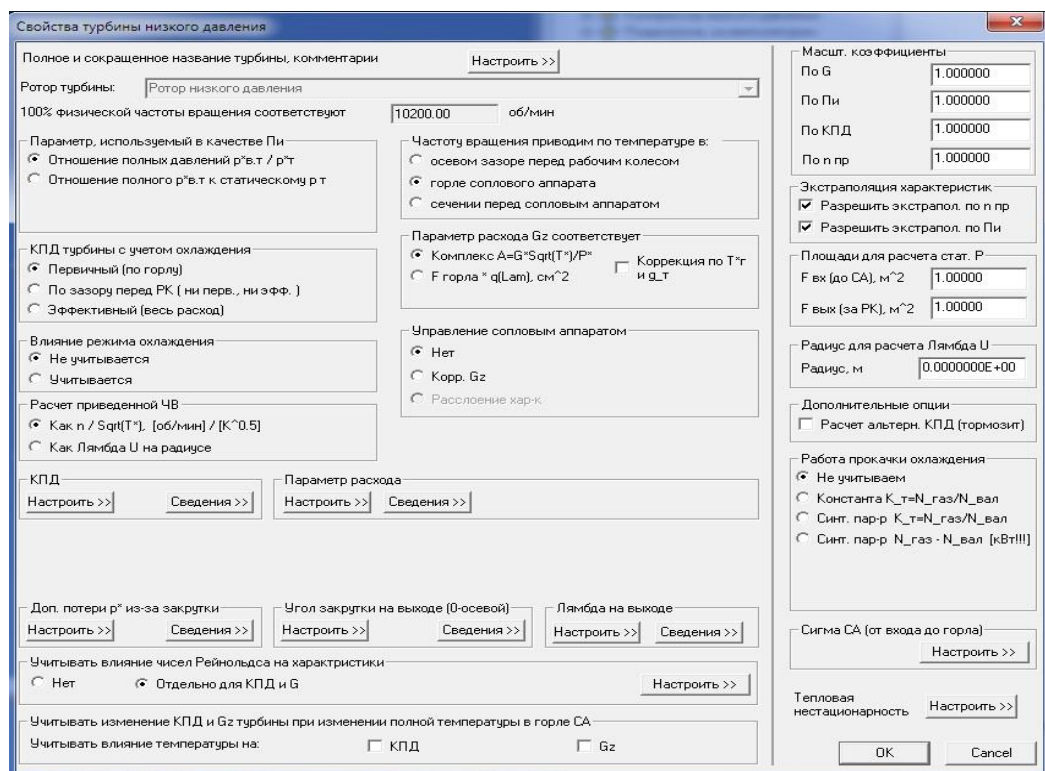


Рис. 2.4. Окно ввода свойств турбины низкого давления (ТНД)

На рис. 2.5 показано сравнение высотно-скоростных характеристик двигателя АЛ-31, полученных расчетным путем с помощью программно-вычислительного комплекса ThermoGTE с данными, приведенными в [61, 62]. Максимальное расхождение не превышает 6%.

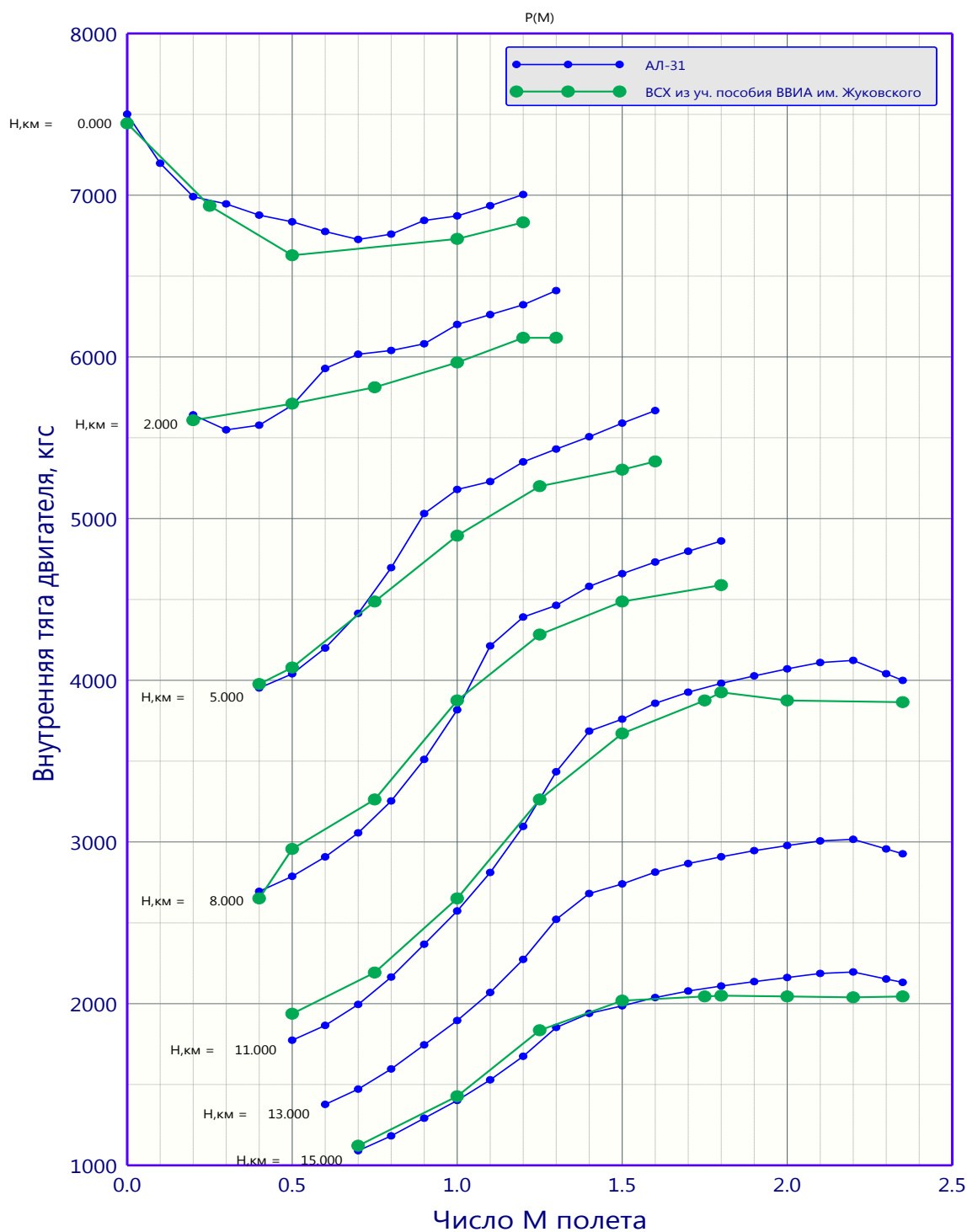


Рис. 2.5. Сравнение характеристик эксперимента на стенде с расчетными для двигателя АЛ-31.

На рис. 2.6. приведены полученные зависимости удельного расхода топлива от числа Маха M .

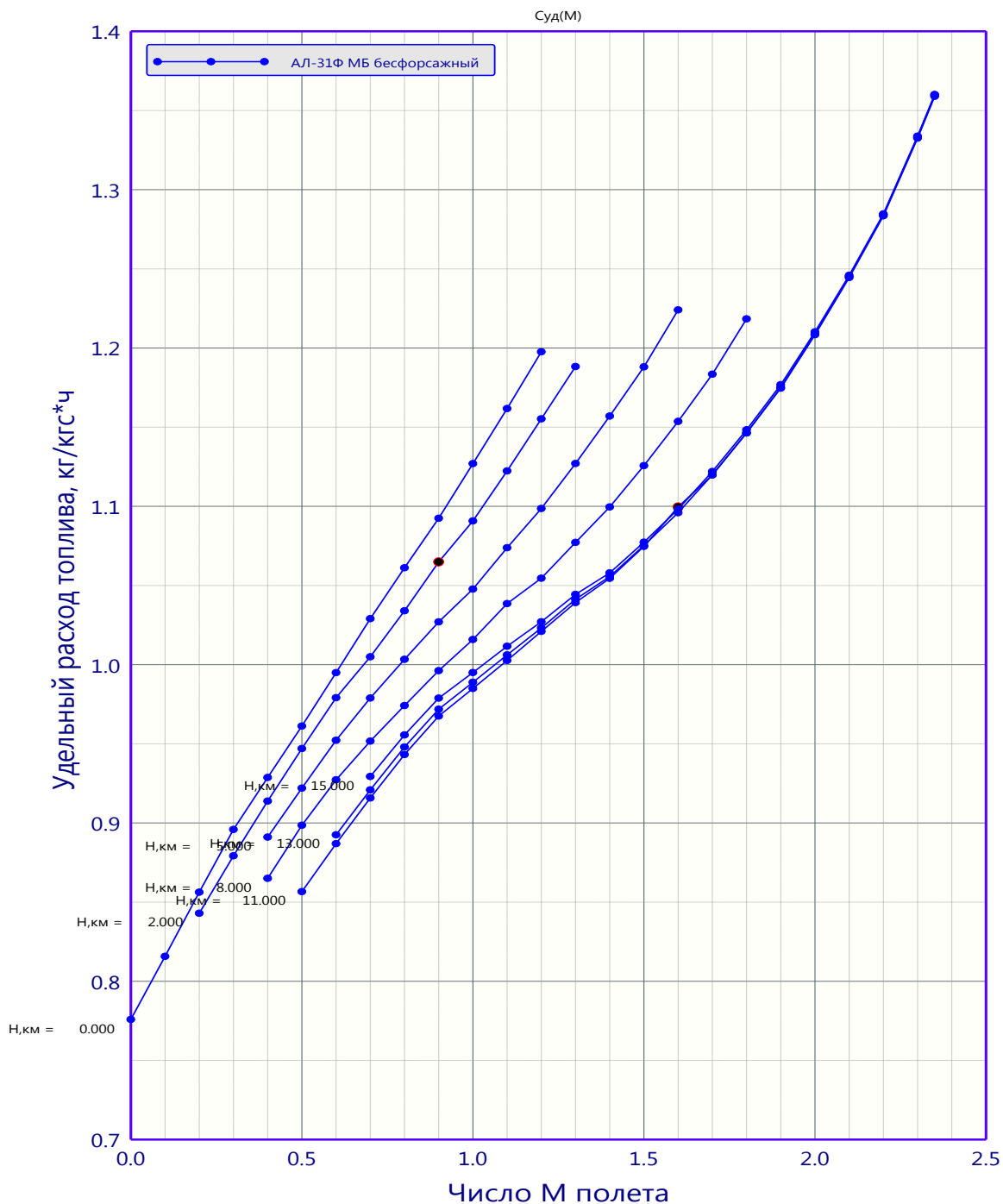


Рис.2.6. Зависимость удельного расхода топлива от числа Маха M двигателя АЛ-31.

Несмотря на то, что исследовательские работы проведены при взлетном режиме, основные параметры двигателя АЛ-31 при крейсерском режиме полета показаны в табл. 2.2.

Основные параметры двигателя АЛ-31 на крейсерском режиме полета

Число маха	Высота полета, км	Внутренняя тяга, кгс	Удельный расход топлива, кг/кгс*ч
0.8	11	2164.803	0.9431876
2	11	4070.32	1.208853

Для решения задач диссертационной работы необходимо зависимости скорости истечения из сопла и тяги двигателя при отборе воздуха из наружного контура.

Проведены расчеты зависимости тяги $P_{дв}$ двигателя АЛ-31 от количества отбираемого воздуха из двигателя при $G_{вотб.}=0$ кг/с, $G_{вотб.}=10$ кг/с, $G_{вотб.}=20$ кг/с, $G_{вотб.}=30$ кг/с, $G_{вотб.}=40$ кг/с. Полученные результаты показаны на рис. 2.7. На рис. 2.8 представлена зависимость коэффициента скорости истечения сопла C_c от тяги двигателя $P_{дв.}$ при различных отбираемых потоках из двигателя.

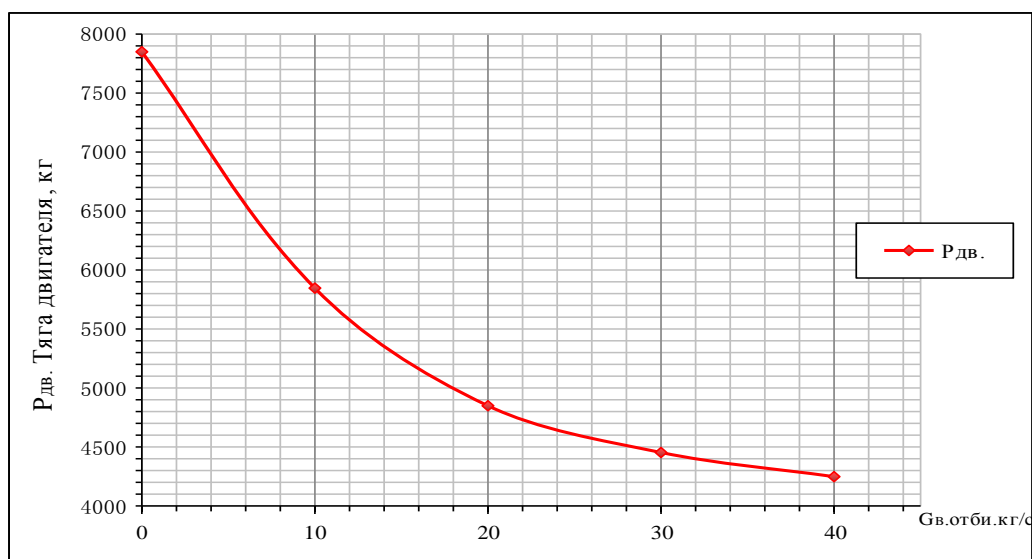


Рис. 2.7. Зависимость тяги $P_{дв.}$ от количества отбираемого воздуха $G_{вотб.}$ из двигателя АЛ-31

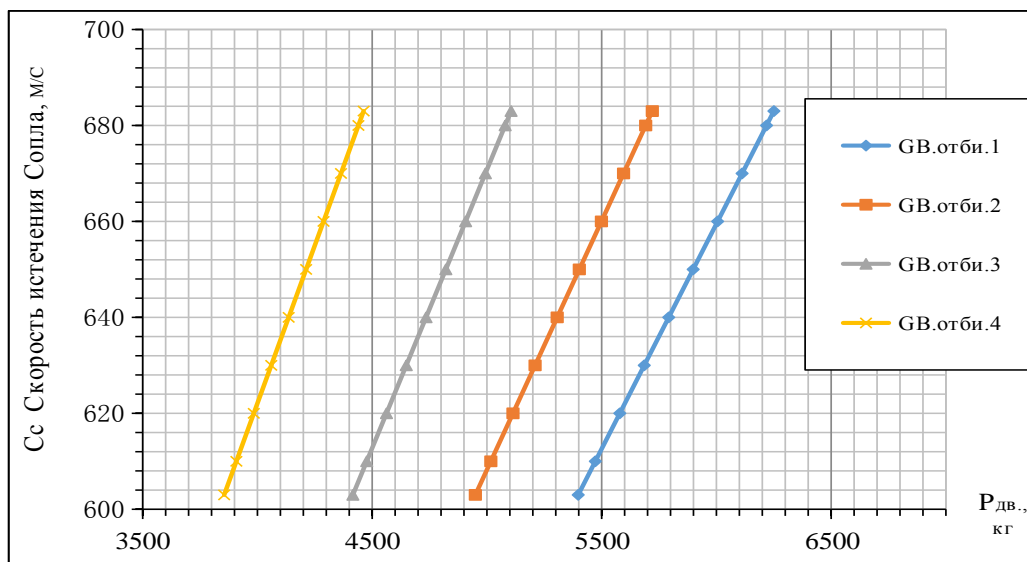


Рис. 2.8. Зависимости коэффициента скорости истечения сопла C_c от тяги двигателя $P_{дв.}$ при различных отбираемых потоках из двигателя

Здесь пунктирными линиями показаны связи, отбирающие механические связи между компрессорами и турбинами двухвального ТРДД. Это уравнения баланса мощностей каскадов турбины и компрессоров. Сплошными линиями показаны газодинамические связи, записанные как балансы расходов воздуха между сечениями двигателя.

2.4. Система реверса сверхзвукового административного самолета

В соответствии с правилом о длине посадочного пробега была добавлена [63, 64] система реверса в модели двигателя АЛ-31, которая представлена на рис. 2.9. Здесь при включении реверса тяги задняя часть корпуса мотогондолы сдвигается назад, открывая по окружности двигателя профилированные решетки, которые она закрывает собой при выключенном реверсе. При этом кинематический механизм выдвигает (раскладывает) в поток второго контура специальные дефлекторы, которые и перенаправляют его в вышеуказанные решетки. Три варианта расположения системы реверса существуют для данного типа проекта САС:

- расположена во всех трех двигателях;
- размещена в двух двигателях под крылом;
- размещена в срединном двигателе.



а)



б)



в)

Рис. 2.9. Система реверса самолета в различных видах

- а) - решетчатое реверсивное устройство;
- б) и в) - створчатое реверсивное устройство.

В решетчатых реверсивных устройствах в качестве элементов, отклоняющих поток, используются специальные решетки профилей, которые могут устанавливаться под заданным углом выходных кромок неподвижно или иметь возможность поворачиваться на открытие газа в прямом направлении используются специальные створки. На режиме прямой тяги эти створки могут закрывать решетку профилей или убираться в ниши, образуя плавные обводы проточной части.

В реверсивных устройствах створчатого типа поворот потока осуществляется специальными длинными створками (ковшами), которые на режиме прямой тяги могут размещаться у наружной поверхности выходного устройства, образуя его внешние обводы, или располагаться вдоль поверхности центрального тела (в плоском сопле). На режиме реверсирования эти створки устанавливаются за критическим сечением сопла, перекрывая путь движению газа в прямом направлении и поворачивая газовый поток.

Реверс ценен тем, что позволяет замедлить самолёт, когда тормоза ещё не работают. Не работают они потому что на большой скорости сразу после касания нагрузка на колёса ещё слишком мала - большая часть веса самолёта компенсируется подъёмной силой крыла.

Выводы по главе

Проведенный анализ математических моделей и программных комплексов расчета характеристик ТРДД показал следующее:

- при проведении параметрического анализа схем ГТД в данном ПК могут быть использованы как обобщённые характеристики основных узлов авиационных двигателей, так и их экспериментальные характеристики;
- программа ThermoGTE имеет простой интерфейс, позволяющий провести расчёт параметров ГТД на расчётном режиме и исследовать характеристики двигателей пользователями с различным уровнем теоретических знаний;
- полученные значения выходных параметров по желанию пользователя могут быть представлены в виде различных графических зависимостей.

ГЛАВА 3. АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА ПРИ РАЗЛИЧНЫХ УГЛАХ ОТКЛОНЕНИЯ ЗАКРЫЛКА И РАЗЛИЧНЫХ ПАРАМЕТРАХ ВЫДУВАЕМОГО ВОЗДУХА ИЗ ДВИГАТЕЛЯ

Основными преимуществами использования математической модели методов по сравнению с экспериментальными считаются:

- существенное сокращение времени исследования;
- снижение затрат на исследование в широком диапазоне изменения параметров;
- инвариантность решения задач [65];
- комплексное решение задач в интересующей области исследования;
- возможность моделировать не только идеализированные условия, но и

реальные условия эксплуатации летательных аппаратов.

В интересах оценки параметров двигателя СПС-2 рассматривается влияние на аэродинамические характеристики крыла различных случаев отклонения закрылка, а также параметров выдуваемого на профиль крыла воздуха. Данные исследования проводились с целью определения изменения несущей способности крыла при включении энергетической механизации. Для оптимизации системы «двигатель-крыло с энергетической механизацией» необходимо было наработать определенные массивы данных с целью использования их в дальнейших исследованиях. Для этого были решены следующие задачи:

1. Моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили в двухмерной постановке.

2. Моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка.

3. Моделирование натекания дозвукового потока на крыловой профиль с отклонением закрылка и сдувом пограничного слоя в трехмерной постановке.

В ранее такие задачи проведенных исследованиях других авторов не решились.

3.1 Верификация расчетных методов

С целью проверки работоспособности используемой методики исследования, была проведена серия контрольных численных экспериментов, где в качестве достоверной экспериментальной базы для сравнения, были использованы результаты [66].

Внешний вид профиля NACA-65,3-418 показан на рис. 3.1. В виде сверху модель представляет собой кусок крыльевого профиля с хордой 0.9144 м и удлинением 0.9144 м.

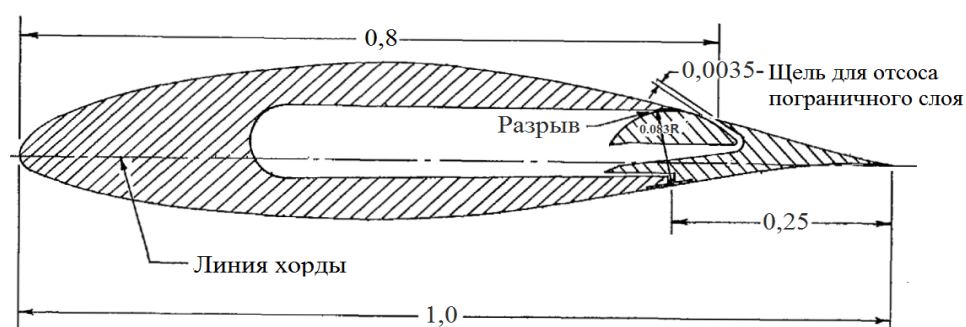


Рис. 3.1. Внешний вид профиля NACA 65,3-418

Параметры потока в проведении данного эксперимента. Из результатов эксперимента описанных известны следующие параметры набегающего потока:

- число Рейнольдса: $R_e = 3.2 \cdot 10^6$;
- число Маха: $M = 0,123$;
- угол атаки: $\alpha = 0^\circ$;
- температура окружающей среды: $T = 288,15 \text{ K}$;

- давление окружающей среды: $P_0 = 101325 \text{ Pa}$.

Расчет проводился с помощью ПК Ansys Fluent 12.0. Результаты расчета полей чисел Маха и давления при обтекании данного крыла показаны на рис. 3.2, а укрупненно при обтекании задней кромки на рис. 3.3.

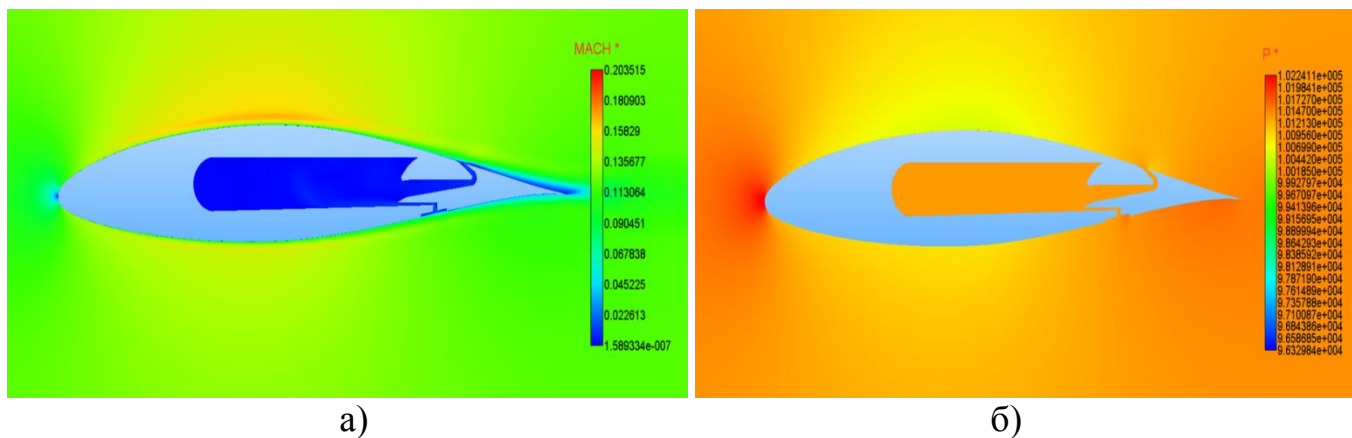


Рис. 3.2. Иллюстрация течения при обтекании потоком профиля NASA-65,3-418 с отсосом пограничного слоя в зоне задней кромки:

а) поле чисел Маха; б) поле давления.

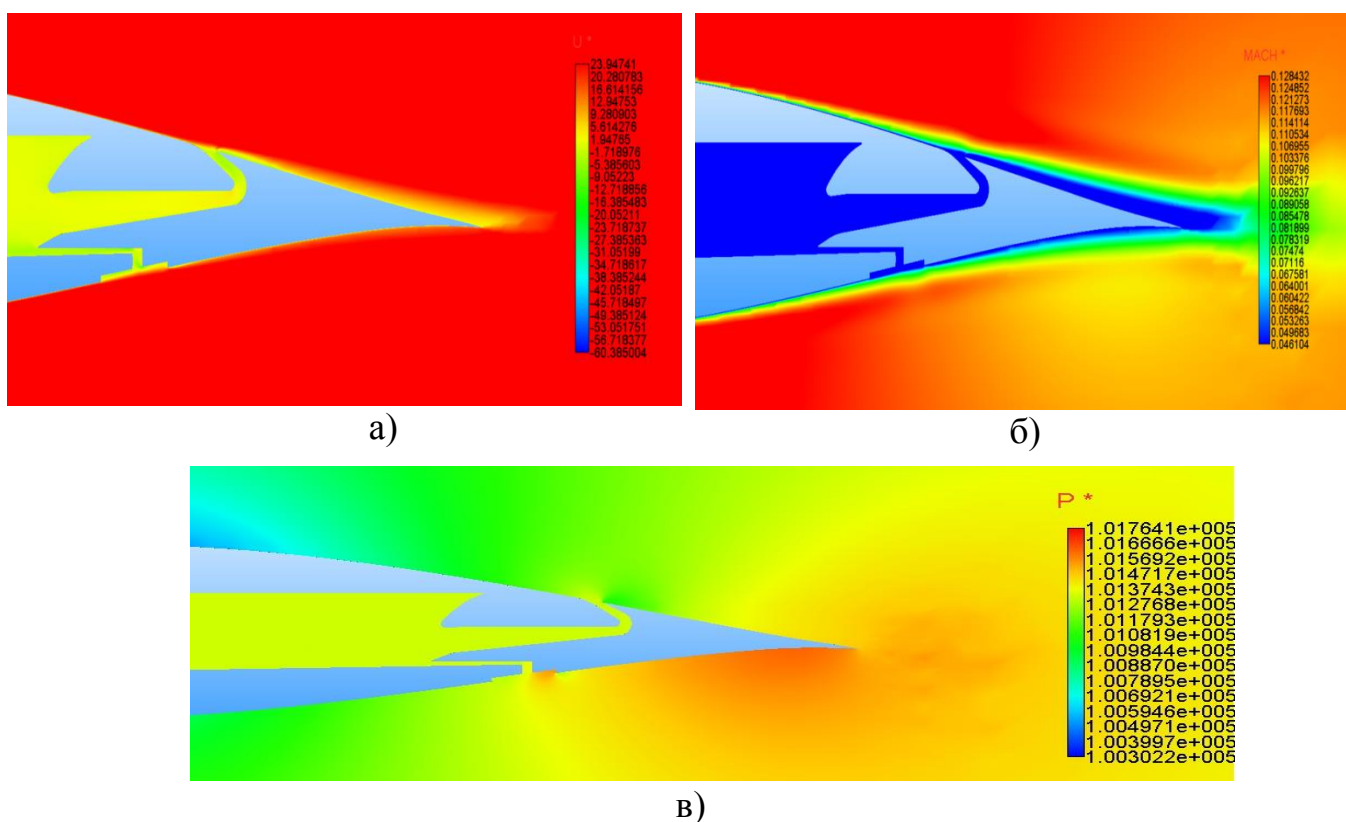


Рис. 3.3. Иллюстрация течения в зоне задней кромки при обтекании потоком исследуемого профиля NASA-65,3-418: а) поле чисел Маха; б) поле давления.

В результате расчета были получены значения, по которым построены графики зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} и сопротивления C_{xa} от углов атаки. Полученные значения $C_{xa} = 0,0057$, $C_{ya} = 0,2369$, представлены на рис 3.4.

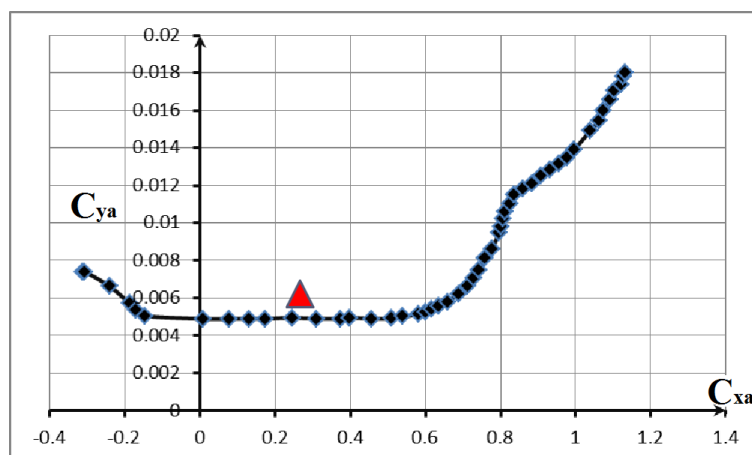


Рис. 3.4. Сравнение зависимости подъемной силы C_{ya} и сопротивления C_{xa} от углов атаки между численным расчетом и экспериментом

Подобный тестовый расчет с аналогичными исходными данными был проведен с помощью ПК Ansys-Fluent 12.0. Сравнение параметров результатов показало высокое совпадение.

3.1.1 Описание модели и постановки эксперимента

Физический эксперимент был проведен в аэродинамических трубах Ames 40 by 80-foot, где осуществлялась продувка полномасштабной модели самолета YF-86D при числе Рейнольдса $R_e = 7,5 \cdot 10^6$ [67].

Модель для продувок геометрически представляла полномасштабный самолет YF-86D. Крепление модели в рабочей части аэродинамической трубы Ames 40 by 80-foot осуществлялось на 3 опорах (рис. 3.5). На рис. 3.6 показаны габаритные размеры модели. Профиль корневой части крыла NACA0012-64 (модифицированный), профиль концевой части NACA0011-64 (модифицированный). Предкрылок находился

в нулевом положении. Схема крыла представлена на рисунке 3.7 а) и б).

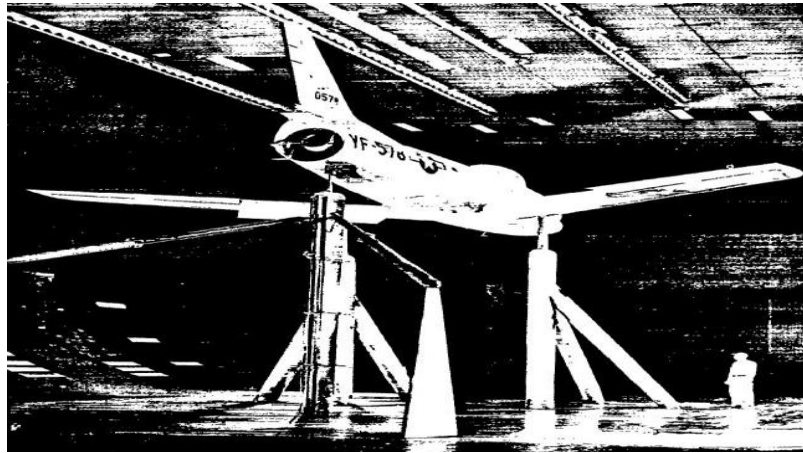


Рис. 3.5. Модель самолета YF-86D в аэродинамической трубе

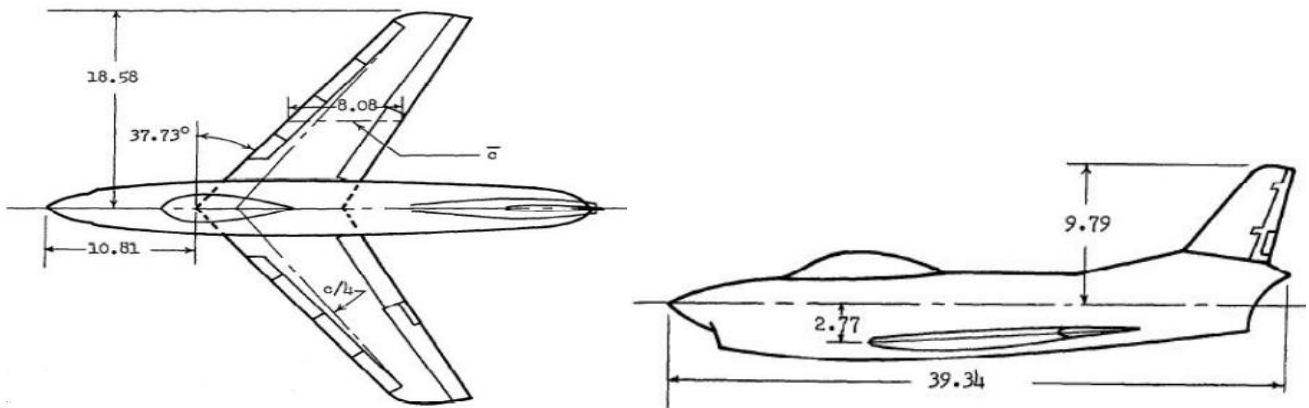


Рис. 3.6. Габаритные размеры модели

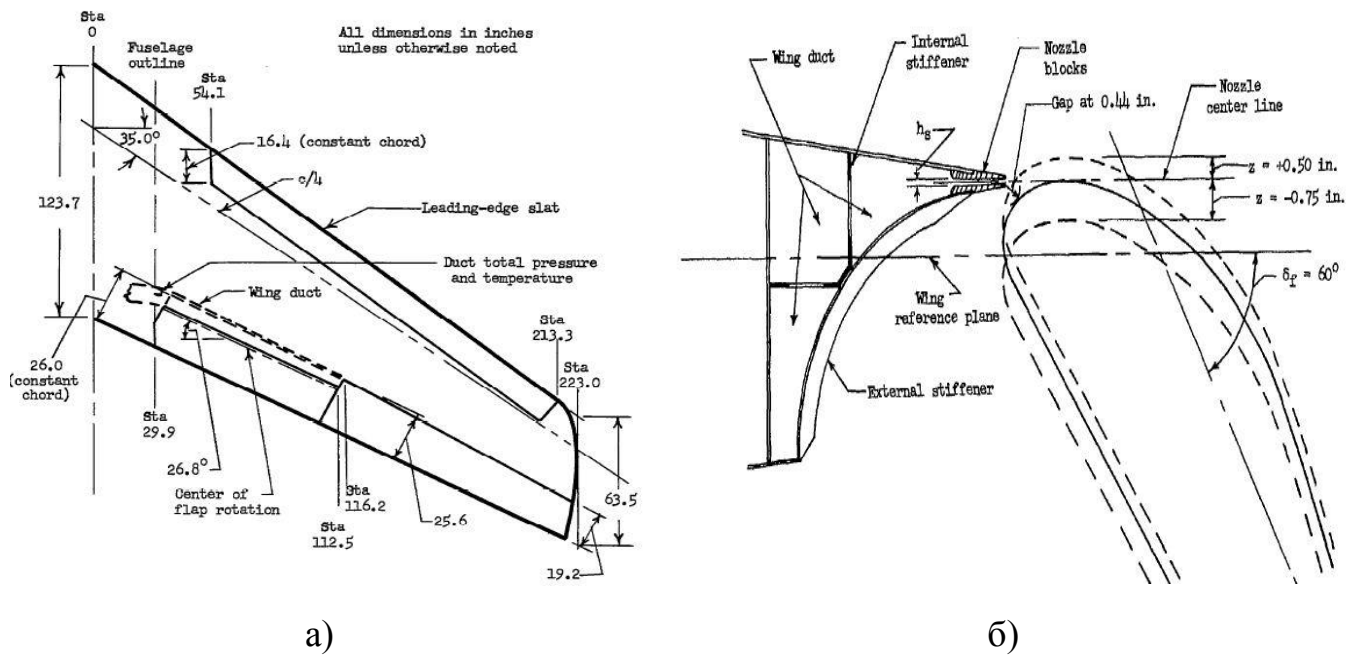


Рис. 3.7. Схема: а - крыло; б – положение закрылка относительно сопла

Геометрия закрылка, сопла и их взаимного положения подробно описана в работе [66].

Углы отклонения закрылка составляли 45, 60 и 75 градусов. При различных толщинах сопла и углах атаки самолета.

3.1.2. Численный расчет обтекания воздушным потоком

На основании экспериментального исследования модели самолета по определению влияния положения закрылка на требуемый коэффициент импульса струи, выдуваемой с задней кромки крыла для управления пограничным слоем был произведен численный расчет одной конфигурации модели и проведен сравнительный анализ результатов.

Расчет обтекания был произведен в среде Ansys ICEM-Fluent методом контрольных объемов.

Геометрия модели была воспроизведена средствами 3D моделирования и представлена на рис. 3.8. Конфигурация соответствует нулевому углу атаки с отклонением закрылка на 75 градусов. В связи с симметричными условиями, в задаче рассматривалась половинная модель.

Расчетная область представляет собой полусферу радиусом 400 метров. Начальные и граничные условия были приняты эквивалентными физическому эксперименту.

Дискретизация расчетной области осуществлялась разбиением на сетку ортогонального типа. С построением элементов призматического типа в пристеночной области модели. Фрагмент расчетной сетки представлен на рис. 3.9.

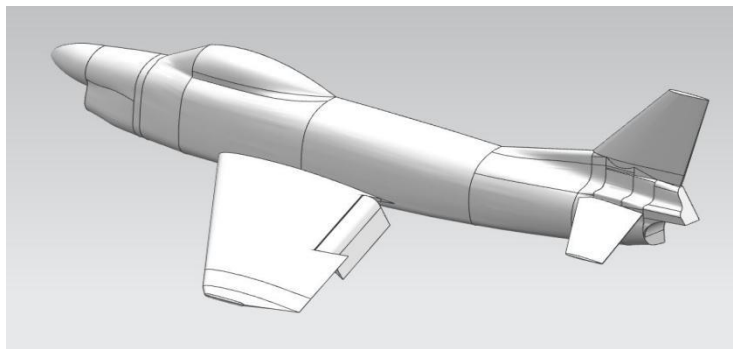


Рис. 3.8. 3D модель самолета YF-86D

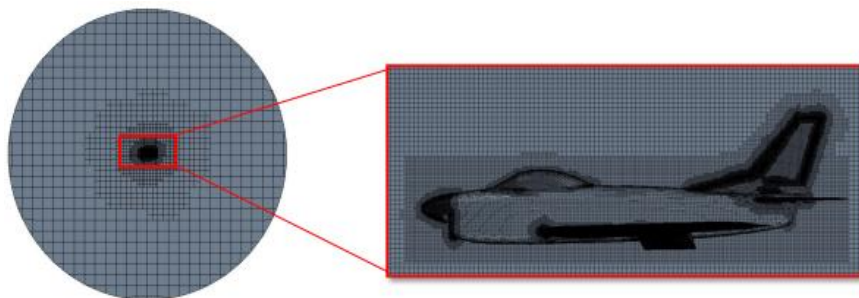


Рис. 3.9. Фрагмент расчетной сетки

3.1.3 Результаты расчета

Основной рассматриваемой характеристикой является коэффициент нормальной силы.

Результат расчета приведен на рис. 3.10 и соответствует положению красного маркера. Разница между значениями численного и физического моделирования не превышает 7%.

В качестве дополнительной информации, на рис. 3.11 и 3.12 приведены распределение давления по поверхности. На рис. 3.13 представлено поле скорости в сечении щелевого закрылка.

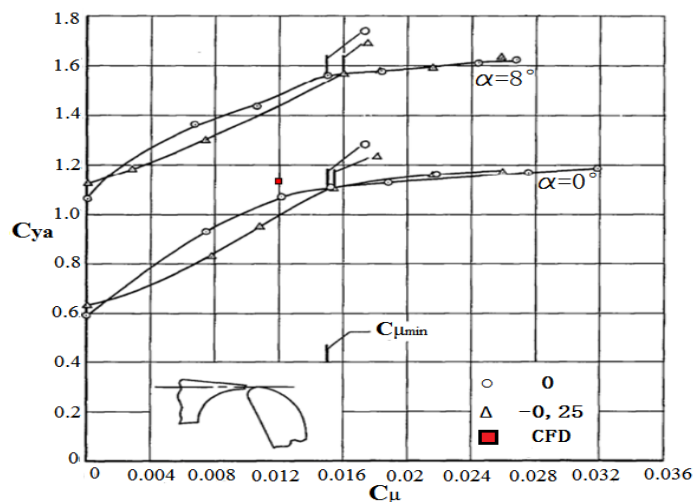


Рис. 3.10. Зависимость нормальной силы от коэффициента импульса струи

где C_{μ} - коэффициент импульса струи;

○ и Δ - разное вертикальное расстояние верхней поверхности закрылка от центральной линии сопла;

■ - CFD точка соответствующая расчетным режимом;



Рис. 3.11. Распределение давления по поверхности

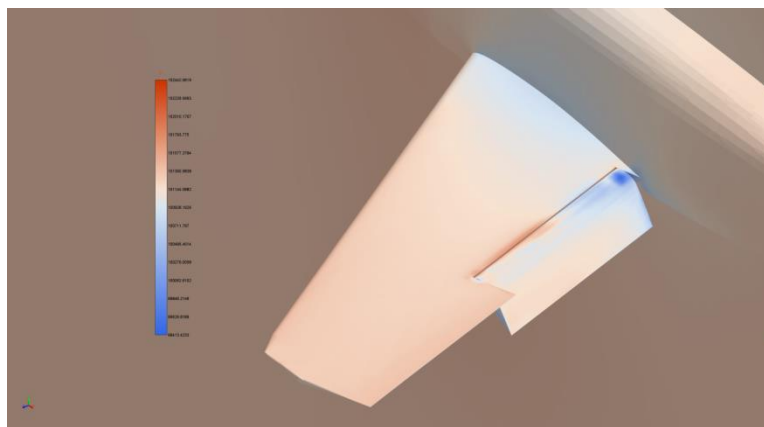


Рис. 3.12. Распределение давления по поверхности

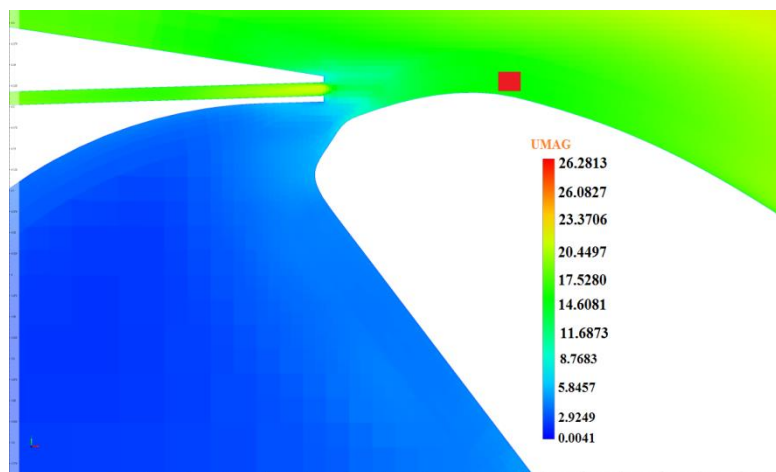


Рис. 3.13. Поле скорости в сечении щелевого закрылка

В результате численного моделирования получена хорошая сходимость с экспериментом. Разница между значениями численного и физического моделирования не превышает 7%.

Полученные поля распределения давления и скоростей можно использовать для оценки эффективности предложенных методов расчета.

3.2 Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили в двухмерной постановке

Проведенные численные исследования, представленные результаты в пунктах 3.1 и 3.2, позволили подобрать математическую модель, расчетную сетку и модели турбулентности. Результаты численного моделирования натекания дозвукового потока на аэродинамический профиль в двумерной постановке получены с помощью ПК Ansys ICEM-Fluent 12.0 и сравнение данных результатов с экспериментом [67].

Для решения задачи использованы численные методы математического моделирования, основанные на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса. Выбор этих методов исследования обоснован наличием явных

преимуществ численного решения задач на предварительном этапе аэродинамического проектирования.

Численное исследование проводилось в программном комплексе Ansys ICEM-Fluent [68]. При этом рассматривались модели турбулентности Spalart-Allmaras, k - ϵ , k - ω -sst, Transition-SST. Моделирование проводилось на расчетных сетках, построенных в программе Ansys ICEM [69].

В качестве объекта исследования были взяты единичные профили NASA-0012 (рис. 3.14) [70]. Одним из основных этапов математического моделирования является построение расчётных сеток, к которым предъявляются определённые требования по топологии, способу построения, качеству и др.

Так в работе [71] сформулированы основные требования к расчётным сеткам. В этой работе указывается на то, что первая ячейка сетки должна отходить от поверхности обтекаемого тела на расстояние h , равное $10^{-5} \dots 10^{-6}$ хорды крыла – b , обеспечивая тем самым допустимую погрешность расчёта характеристик пограничного вязкого слоя. Однако при решении трёхмерных задач достижение такого условия не всегда возможно из-за недостаточной мощности вычислительных ресурсов.

В процессе проведения математического моделирования натекания дозвукового потока на профиль NASA-0012 был получен ряд данных и проведено сравнение с экспериментом. Для проверки проведено сравнение полученных результатов с данными других авторов [72]. Геометрические характеристики модели были взяты из [70]. На рис. 3.15 представлена геометрическая модель профиля NASA-0012.

Исследования при численном расчете моделирования натекания дозвукового потока на профиль NASA-0012 проводились на двух расчетных сетках, которые были

созданы с помощью ПК Ansys ICEM 12.0. Вид сеточной модели и передней части сечения крыла представлены на рис. 3.15. Расчетная сетка составила порядка 125000 ячеек. Первая ячейка сетки значительно приближена к поверхности тела и для сохранения рекомендуемого шага сгущения 1,2 требуется увеличить число разбиений сетки во всех направлениях, тогда получается сетка аналогичного качества для трехмерной задачи.

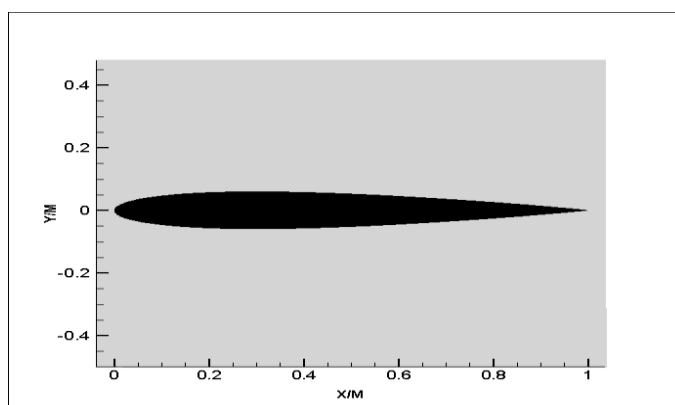
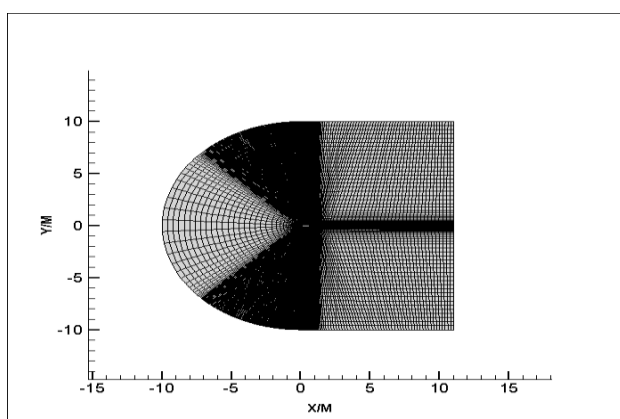
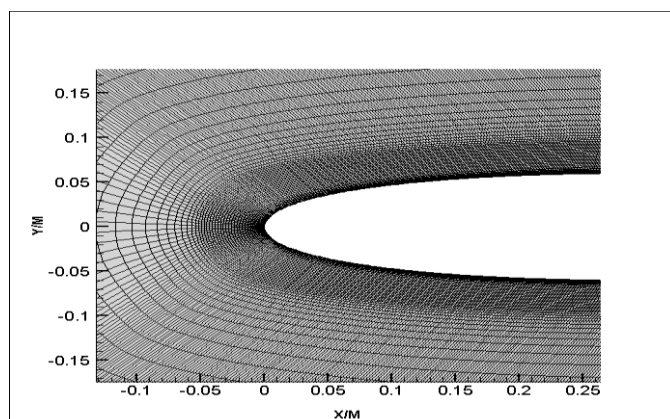


Рис. 3.14. Геометрическая модель профиля NASA-0012



а)



б)

Рис. 3.15. Сеточная модель профиля NASA-0012 в двумерном виде

3.2.1 Нестационарные граничные условия и турбулентность

Рассмотрим применение некоторых моделей турбулентности при разных числах Рейнольдса для одинакового начального условия. Для проведения численного расчета граничные условия параметрам эксперимента [73]:

- число Маха набегающего потока $M=0,184$;
- число Рейнольдса $Re=3,5 \cdot 10^6$, $Re=6,0 \cdot 10^6$, $Re=8,0 \cdot 10^6$;
- модели турбулентности: Spalart-Allmaras, k-ε, k-ω-sst, Transition SST;
- текущее давление $P=1$ атм;
- тип рабочего тела: идеальный газ.

3.2.2 Модель турбулентности Reynolds Averaged Navier-Stokes

Основой всех двухпараметрических моделей турбулентности, использующих усреднение уравнений Навье-Стокса по Рейнольдсу [74], является гипотеза Буссинеска [75] о турбулентной (вихревой) вязкости. Она предполагает пропорциональность тензора напряжений Рейнольдса средней арифметической величине тензора скоростей деформаций. Это означает, что турбулентность влияет на усредненный турбулентный поток так же, как молекулярная вязкость влияет на ламинарный поток. Для простых случаев, таких как плоские пограничные слои в отсутствии больших градиентов давления, предположение Буссинеска приблизительно выполняется. В сложных течениях, например, с большой кривизной линий тока или с отрывом и присоединением пограничных слоев, гипотеза не применима. Это создаёт проблемы с расчётом сильно закрученных потоков и течений, где эффекты кривизны линий тока имеют большое значение. Сверхзвуковые отрывные течения с донными областями в трактах перспективных ВРД, как раз и относятся к такого рода случаям.

Стандартная SST k-ω модель и Transition SST модель. Турбулентная k-ω модель SST (Shear Stress Transport) была введена Ментером в 1993 году [76] и сразу приобрела большую популярность. Эта модель по сути является объединением двух моделей (k-ε

вдали от стенок и $k-\omega$ в пристенной области). Исследователи, использующие стандартную SST модель, отмечают, что она показывает хорошие результаты в слоях смешения при средних градиентах давления. В областях с большими нормальными напряжениями, таких как застойные течения, стандартная SST $k-\omega$ модель генерирует слишком высокие уровни турбулентности, что приводит к существенному качественному изменению расчетной картины течения [74]. Transition SST модель позволяет более точно описать турбулентность, за счет введения дополнительных уравнений переноса.

3.2.3. Модель турбулентности Spalart-Allmaras

Эта модель турбулентности является относительно простой, с одним дополнительным уравнением переноса турбулентной вязкости, что воплощает относительно новый класс однопараметрических моделей в которых нет необходимости вычислять длину пути смешения, связанной с локальной толщиной слоя, характеризующегося большими значениями касательных напряжений. Модель Spalart-Allmaras была специально разработана для аэрокосмической промышленности и показала хорошие результаты решения пограничных слоев, подверженных неблагоприятным градиентам давления, а в последнее время все более широкое применение находит в области турбомашиностроения.

Оригинальная форма модели Spalart-Allmaras рассматривалась, как модель турбулентности для потоков с низким числом Рейнольдса, которая требовала хорошего сеточного разрешения в области пограничного слоя. В ПК Ansys Fluent 12.0 эта модель была реализована таким образом, что в случае плохого разрешения

пристеночной области используются пристеночные функции. Эта модель является хорошим выбором для задач с грубой сеткой. Кроме того, градиенты турбулентной вязкости в пристеночных областях в таком случае значительно меньше чем градиенты характеристик переноса турбулентности в моделях k - ϵ и k - ω . Это делает модель менее чувствительной к численным ошибкам, когда в пристеночной области величина градиента размеров ячеек меняется не плавно.

3.2.4. Модели турбулентности k - ϵ

Основная двухпараметрическая модель турбулентности с уравнениями переноса для турбулентной кинетической энергии k и скорости турбулентной диссипации ϵ , используется только для развитых турбулентных потоков. Постоянные коэффициенты для этой модели турбулентности получены опытным путем и поэтому она является полуэмпирической. Несмотря на известные ограничения модель получила широкое распространение в промышленных задачах, что объясняется довольно устойчивым итерационным процессом, ошибкоустойчивостью, и разумной точностью для широкого класса турбулентных потоков. На базе стандартной k - ϵ с учетом ее недостатков были созданы Re-Normalisation Group (RNG) k - ϵ модель и Realizable k - ϵ модели.

3.2.5. Модель турбулентности Shear-Stress Transport k - ω

Данная модель эффективно сочетает устойчивость и точность стандартной k - ω модели в пристеночных областях и k - ϵ модели на удалении от стенки, для этого k - ϵ модель была конвертирована в разновидность k - ω модели. SST k - ω модель имеет следующие особенности по сравнению со стандартной k - ω моделью:

1) стандартная $k-\omega$ модель и преобразованная $k-\epsilon$ модель объединяются специальной функцией и обе добавлены в данную модель; специальная функция в пристеночной области принимает значение единицы, которая активизирует стандартную $k-\omega$ модель, а на удалении от стенки принимает значение нуля, который активизирует преобразованную $k-\epsilon$ модель;

2) определение турбулентной вязкости модифицировано, что необходимо для представления уравнения переноса касательных напряжений;

3) отличаются константы модели турбулентности.

Эти особенности делают SST $k-\omega$ модель более надежной и точной для широкого диапазона турбулентных потоков (течения с неблагоприятными градиентами давления, аэродинамические профили, околосзвуковые ударные волны).

3.2.6 Анализ результатов

При анализе результатов были сравнены данные эксперимента из [73], которые представлены на рис. 3.16 и в таблице 1. На графике цифры 1, 2, 3 соответствуют режимам расчета для чисел Рейнольдса представленных в таблице 1.

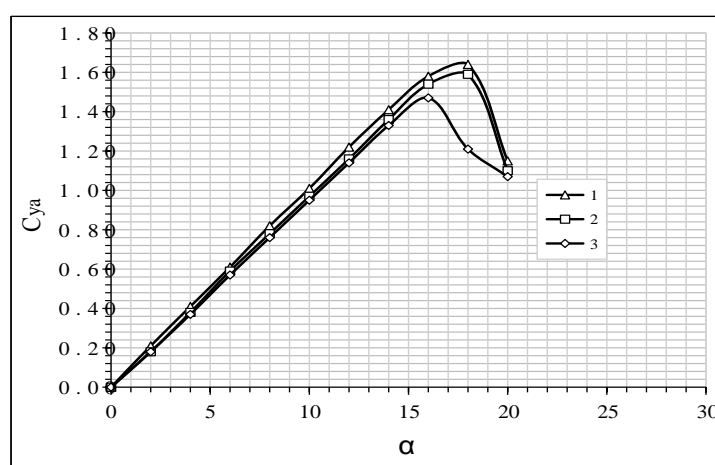


Рис. 3.16. График характеристики коэффициента подъемной силы профиля NACA0012.

Таблица 3.1

Данные результатов эксперимента

№	R_e
1	$8,0 \cdot 10^6$
2	$6,0 \cdot 10^6$
3	$3,5 \cdot 10^6$

Согласно графику характеристики коэффициента подъемной силы профиля НАСА0012 (рис. 3.16) снимались значения, показанные в таблице 3.2.

Таблица 3.2

Данные показаний величины коэффициента

α	C_{ya} при $R_e=3,5 \cdot 10^6$	C_{ya} при $R_e=6,0 \cdot 10^6$	C_{ya} при $R_e=8,0 \cdot 10^6$
0	0.0000	0.0000	0.0000
2	0.1800	0.1800	0.2100
4	0.3700	0.3800	0.4100
6	0.5700	0.5900	0.6100
8	0.7600	0.7800	0.8200
10	0.9500	0.9700	1.0100
12	1.1400	1.1600	1.2200
14	1.3300	1.3600	1.4100
16	1.4700	1.5400	1.5800
18	1.2100	1.5900	1.6400
20	1.0700	1.1000	1.1500

3.2.7. Описание результатов численного моделирования

В результате численного расчета были получены значения, по которым построены графики зависимости коэффициента C_{ya} от углов атаки при разных числах Рейнольдса и моделях турбулентности. Графики представлены на рис. 3.19.

На рис. 3.17 а) показаны результаты соответствующие режиму по числу Рейнольдса $Re=3,5 \cdot 10^6$. Видно, что расчетные значения практически совпадают с экспериментальными данными в диапазоне углов атаки с 0° до 16° , а после 18° появился срыв потока на всех типах моделей турбулентности. При этом более полное совпадение получено при использовании модели турбулентности Spalart-Allmaras.

Результаты моделирования соответствующие режиму по числу Рейнольдса $Re=6,0 \cdot 10^6$ представлены на рис. 3.19 б). Можно отметить, что в диапазоне углов атаки от 0° до 16° данные расчета были сходны со значениями эксперимента, а после 18° при использовании моделей турбулентности Spalart-Allmaras и k- ω -sst появился срыв потока. Видно, что наиболее качественное совпадение со значениями эксперимента наблюдается при использовании модели турбулентности k- ω -sst.

На рис. 3.17 в) показаны результаты соответствующие режиму по числу Рейнольдса $Re=8,0 \cdot 10^6$. Видно, что в диапазоне углов атаки с 0° до 16° значения расчета, как и в предыдущих случаях близки к экспериментальным данным, а после 18° при моделях турбулентности Spalart-Allmaras и k- ω -sst появился отрыв потока. Заметно, что больше всего расчетные значения совпадают со значениями эксперимента при использовании модели турбулентности k- ω -sst.

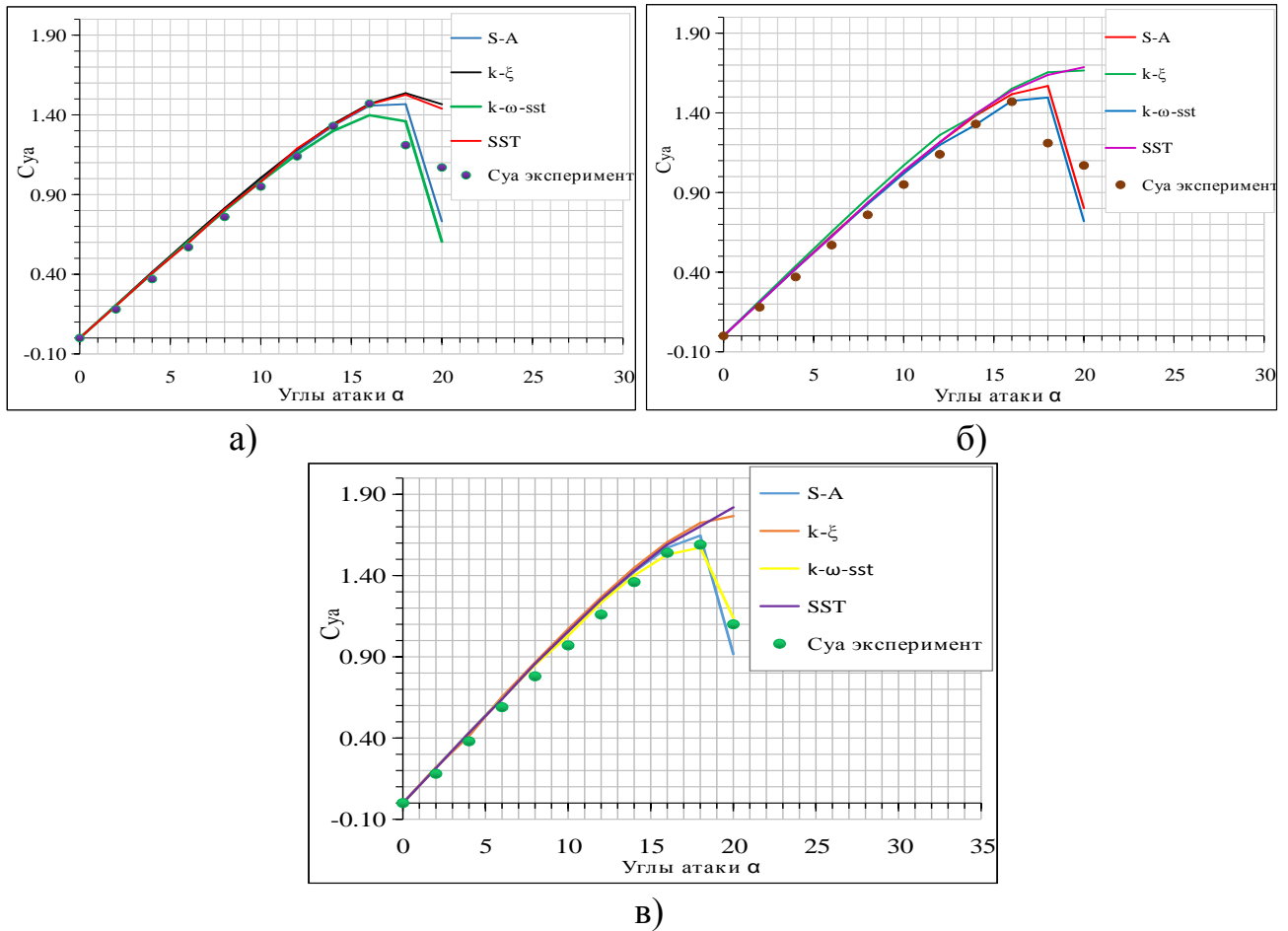


Рис. 3.17. Графики зависимости коэффициента C_{ya} от углов атаки для разных значений числа Рейнольдса и моделей турбулентности

На рис. 3.18 а) показано поле статического давления при угле атаки 4° , а на рис. 3.18 б) представлено поле статического давления при угле атаки 14° . Результаты соответствуют расчету для модели турбулентности $k-\omega$ -sst при $Re = 8,0 \cdot 10^6$.

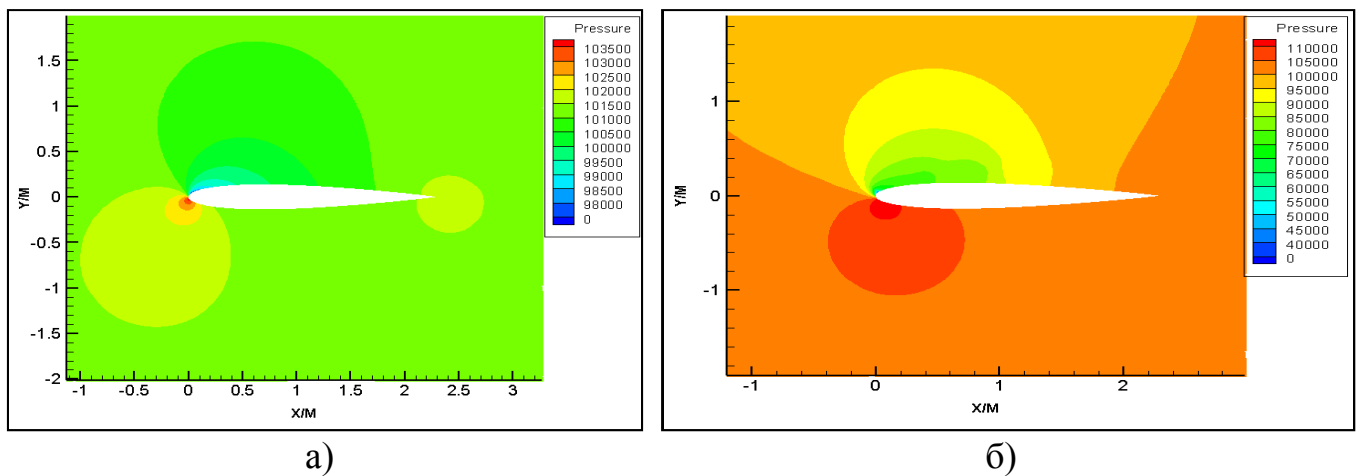


Рис. 3.18. Поле статического давления при углах атаки 4° и 14°

Для получения результатов было проведено около 130 расчетов, как при фиксированном числе Маха набегающего потока, и поочередно менялись угол атаки, число Рейнольдса, модели турбулентностей. Проведение численного исследования на представленных режимах по числу Рейнольдса и рассматриваемых моделях турбулентности позволило выявить наиболее оптимальный вариант, а именно режим соответствующий $M=0,184$, $Re=8,0 \cdot 10^6$, модель турбулентности $k-\omega-sst$.

На всех расчетных режимах наблюдается хорошее качественное совпадение результата, при этом отличие результатов в районе передней кромки профиля может быть обусловлено влиянием геометрии расчетной сетки. Проведенное численное исследование показало, что выбранные расчетные сетки и модель турбулентности могут быть использованы для проведения анализа натекания дозвукового потока на крыловые и лопаточные профили.

3.3. Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка в трехмерной постановке

Использованию методов расчета, основанных на моделях аэродинамических профилей. Ограничениями применимости моделей являются предположения о существенно дозвуковом режиме обтекания и гипотеза плоских сечений при использовании экспериментальных аэродинамических характеристик профилей. Применение численных моделей на основе уравнений Навье-Стокса и осреднения Рейнольдса на рубеже 1980-1990 гг. по мере роста производительности вычислительной техники дало возможность проводить расчет поля течения. Тем не менее, такой подход к решению задач обтекания профилей не был вполне успешным

из-за недостаточной точности моделирования.

Рассмотрим результаты математического моделирования натекания дозвукового потока на крыловые профили с отклонением закрылка в трехмерной постановке. Для решения задачи использован программный комплекс Ansys: для построения расчетных сеток использовалась сеткопостроитель ICEM, для проведения расчетов использовался программный комплекс Fluent. По полученным результатам построены зависимости аэродинамического качества $K_{aэ}$, а также аэродинамических коэффициентов C_{ya} и C_{xa} от угла атаки α . Проведена оценка влияния расчетной сетки, сравнение полученных результатов с результатами экспериментальных продувок и с численными экспериментами других авторов. Полученные результаты можно распространить на расчет крыла самолета, несущего винта вертолета и для других сходных задач.

3.3.1 Геометрия и структура сеток рассматриваемого аэродинамического профиля с отклонением закрылка

Для проведения исследования аэродинамических характеристик необходима информация о геометрии профиля, которая представлена на рис. 3.19, а вид геометрии показан на рис. 3.20 а) и б).

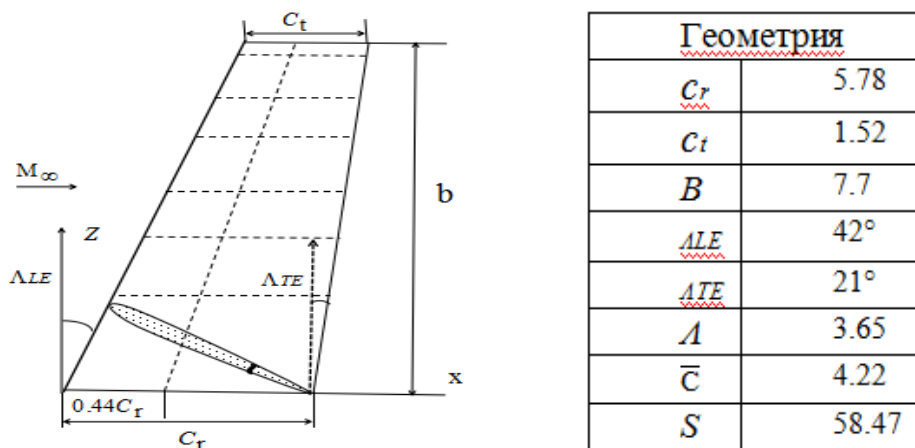


Рис. 3.19. Геометрия лопаточного профиля с отклонением закрылка

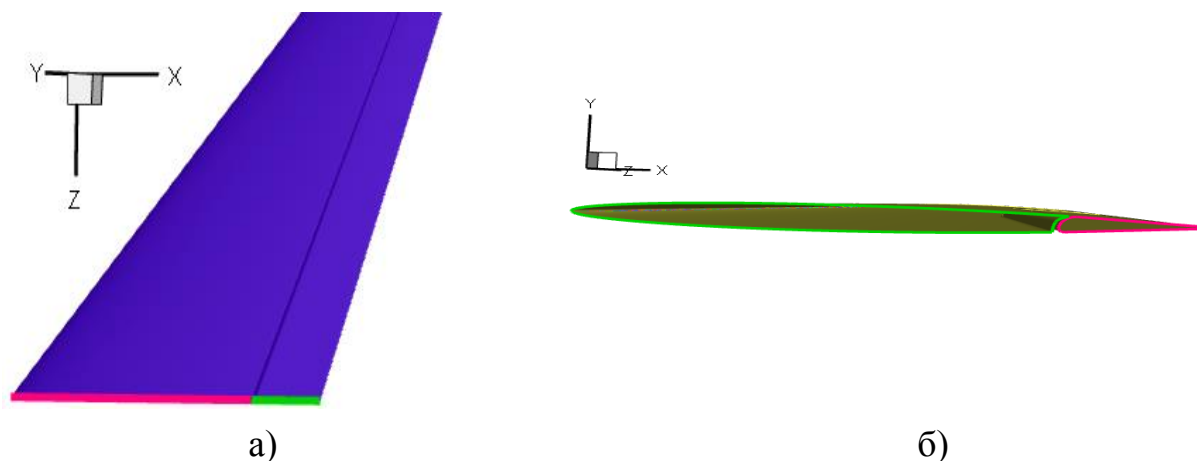


Рис. 3.20. Виды геометрии крылового профиля с отклонением закрылка:

а) сверху; б) сбоку

3.3.2 Построение расчетной сетки

Задача решалась в трехмерной постановке. Для получения достоверных расчетных данных при наличии в потоке скачков уплотнения принципиально важно использовать расчетную сетку с высоким разрешением в области больших градиентов температуры и давления.

При проведении расчетов использована адаптация расчетных сеток. Это необходимо для повышения порядка точности различных схем сеток как необходимое направление развития данных методов. Были построены сетки по гибридной и структурированной схемам и сформирована математическая модель в программном комплексе Ansys. Для построения расчетных сеток использовался сеткопостроитель ICEM, для проведения расчетов использовался программный комплекс Fluent.

Роль технологии построения и начальной адаптации расчетных сеток, в том числе с учетом последующего взаимного движения блоков в процессе расчета. Для расчета в пространстве вокруг исследуемой модели была построена трёхмерная сетка по гибридной схеме, с помощью стандартного сеткопостроителя Ansys в

полуавтоматическом режиме с использованием языка сценариев, представлена на рис. 3.21, содержащая более 9 миллионов ячеек. Адаптированная структурированная сетка была создана в приложении Ansys ICEM 12.0, которая показана на рис. 3.22, а на рис. 3.23 представлена схема для отклоняемой задней кромки, при этом расчетная сетка составила порядка 2 миллионов ячеек. Особое внимание уделено области передней кромки (рис. 3.23 а) и 3.23 в)), где для обеспечения необходимой точности расчетов сетка была сильно сгущена. Сгущение сеток выполнено также у всех твердых поверхностей для надежного описания развития пограничного слоя.

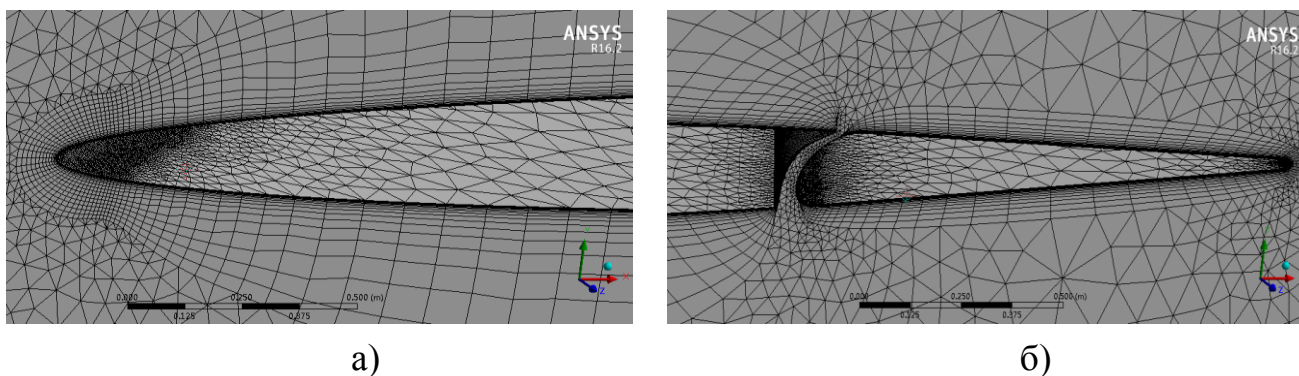


Рис. 3.21. Передняя (а) и задняя (б) части трёхмерной сетки по гибридной схеме для крылового профиля с отклонением закрылка.

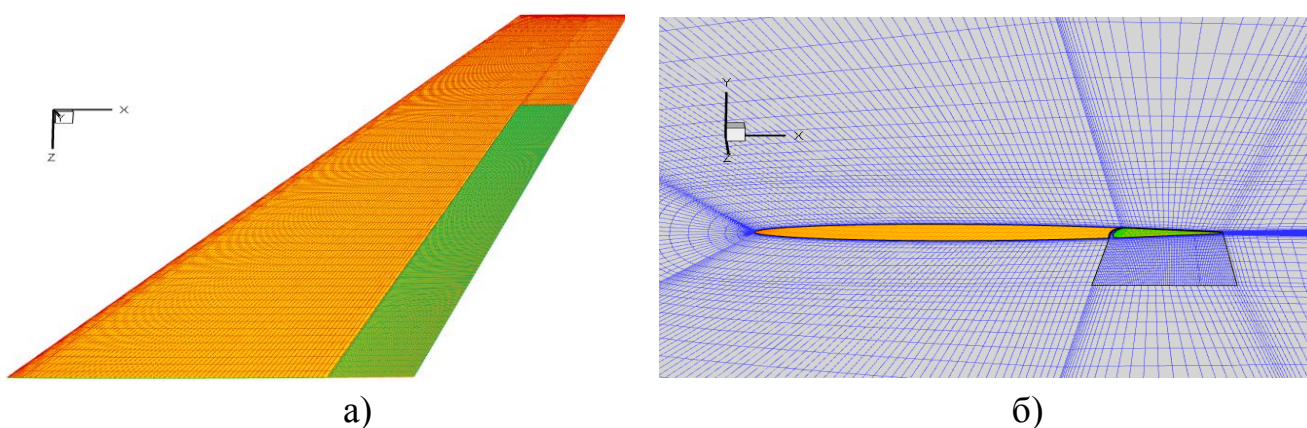


Рис. 3.22. Трёхмерная сетка по структурированной схеме для профиля крыла с отклонением закрылка: а) сверху; б) сбоку

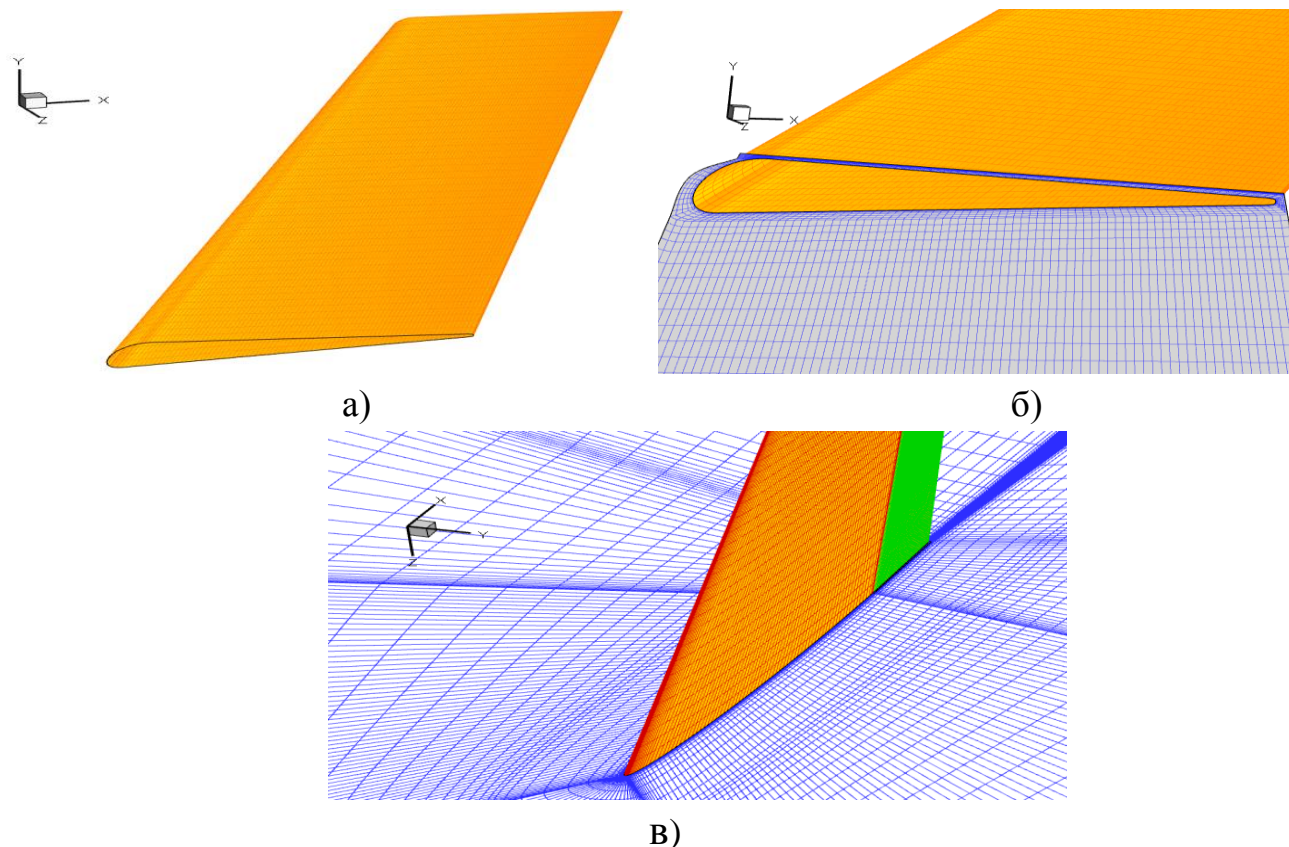


Рис. 3.23. Трёхмерная сетка по структурированной схеме для профиля крыла с отклонением закрылка: а) сверху; б) сбоку; в) в районе носка профиля крыла на нижней поверхности профиля

3.3.3 Нестационарные граничные условия и турбулентность

Рассматриваются расчетные случаи, которые были проведены для различных углов атаки набегающего потока (0° , 4° , 8° , и 10°), при отклоняемых углах закрылка (0° , -10° , -20° , -30° , -40°).

В качестве начального приближения выбираются условия для невозмущенного потока. Число Маха $M=0,184$, Модель турбулентности $k-\omega$ -sst, фиксировалась значения полного давления $P_0=101325$ Па, полной температуры $T_0=300$ к, числа Рейнольдса $Re=8,0 \cdot 10^6$.

3.3.4 Результаты расчетов

Далее приведены результаты расчетов по сетке, построенной по гибридной схеме при числе Маха $M=0,184$, были построены графики зависимости коэффициентов C_{ya}^{Γ} и C_{xa}^{Γ} от отклоняемых углов закрылка при разных углах атаки α , которые были представлены на рис. 3.24 а), б). Здесь α - угол атаки, δ - отклоняемый угол задней кромки лопатки. Исследовано влияние размерности сеток для нахождения параметров, обеспечивающих независимость расчетного результата от сетки. На рис. 3.25 а), б) приведены аналогичные графики при структурированной схеме построения сетки.

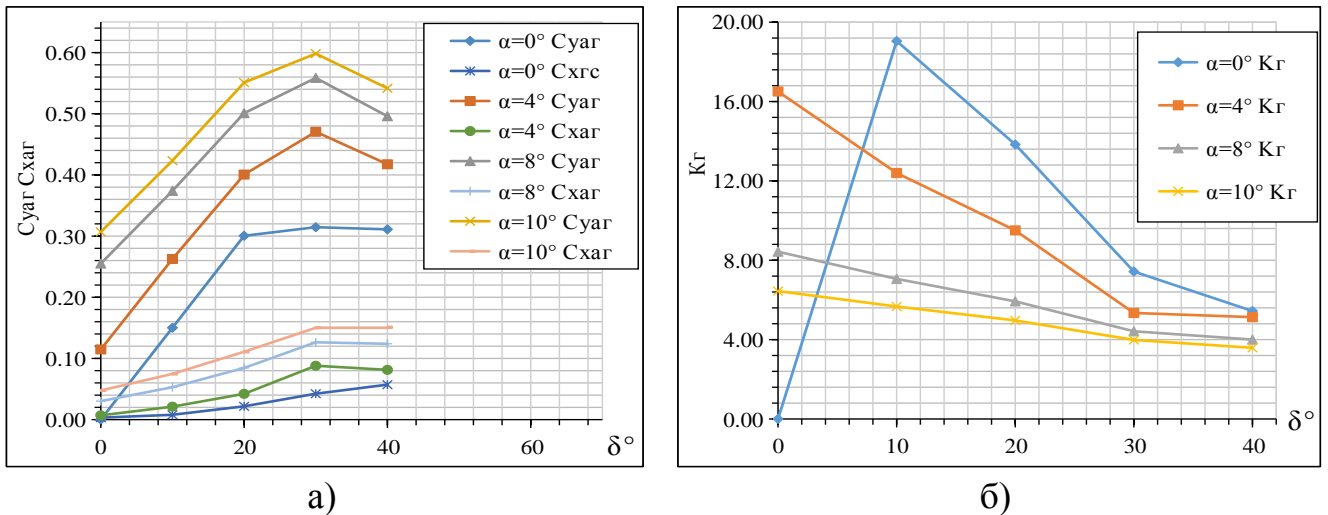
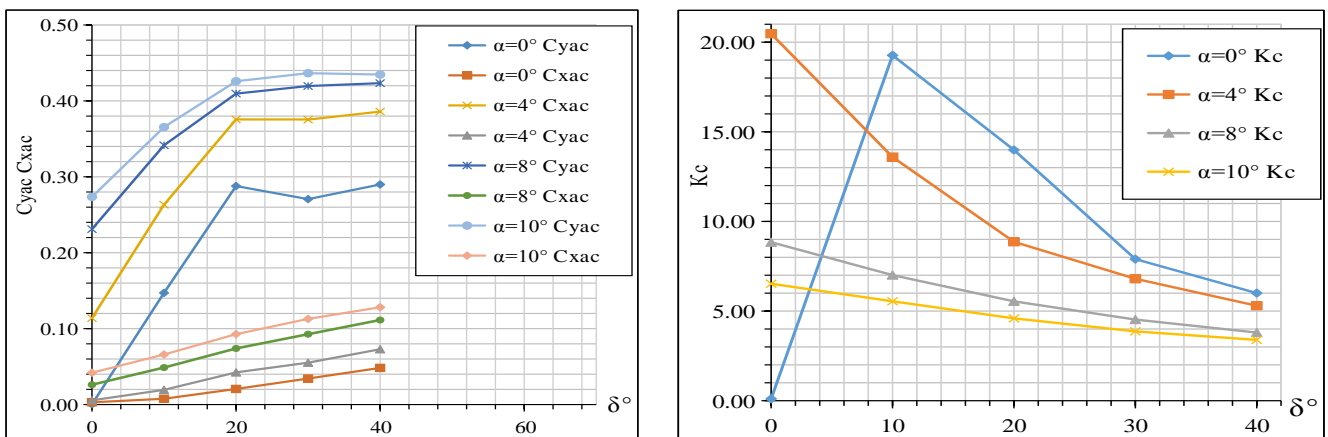


Рис. 3.24 а) - Графики зависимости коэффициентов C_{ya}^{Γ} и C_{xa}^{Γ} от отклоняемых углов закрылка при $\alpha=0,4,8,10^{\circ}$ при гибридной схеме построения сетки. б) - Графики зависимости коэффициента $K_{a\delta}^{\Gamma}$ от отклоняемых углов закрылка при $\alpha=0,4,8,10^{\circ}$ при гибридной схеме построения сетки.



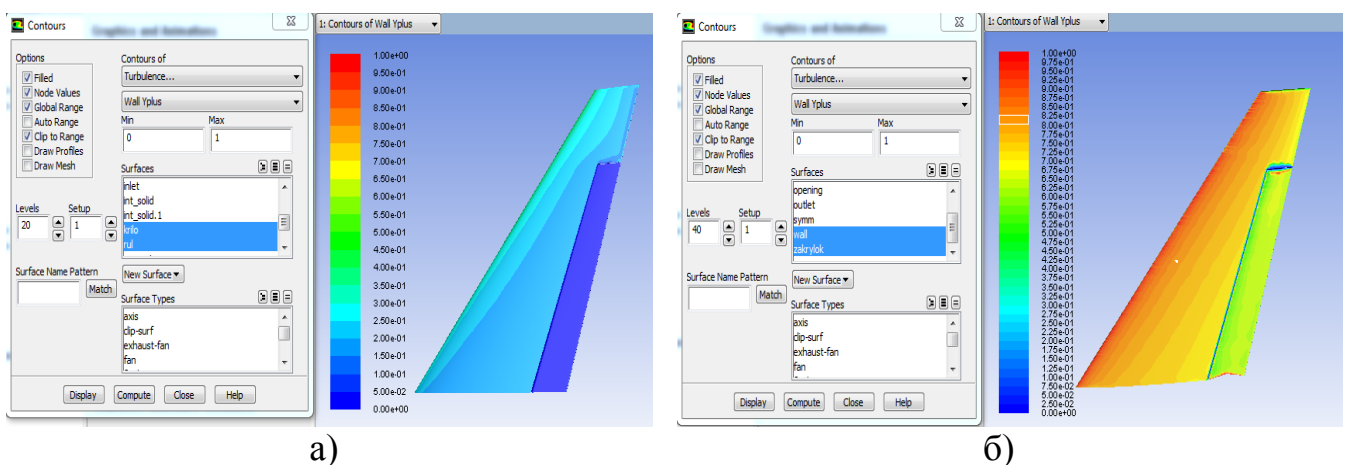
а)

б)

Рис. 3.25. а) - Графики зависимости коэффициентов C_{ya}^c и C_{xa}^c от отклоняемых углов закрылка при $\alpha=0,4,8,10^\circ$ при структурированной схеме построения сетки.

б) - Графики зависимости коэффициента K_{a3}^c от отклоняемых углов закрылка при $\alpha=0,4,8,10^\circ$ при структурированной схеме построения сетки.

На рис. 3.24 а) и 3.25 а) видно, что результаты зависимостей коэффициентов C_{ya} и C_{xa} , которые получены были по структурированной и гибридной схемам отличаются. На рис. 3.26 показан диапазон Y^+ при численном моделировании по структурированной и гибридной схемам, можно предположить, что это отличие обусловлено разницей значений Y^+ и высоты первой ячейки.



а)

б)

Рис. 3.26 а) диапазон Y^+ при численном моделировании по структурированной схеме; б) диапазон Y^+ при численном моделировании по гибридной схеме.

В таблице 3.3 представлен результат численного расчета для аэродинамического

качества $K_{aэ}^C$ и $K_{aэ}^Г$, а также показана погрешность между $K_{aэ}^C$ и $K_{aэ}^Г$.

Таблица 3.3

Результаты численного расчета

$K_{aэ}, \%$	$\alpha=0^\circ \delta=0^\circ$	$\alpha=0^\circ \delta=-10^\circ$	$\alpha=0^\circ \delta=-20^\circ$	$\alpha=0^\circ \delta=-30^\circ$	$\alpha=0^\circ \delta=-40^\circ$
$K_{aэ}^C$	0.1	19.27	13.99	7.85	6
$K_{aэ}^Г$	0	19.05	13.83	7.43	5.44
Погрешность $K_{aэ}, \%$	-0.97	-0.01	-0.01	-0.05	-0.09
$K_{aэ}, \%$	$\alpha=4^\circ \delta=0^\circ$	$\alpha=4^\circ \delta=-10^\circ$	$\alpha=4^\circ \delta=-20^\circ$	$\alpha=4^\circ \delta=-30^\circ$	$\alpha=4^\circ \delta=-40^\circ$
$K_{aэ}^C$	20.47	13.59	8.86	6.8	5.31
$K_{aэ}^Г$	16.51	12.4	9.5	5.34	5.13
Погрешность $K_{aэ}, \%$	-0.19	-0.09	0.07	-0.21	-0.03
$K_{aэ}, \%$	$\alpha=8^\circ \delta=0^\circ$	$\alpha=8^\circ \delta=-10^\circ$	$\alpha=8^\circ \delta=-20^\circ$	$\alpha=8^\circ \delta=-30^\circ$	$\alpha=8^\circ \delta=-40^\circ$
$K_{aэ}^C$	8.84	7.01	5.54	4.53	3.8
$K_{aэ}^Г$	8.43	7.06	5.93	4.42	4
Погрешность $K_{aэ}, \%$	-0.05	0.01	0.07	-0.02	0.05
$K_{aэ}, \%$	$\alpha=10^\circ \delta=0^\circ$	$\alpha=10^\circ \delta=-10^\circ$	$\alpha=10^\circ \delta=-20^\circ$	$\alpha=10^\circ \delta=-30^\circ$	$\alpha=10^\circ \delta=-40^\circ$
$K_{aэ}^C$	6.52	5.55	4.59	3.87	3.39
$K_{aэ}^Г$	6.44	5.67	4.97	3.98	3.59
Погрешность $K_{aэ}, \%$	-0.01	0.02	0.08	0.03	0.06

На рис. 3.28 представлены поля статического давления при углах атаки $\alpha=8^\circ$, $\delta=0^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$ для структурированной и гибридной сеточных схем.

Углы отклоняемой кромки	Поле статического давления по структурированной схеме	Поле статического давления по гибридной схеме
$\alpha = 8^\circ$ $\delta = 0^\circ$		
$\alpha = 8^\circ$ $\delta = -10^\circ$		

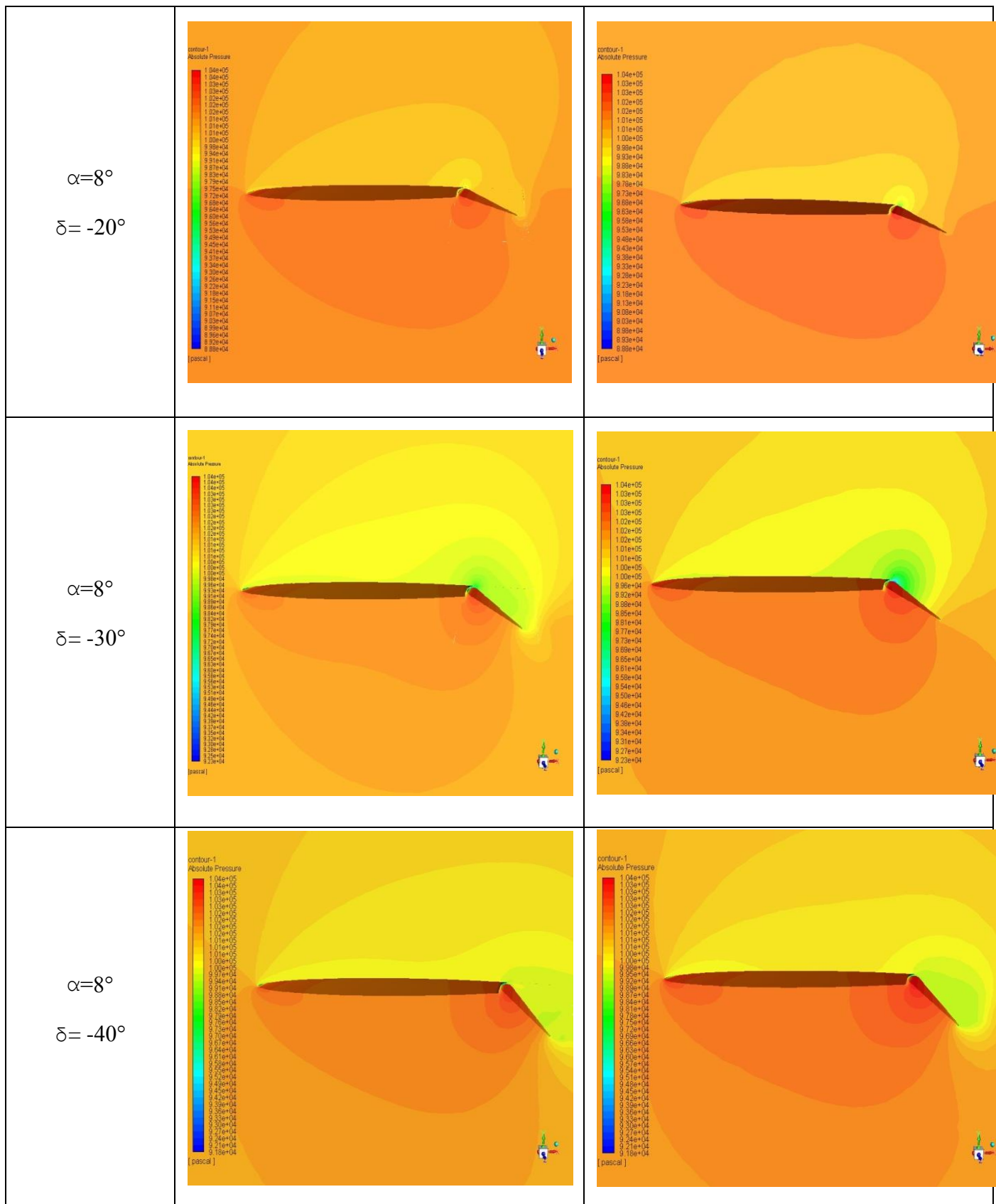


Рис. 3.28. Поле статического давления по структурированной схеме

для случаев $\alpha = 8^\circ$, $\delta = 0^\circ, -20^\circ, -30^\circ, -40^\circ$.

На рис. 3.28 заметно, что сетка по структурированной и гибридной схемам не

сильно влияет на поле статического давления.

Видно, что визуально расчеты не значительно отличаются, но с точки зрения временных затрат на проведение расчетов выгоднее использовать структурированные сетки.

3.4 Математическое моделирование натекания дозвукового потока на крыловой профиль с отклонением закрылка и сдувом пограничного слоя в трехмерной постановке

В целях повышения несущей способности и предотвращения срыва потока на крыле используется управление пограничным слоем. Вблизи задней кромки крыла это осуществляется приданием дополнительной кинетической энергии подторможенному потоку путем сдува пограничного слоя струей газа [77].

Использование системы сдува пограничного слоя может существенно повлиять на аэродинамику прилегающих участков внешней поверхности летательного аппарата и, тем самым, значительно изменить характеристики лобового сопротивления, подъемной силы и продольного момента профиля крыла.

Рассмотрим влияние сдува пограничного слоя потоком воздуха от двигателя на аэродинамические характеристики крыла с отклоняемым закрылком. Известно, что в силу ряда эффектов (Коанда, суперциркуляции и струйного закрылка) сдув приводит к увеличению коэффициента подъемной силы C_{ya} в несколько раз. Эффект от сдува можно увеличить, если одновременно с его введением использовать закрылок [78]. Проводится моделирование натекания дозвукового потока на заданный крыловой профиль с отклоняемым закрылком в трехмерной постановке с использованием

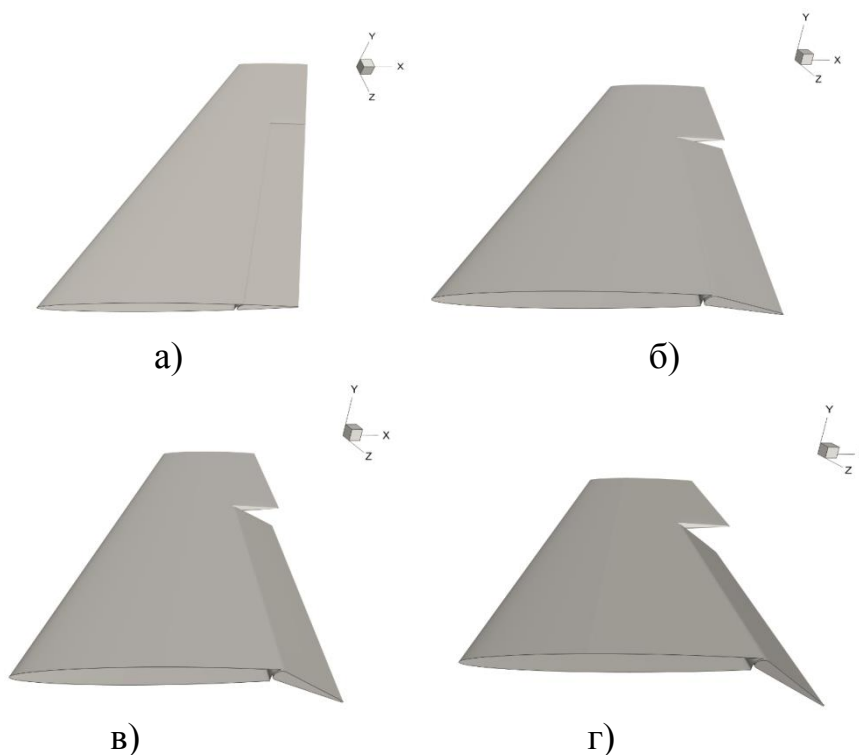
программных комплексов Ansys и Fluent 12.0. Показаны возможности и преимущества построения модели с использованием структурированной схемы.

По полученным результатам построены графические зависимости аэродинамических коэффициентов C_{ya} и $C_{yасдув}$, а также аэродинамического качества $K_{аэ}$ для заданного крылового профиля с отклоняемым закрылком от угла отклонения задней кромки δ при разных углах атаки α .

Анализ результатов достигается путем сравнения моделей без наличия сдува и с наличием сдува.

3.4.1. Геометрическая модель

В рамках исследования построены геометрические модели крыла с отклонением закрылка (рис.3.29), расположение сопла выдува воздуха из двигателя показано на рис. 3.30.



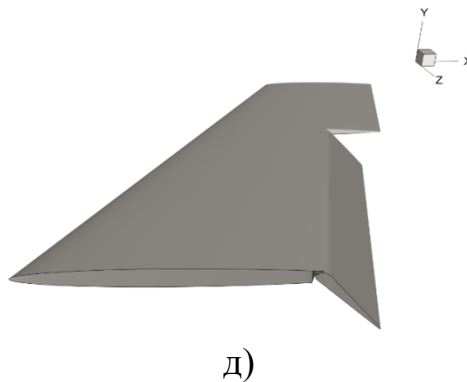


Рис. 3.29. Геометрическая модель крыла с закрылком, отклоненным на $\delta=0^\circ$ (а),
 -10° (б), -20° (в), -30° (г), -40° (д)

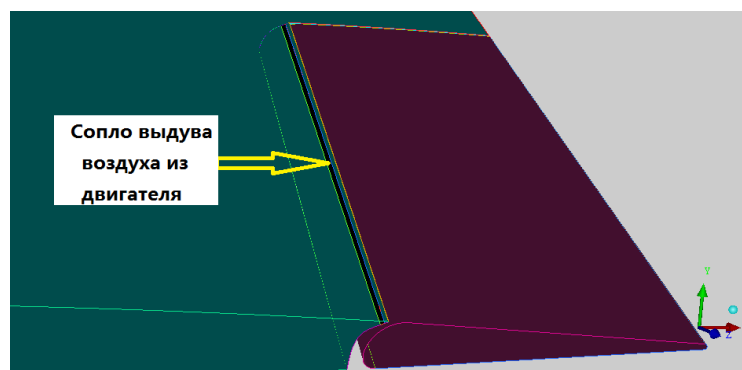


Рис. 3.30. Расположение сопла выдува воздуха из двигателя

3.4.2. Построение сетки

Задача решалась в трехмерной постановке. Для получения достоверных расчетных данных при наличии в потоке скачков уплотнения принципиально важно использовать расчетную сетку с высоким разрешением в области больших градиентов температуры и давления.

Были построены сетки по структурированной схеме и сформирована математическая модель в программном комплексе Ansys. Для построения расчетных сеток использовался сеткопостроитель ICEM, для проведения расчетов использовался программный комплекс Ansys Fluent 12.0.

Адаптированная структурированная сетка, созданная в приложении Ansys ICEM,

показана на рис. 3.31, на рис. 3.32 представлена схема для закрылка, при этом расчетная сетка составила порядка 2 миллионов ячеек.

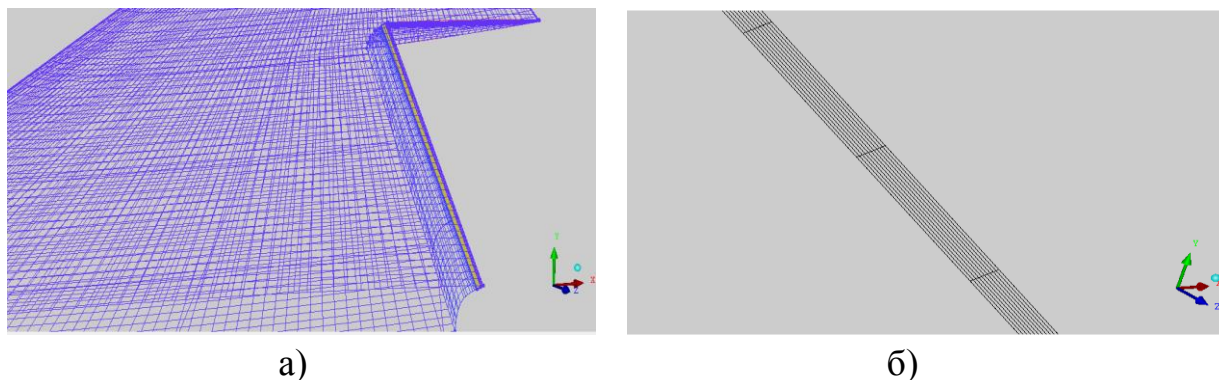


Рис. 3.31. Крыло (а) и сопло (б) в трёхмерной сетке, построенной по структурированной схеме, для крылового профиля с отклонением закрылка.

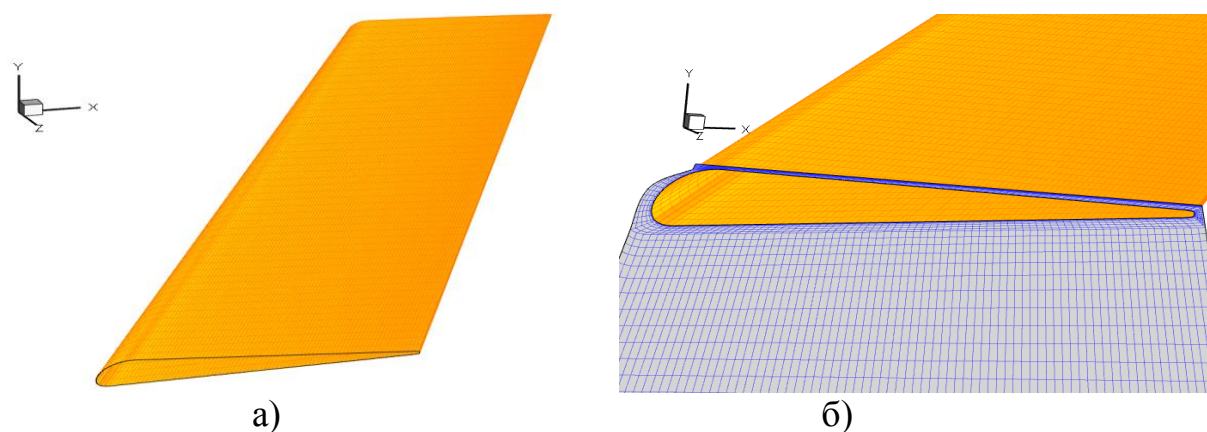


Рис. 3.32. Трёхмерная сетка, построенная по структурированной схеме, для отклонения закрылка, вид сверху (а), вид сбоку (б)

Расчеты проводились на модели крыла с разными углами отклонения закрылка. На рис. 3.33 показаны схемы сеток математической модели в трёхмерной постановке по структурированной схеме для крылового профиля с отклонением закрылка $\delta=0^\circ$, -10° , -20° , -30° , -40° .

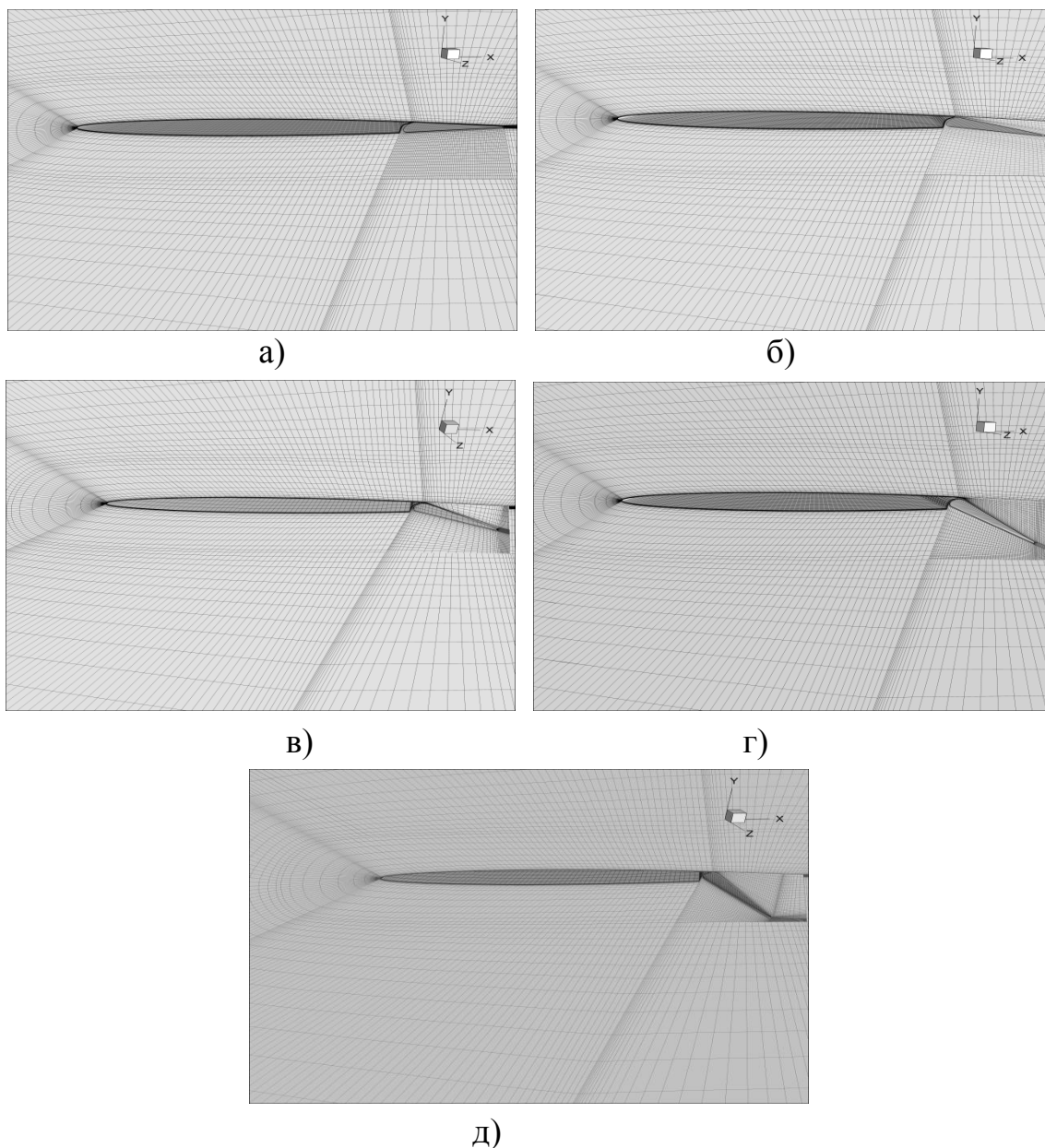


Рис. 3.33. Схемы сеток математических моделей для крылового профиля с отклонением закрылка $\delta=0^\circ$ (а), -10° (б), -20° (в), -30° (г), -40° (д).

3.4.3. Решение задачи

В расчетах использовались следующие постоянные параметры, которые представлены в таблице 3.4:

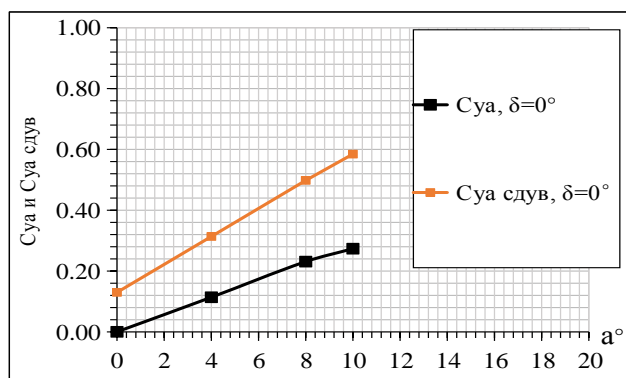
Исходные данные для расчета

Число Маха M	0,184
Модель турбулентности	k- ω -sst
Полное давление P_0 , Па	101325
Давление за соплом P^* , Па	411412
Температура за соплом T^* , К	461
Полная температура T_0 , К	300
Расход воздуха за соплом $G_{в.отб.}$, КГ/С	40.6
Ширина и длина сопла выдува воздуха	5.8 и 13.8 мм
Числа Рейнольдса Re	$8.0 \cdot 10^6$

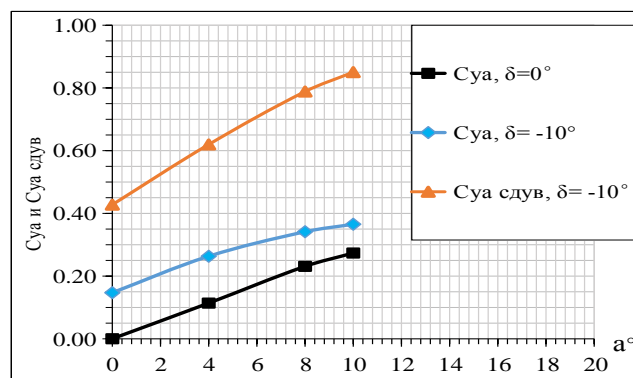
В том числе параметры: число Маха, модель турбулентности и число Рейнольдса взяты из [4], а давление за соплом, температура за соплом, полная температура, расход воздуха за соплом из [79].

3.4.4. Описание результатов численных расчетов

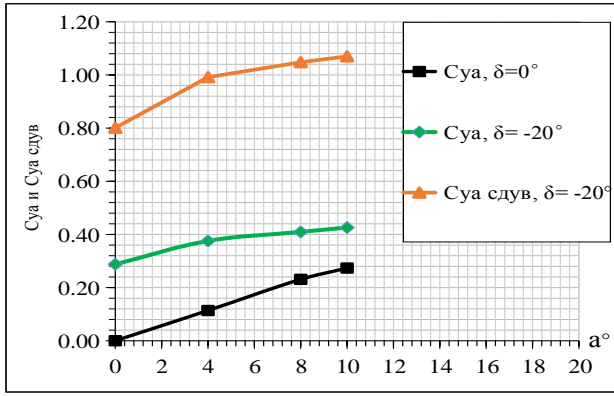
По полученным результатам построены графики зависимости коэффициента C_{ya} , $C_{ya\ сдув}$ и $K_{сдув}$ от углов атаки при разных отклоняемых углах закрылка (рис. 3.34) [5].



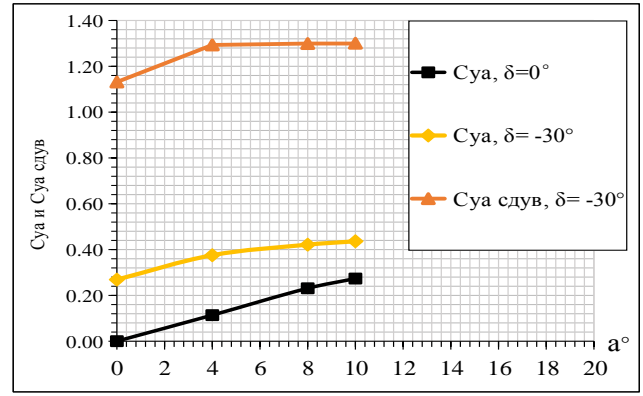
а)



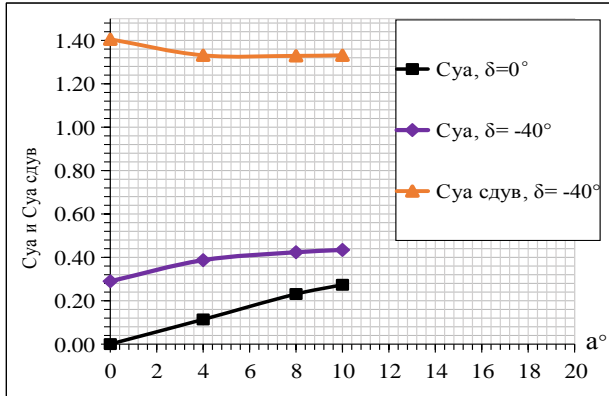
б)



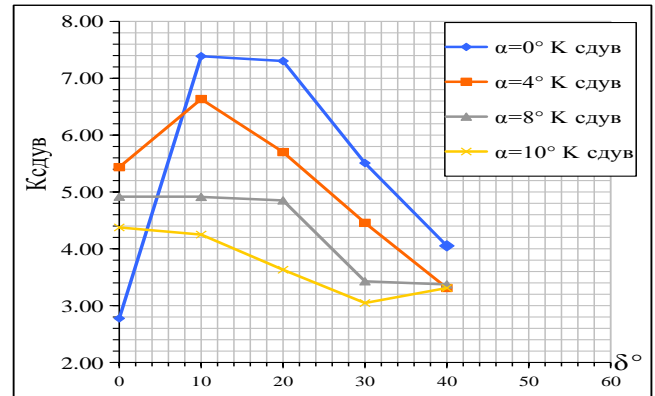
В)



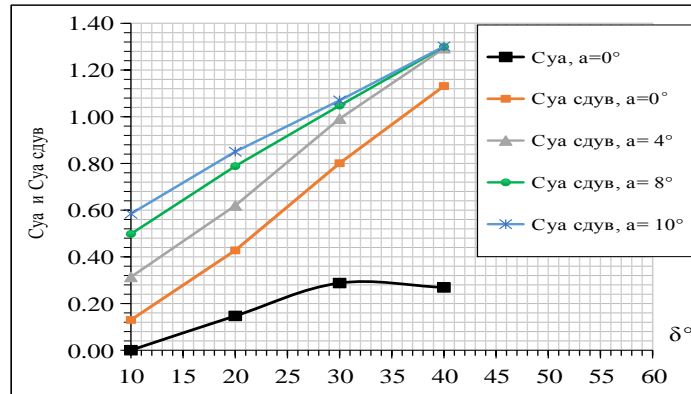
Г)



Д)



Е)



Ж)

Рис. 3.34. Графики зависимости коэффициента C_{ya} , $C_{ya\text{ сдув}}$ и $K_{сдув}$

от углов атаки при разных отклоняемых углах закрылка

На рис. 3.35 представлены графики зависимости $C_{ya\text{ сдув}}$ от числа Маха M на отклоняемых углах закрылка $\delta=0, -10, -20, -30, -40^\circ$ при углах атаки $\alpha=0, 4, 8, 10^\circ$.

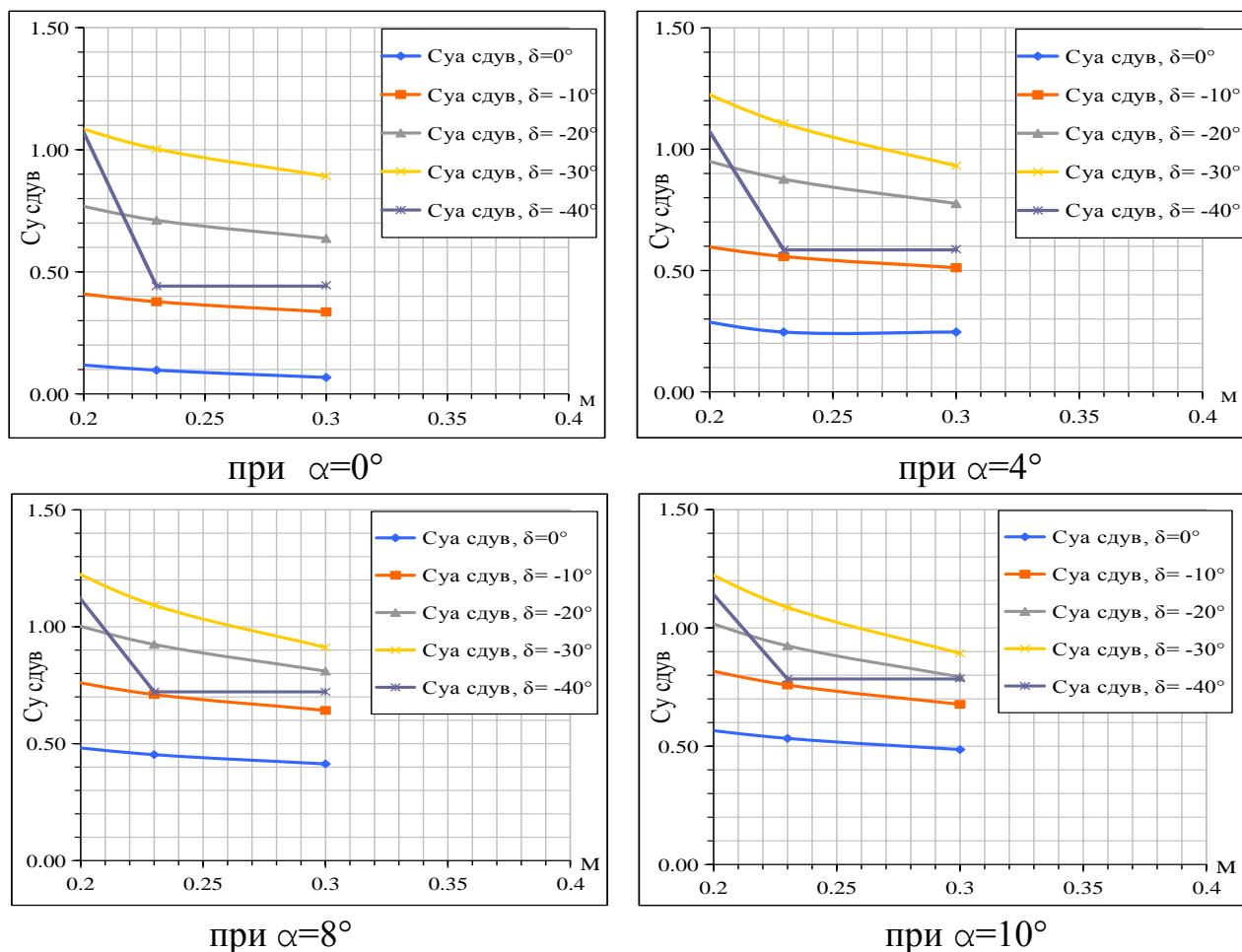
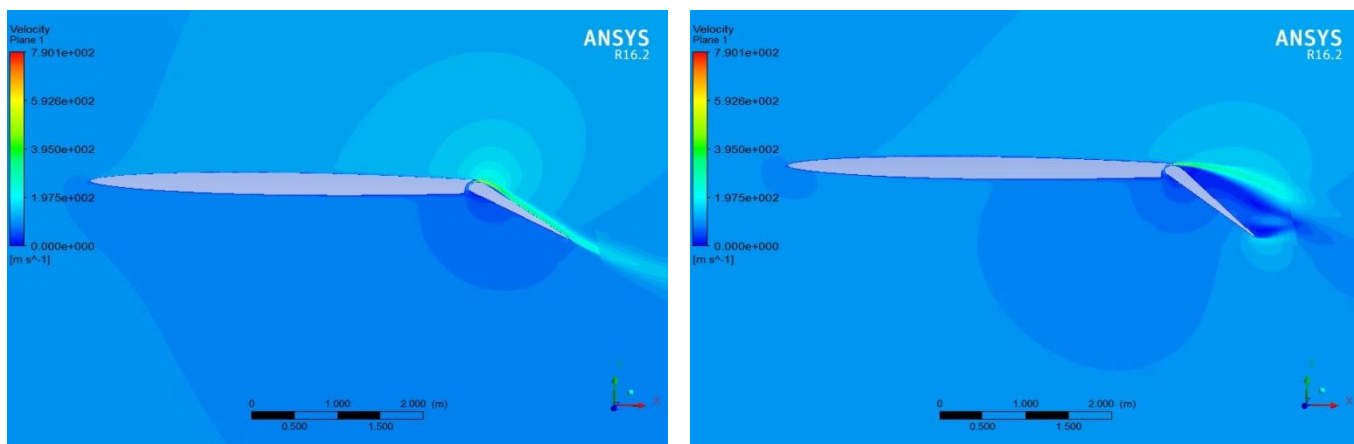


Рис. 3.35. Графики зависимости $C_{y,асдув}$ от числа Маха M на отклоняемых углах закрылка $\delta=0, -10, -20, -30, -40^\circ$ при углах атаки $\alpha=0^\circ$ (а), 4° (б), 8° (в), 10° (г)

Из представленных графиков видно, что при числах Маха $M=0,23$ и $M=0,3$ и угле отклонения закрылка $\delta= -40^\circ$ коэффициент подъемной силы резко снижается. На рис. 3.36 и 3.37 показан явный срыв потока, резкий рост турбулентной составляющей вызван достижением критического угла атаки для данного профиля. В данном месте профиля наблюдается отсутствие эффекта при отклонении закрылка.

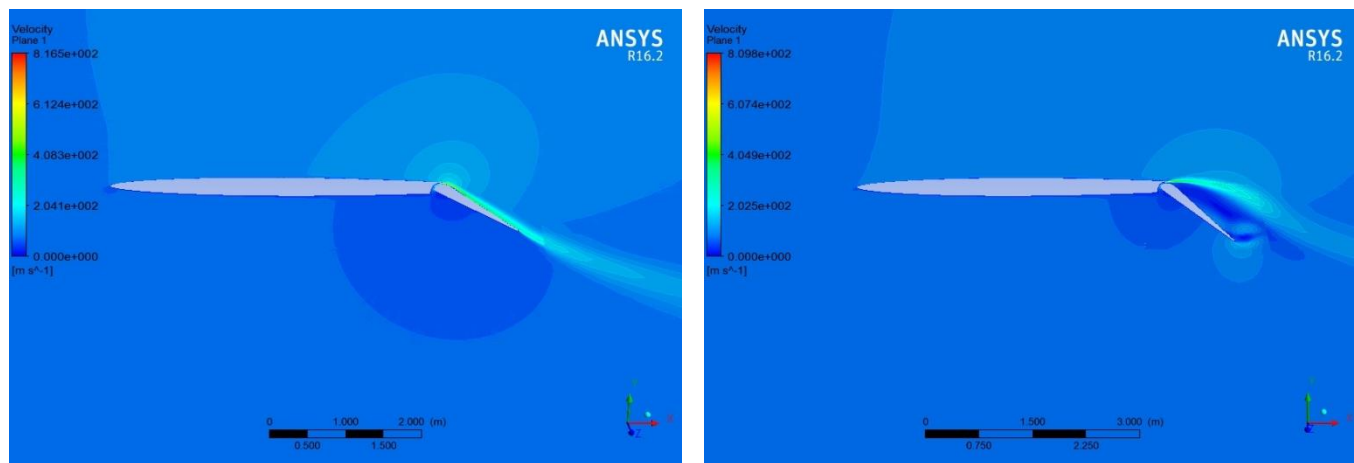


а)

б)

Рис. 3.36. а) при угле атаки $\alpha=0^\circ$, $M=0.3$, угле отклонения закрылка $\delta= -30^\circ$

б) при угле атаки $\alpha=0^\circ$, $M=0.3$, угле отклонения закрылка $\delta= -40^\circ$



а)

б)

Рис. 3.37. а) при угле атаки $\alpha=0^\circ$, $M=0.23$, угле отклонения закрылка $\delta= -30^\circ$

б) при угле атаки $\alpha=0^\circ$, $M=0.23$, угле отклонения закрылка $\delta= -40^\circ$

На рис. 3.38 показано сравнение C_y и $C_{y\text{сдв}}$ от числа Маха M на отклоняемых углах закрылка $\delta=0, -10, -20, -30^\circ$ при углах атаки $\alpha=0, 4, 8, 10^\circ$.

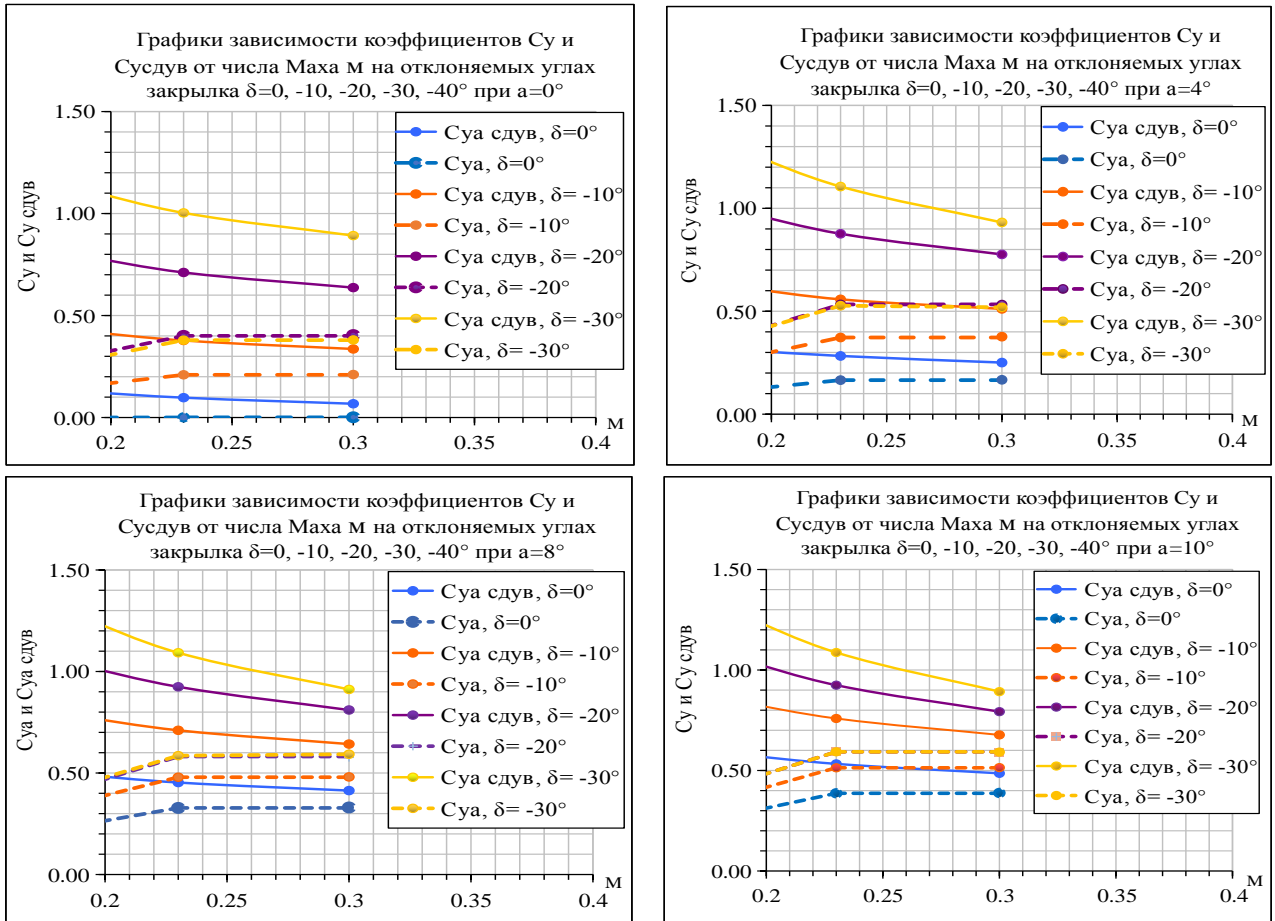


Рис. 3.38. Сравнение C_{ya} и C_{ya} сдув от числа Маха M на отклоняемых углах закрылка $\delta = 0, -10, -20, -30^\circ$ при углах атаки $\alpha = 0, 4, 8, 10^\circ$.

Как видно из показанных зависимостей, коэффициент подъемной силы, возникающей на профиле крыла с использованием системы сдува пограничного слоя потоком воздуха от двигателя во всех расчетных случаях оказался больше, чем на профиле без использования системы сдува.

Использованы классические параметры при взлете самолета для проведения расчета, а результат показан на рис. 3.39: сравнение C_{y} сдув от расхода воздуха при числах Маха $M = 0.184, 0.23, 0.3$, отклонении угла закрылка $\delta = -20^\circ$, угле атаки $\alpha = 4^\circ$.

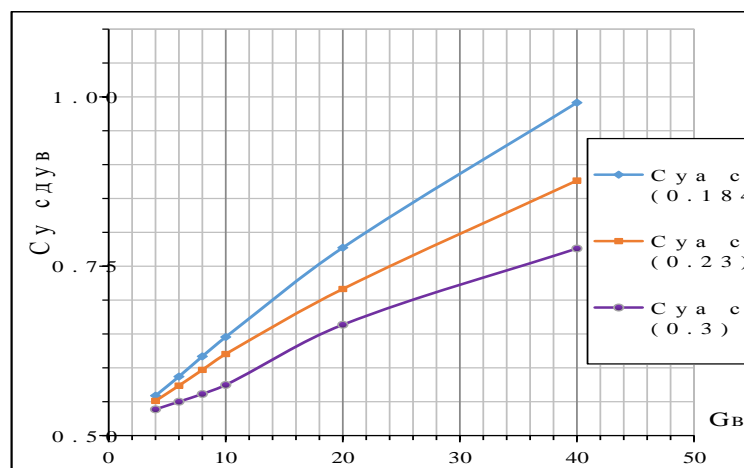


Рис. 3.39. Сравнение $C_{y,сдув}$ от расхода воздуха при числах Маха $M=0.184$, 0.23 , 0.3 , отклонении угла закрылка $\delta = -20^\circ$, угле атаки $\alpha = 4^\circ$.

Видно, что в соответствии с ростом расхода воздуха коэффициент $C_{y,сдув}$ увеличивается, а с ростом числа Маха коэффициент $C_{y,сдув}$ уменьшается.

Выводы по главе

Исследования показали, что улучшение обтекания крыла с отклоняемым закрылком при использовании системы сдува пограничного слоя потоком воздуха от двигателя происходит за счет уноса массы заторможенного воздуха из области отрыва и присоединения потока к поверхности крыла за струей. При этом обеспечивается безотрывное обтекание сложной пространственной конфигурации, имеющей большую эффективную толщину и кривизну, чем исходное крыло без струи. При больших углах атаки поперечный выдув струй (ПВС) позволяет реализовать и стабилизировать вихревое течение над верхней поверхностью крыла, улучшить аэродинамические характеристики крыла и повысить эффективность закрылков и органов управления их отклонением.

- Предложена структура крыла с отклонением закрылка с учетом течения из сопла, которое расположено вдоль размаха крыла.

- Предложен вариант построения расчетной сетки по структурированной схеме, в результате чего значительно сокращается количество ячеек и уменьшается время расчетов.

- Предложен перспективный подход к решению проблемы повышения аэродинамических характеристик самолета на режиме взлета за счет сдува пограничного слоя потоком воздуха от двигателя. Изменение аэродинамических характеристик свидетельствуют о целесообразности использования системы сдува для повышения несущих свойств крыла на режимах взлета и посадки самолетов. Это обстоятельство вызывает необходимость как подробных экспериментальных исследований такого рода систем, так и разработки расчетных методов, позволяющих оценить влияние параметров сдува на аэродинамические характеристики крылового профиля с отклоняемым закрылком.

ГЛАВА 4. ВЕРИФИКАЦИЯ МЕЖДУ ПОТРЕБНОЙ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЯ И УРОВНЕМ ШУМА НА ВЗЛЕТНОМ РЕЖИМЕ САМОЛЕТА

4.1. Математическое моделирование разбега самолета по взлетно-посадочной полосе на взлете самолета

В настоящее время современные проекты сверхзвуковых пассажирских самолетов отличаются тем, что двигатель работает при взлете на максимальном режиме. Для снижения шума двигателя на взлете предлагается уменьшить потребную тяговооруженность, т.е. двигатель без форсажной камеры при взлете работает на дросселированном режиме.

Рассмотрим различные факторы, влияющие на длину пробега на взлетном режиме для сверхзвукового делового самолета. Фактически необходимо обеспечить уровень шума двигателей, которые устанавливаются на сверхзвуковом пассажирском самолете таким же, как у двигателя с большой двухконтурностью. Возникает противоречие, которое связано с одной стороны с обеспечением эффективного сверхзвукового полета, а с другой с обеспечением малошумного режима этого двигателя во время взлета самолета с учетом ограничения взлетно-посадочной полосы (ВПП).

Для разрешения названного противоречия, предлагается оценить возможность использования технических решений, которые ранее использовались не с точки зрения снижения шума, а с точки зрения сокращения длины пробега данного летательного аппарата. Речь идет об энергетической механизации.

Для этого целесообразно рассмотреть существующие технические решения в интересах уменьшения шума. Новизна работы заключается в том, что разработан метод, который позволяет найти оптимальное сочетание между потребной тягой и уровнем шума, которые необходимо обеспечить, а также значением потребной тяги для того, чтобы уложиться в заданную длину ВПП.

Взлетный участок характеризуется взлетной дистанцией самолета, которая складывается из длины разбега и длины участка, на котором самолет, разгоняясь, набирает безопасную высоту. Он является одним из наиболее тяжелых участков траектории полета и, во многих случаях, накладывает серьезные ограничения на характеристики самолета. Получим приближенное уравнение позволяющее рассчитать

длину разбега в зависимости от тяговооруженности самолета и удельной нагрузки на крыло [80].

При разбеге на самолет действуют следующие силы: подъемная сила, сила лобового сопротивления, сила тяжести, сила тяги, сила реакции ВПП (N), равная и противоположная силе давления колес ($G - Y$), а также сила трения ($F_{тр.}$) (см. рис. 4.1). Движение самолета будет рассматривать как движение материальной точки.

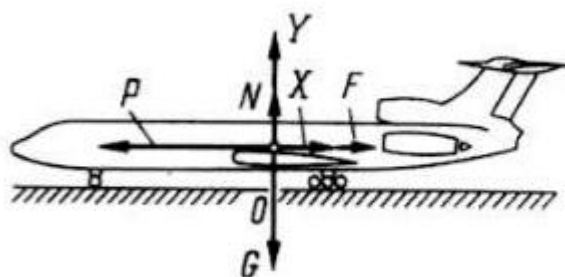


Рис. 4.1. Схема сил, действующих на самолет на разбеге

Примем также, что сила тяги направления по направлению вектора скорости, или оси X в скоростной системе координат. Здесь: $P_{св.}$ - сила тяги силовой установки, $m_{взл.}$ - взлетная масса самолета, которую будем считать неизменной в процессе разбега самолета по ВПП, $F_{тр.}$ - сила трения колес шасси по ВПП, N - сила реакции поверхности ВПП на самолет, X и Y - аэродинамические силы, соответственно сопротивления и подъемная.

Тогда уравнение движения самолета по осям координат будут следующие: по

$$\text{оси } X: m_{взл.} \cdot \frac{dv}{dt} = P_{св.} - X - Y \quad \text{по оси } Y: Y + N - m_{взл.} \cdot g = 0$$

Проведем преобразования, используя следующие соотношения.

$$\text{Сила трения } F_{тр.} = f_{тр.} \cdot N = f_{тр.} \cdot (m_{взл.} \cdot g - Y),$$

где

f_{TP} . - коэффициент трения.

Удельная нагрузка на крыло при взлете

$$p_0 = \frac{m_{взл.} \cdot g}{S_{кр.}}$$

Сила аэродинамического сопротивления $X = C_y P_H S_{кр.} \cdot M^2$.

Подъемная сила $Y = \frac{K}{2} C_y P_H S_{кр.} \cdot M^2$.

Тогда уравнение движения по оси X будет следующим:

$$\frac{1}{g} \frac{dv}{dt} = \bar{P}_{cy.} - \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2 p_0} (C_X - f_{TP.} \cdot C_y) - f_{TP.},$$

где

$\bar{P}_{cy.}$ - тяговооруженность самолета;

$\bar{P}_{cy.} = \frac{P_{дв. номр.} \cdot n_{дв.}}{m_{взл.} \cdot g}$, где $n_{дв.}$ - число двигателей на самолете.

Заменяя $dt = \frac{dL}{V}$, где L - длина разбега, и $V = M \cdot a_H = M \cdot \sqrt{K \cdot R \cdot T_H}$,

Получим:
$$\frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \frac{dM^2}{dL} = \bar{P}_{cy.} - \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2 p_0} (C_X - f_{TP.} \cdot C_y) - f_{TP.}$$

Отсюда
$$L_{разб.} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \int_{M=0}^{M_{отр.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{cy.} - \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2 p_0} (C_X - f_{TP.} \cdot C_y) - f_{TP.}}$$

Это уравнение позволяет вычислить длину разбега самолета по ВПП при известной скорости отрыва - $M_{отр.}$, тяговооруженность $\bar{P}_{cy.}$, удельной нагрузке на крыло - p_0 , аэродинамических коэффициентах - C_X и C_y , коэффициенте трения о ВПП - f_{TP} .

Иллюстрация этого соотношения приведена на следующем рисунке 4.2.

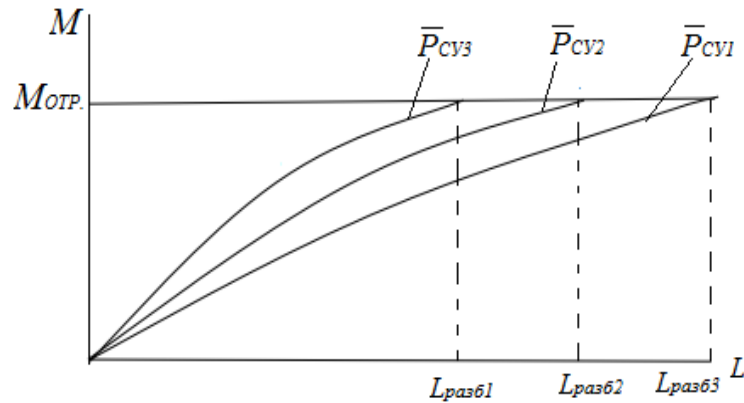


Рис.4.2. Графики зависимости длины разбега самолета по ВПП от известной скорости отрыва M_{OTP} .

Здесь показано, как с увеличением тяговооруженности самолета $\bar{P}_{cy3} > \bar{P}_{cy2} > \bar{P}_{cy1}$, уменьшается длина разбега самолета по ВПП.

Число M_{OTP} легко вычисляется по балансу сил, действующих на самолет в момент отрыва вдоль вертикальной оси.

$$1,1m_{взл} \cdot g = Y,$$

Здесь предлагается, что в момент отрыва величина подъемной силы на 10% превышает вес самолета.

$$\text{Тогда} \quad 1,1m_{взл} \cdot g = \frac{K}{2} P_H C_{y.OTP} M_{OTP} S_{KP}$$

$$\text{или} \quad M_{OTP} = \sqrt{\frac{2,2 \cdot P_0}{K \cdot P_H C_{y.OTP}}}.$$

Таким образом, приведенное интегральное соотношение позволяет вычислить потребную тяговооруженность или силу тяги двигателей, обеспечивающую взлет самолета при заданной длине разбега.

4.2. Математическое моделирование взлета самолета гражданского назначения с ВПП заданной длины при возможном отказе одного двигателя

В нормах летной годности гражданских самолетов сформулирован ряд требований к самолету, обеспечивающих его безопасность.

Одно из этих требований: недопущение катастрофы при отказе одного из двигателей при взлете самолета. Самолет при этом должен либо продолжить взлет уложиться в заданную длину ВПП, либо осуществить экстренное торможение и остановиться в пределах ВПП заданной длины.

Первая ситуация, называемая продолженным взлетом, проиллюстрирована на рис. 4.3.



Рис. 4.3. Схема продолженного взлета при отказе двигателя на скорости менее $M_{\text{отк.крит}}$.

Если в процессе разбега отказов двигателя не произошло, то такой взлет называется нормальным и самолет отрывается от ВПП в пределах ее длины (траектория “Норм”). (для условий РУД - на режиме газа. Использовать тормоз при $V > 150\text{км/ч}$ – “Реверс”, при $V = 100\text{км/ч}$ – “Малый реверс”).

Если при скорости $M_{\text{отк.1}}$, достаточно близкой к $M_{\text{отк.}}$, произошел отказ одного из двигателей, то самолет может продолжить разбег с меньшим ускорением и также оторваться от ВПП в пределах ее длины, но ближе к ее краю (траектория “1”).

Если отказ произошел при скорости $M_{отк.2} < M_{отк.1}$, то отрыв от ВПП произойдет еще ближе к краю ВПП (траектория “2”).

Очевидно, что существует такая скорость отказа $M_{отк.крит.}$ при которой самолет сможет оторваться от полосы лишь на самом краю ВПП при $M_{отк.} < M_{отк.крит.}$ продолженный взлет невозможен. Уравнение, описывающее этот случай, будет следующим:

$$L_{ВПП} = L_{разб1} + L_{разб2},$$

где $L_{разб1}$ - длина разбега самолета от $M=0$ до $M_{отк.крит.}$ со всеми работающими двигателями;

$L_{разб2}$ - длина разбега самолета от $M_{отк.крит.}$ до $M_{отр.}$ с одним отказавшим двигателем,

При этом более подробно уравнение принимает вид:

$$L_{ВПП} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{отк.крит.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{CV} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2\rho_0} (C_x - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP}} + \int_{M_{отк.крит.}}^{M_{отр.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{CV} \cdot \frac{n_{дв.} - 1}{n_{дв.}} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2\rho_0} (C_x - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP}} \right]$$

Другой ситуацией является прерванный взлет, при котором в случае отказе одного из двигателей осуществляется торможение самолета (рис. 4.4).

Если отказ произошел при не большой скорости $M_{отк.1}$, то самолет начинает тормозиться и останавливается далеко от края ВПП. Если отказ происходит при скорости $M_{отк.2} > M_{отк.1}$, то длина торможения будет больше, но остановка все равно произойдет до края ВПП. Если отказ произойдет при $M_{отк.крит.}$, то самолет остановится у края ВПП.

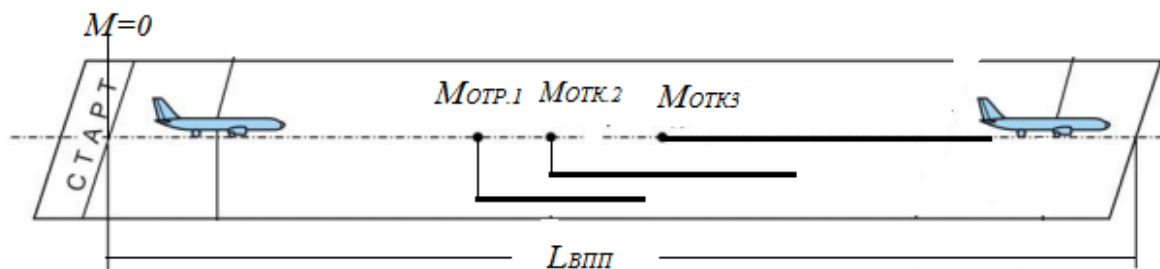


Рис. 4.4. Схема прерванного взлета при отказе одного из двигателей

Очевидно, что при $M_{отк.крит.}$ до $M_{отр.}$ остановка самолета в пределах ВПП не возможна.

Уравнение, описывающее предельный случай будет следующее:

$$L_{впп} = L_{разб1} + L_{торм.},$$

где $L_{торм.}$ - длина торможения при одном отказавшем двигателе, которая может быть вычислена по тем же зависимостям, что и длина разбега, необходимо лишь учесть некоторые особенности. Двигатели современных гражданских самолетов имеют реверсные устройства, при включении которых двигатель развивает тягу в обратном направлении с некоторым коэффициентом $K_{рев.}$ равным 0,3...0,4.

Тогда можно считать, что при торможении все оставшиеся работоспособными двигателями переводятся в реверсное положение и уравнение прерванного взлета получится в следующем виде:

$$L_{впп} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{отк.крит.}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{CV} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP.}} + \int_{M_{отк.крит.}}^{M=0} \frac{dM^2}{-K_{рев.} \cdot \bar{P}_{CV} \cdot \frac{n_{об.} - 1}{n_{об.}} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x - f_{TP} \cdot C_y) - f_{TP.}} \right]$$

Если же двигатели не имеют реверсных устройств, то в вырезении для длины торможения второй член должен быть приравнен к нулю, т. к. двигатели при торможении будут просто отключены.

Очевидно, что для обеспечения безопасности необходимо, чтобы значение $M_{отк.крит.}$ для продолженного и прерванного взлета должны быть одинаковыми.

Графически это можно проиллюстрировать следующим образом (рис. 4.5)

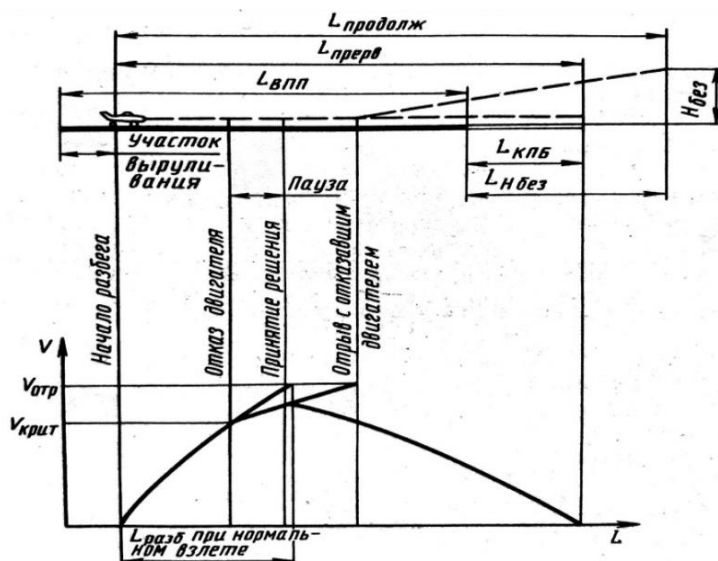


Рис. 4.5. Схема прерванного и продолженного взлета

Балансировочный расчет проведен при числе Маха $M=0,184$, отклонении угла закрылка $\delta=-40^\circ$, угле атаки $\alpha=10^\circ$, модели турбулентности $k-\omega$ -sst, давлении $P_0=101325$ Па, давлении за щелевым соплом выдува $P^*=411412$ Па, температурой за щелевым соплом выдува $T^*=461$ к, температурой $T_0=300$ к, расходом воздуха за щелевым соплом выдува $G_{в.отб.}=40,7$ кг/с.

Воздух на сдув пограничного слоя отбирается за последней ступенью компрессора двигателя и подается в специальные отсеки в крыле и далее через щели на верхнюю поверхность закрылков по всему их размеру, так называется система сдува пограничного слоя (СПС). Например, принципиальная схема СПС представлена на рис. 4.6 и 4.7. А на рис. 4.8 показано расположение модели щелевого сопла выдува воздуха из двигателя.

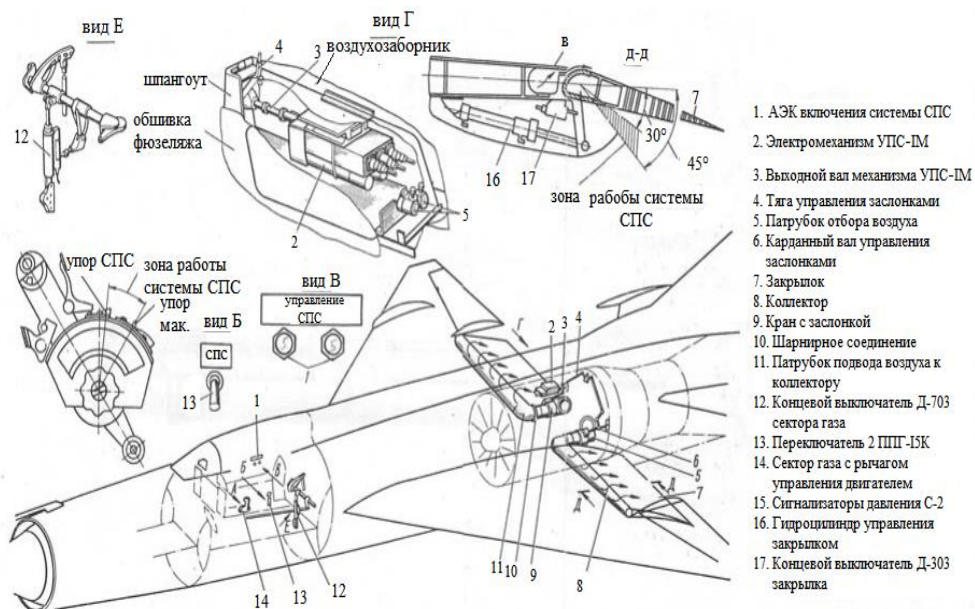


Рис. 4.6. Принципиальная схема крыла с энергетической механизацией выдувом воздуха СПС-2.

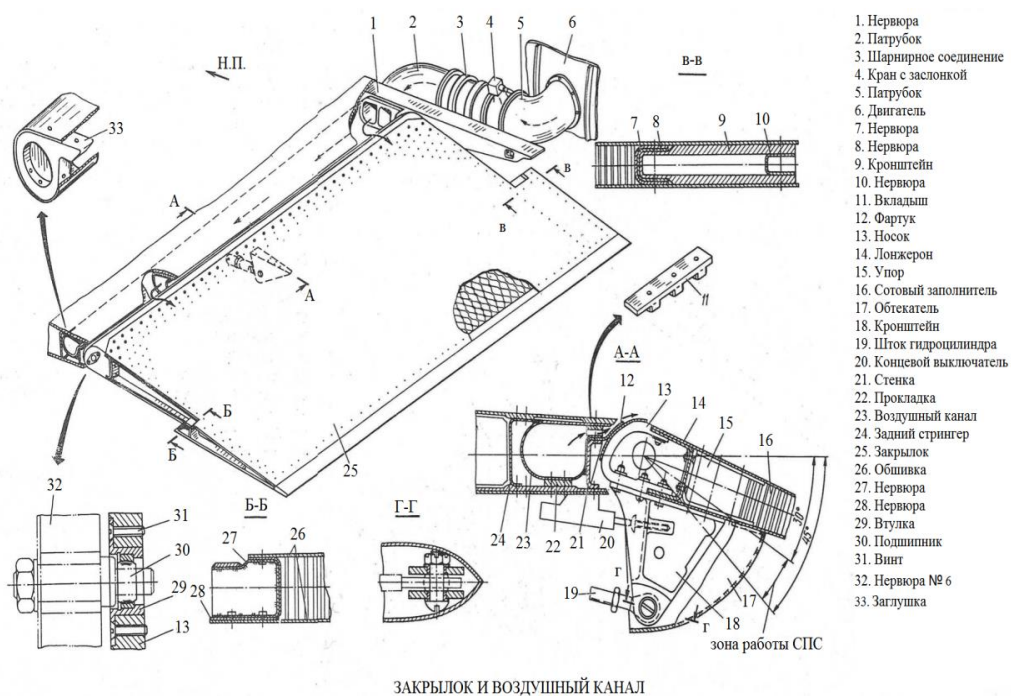


Рис. 4.7. Воздушный канал для крыла с энергетической механизацией выдувом воздуха СПС-2

Результаты численного моделирования о натекании дозвукового потока на крыловой профиль с элементами аэродинамического управления вектором подъемной силы представлены в работах [4, 5, 6].

При отказе одного из двигателей на взлете самолет должен либо продолжить взлет уложиться в заданную длину ВПП, либо осуществить экстренное торможение и остановиться в пределах ВПП заданной длины. Зависимость движения самолета M и длины ВПП от начала движения самолета L . (с выдувом потока и без выдува потока от двигателя) представлена на рис. 4.8.

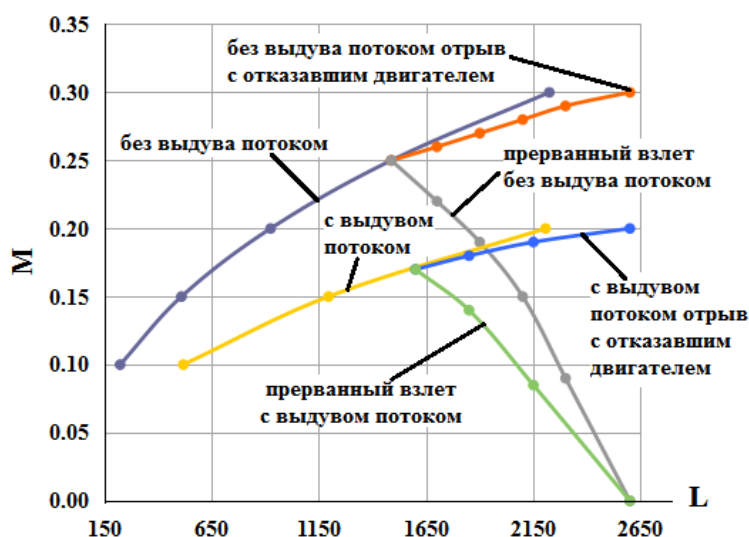


Рис. 4.8. Графики зависимости движения самолета M и длины ВПП от начала движения самолета L

4.3 Расчет потребной тяги двигателя и относительного уровня уменьшения акустического шума на взлетном режиме

Многие из перечисленных здесь способов увеличения тяговооруженности не могут быть использованы или могут использоваться ограниченно на гражданских самолетах, силовые установки которых должны удовлетворять определенным требованиям, связанным с ограничением уровня шума, создаваемого при взлете (а также при посадке) самолета. Требования к уровню создаваемого шума для гражданских самолетов могут явиться основным фактором, определяющим размер и тип применяемых на самолете двигателей. Так, одним из действенных способов

уменьшения уровня взлетного шума является использование при взлете пониженных режимов работы двигателей.

По заданию АНТК им. Туполева проводили оценку пяти различных проектов двигателей, предлагающихся для проекта Ту-244. Все сравниваемые двигатели – сильно переразмеренные ТРДД. Предполагается, что они должны будут обеспечивать разбег и взлет самолета на дроссельных режимах. Степень дросселирования должна соответствовать заданному значению скорости истечения из сопла. Дросселирование осуществляется при раскрытии сопла, сохраняя заданным значение частоты вращения вентилятора [81].

Параметры сравниваемых двигателей приведены в таблице 4.1.

Таблица 4.1

Параметр	Размерность	Двигатель №1	Двигатель №2	Двигатель №3	Двигатель №4	Двигатель №5
<i>H=0, M=0, САУ</i>						
<i>m</i>		1.55	1.55	1.1	0.75	0.35
<i>P</i>	кгс	35400	43600	42000	41000	36350
<i>G_B</i>	кг/с	592	729	615	565	432
<i>P_{уд}</i>	кгс/кг/с	59.8	59.8	68.3	72.6	84.2
<i>T_{Гmax}[*]</i>	к	1800	1800	1800	1800	1800
<i>π_{кΣ}[*]</i>		25	25	25	25	25
<i>σ_{BX}</i>		1.0	1.0	1.0	1.0	1.0
<i>H=18KM, M=2, СА</i>						

P_{\max}	кгс	6000	7400	7400	7400	7400
$G_{\text{в.маx}}$	кг/с	206	249	217	188	142
$P_{\text{кр}}$	кгс	5000	6300	6300	6300	6300
$G_{\text{в.кр}}$	кг/с	206	249	217	188	142
$P_{\text{удкр}}$	кгс/кг/с	24.4	25.3	29	33.5	44.5
$C_{\text{удкр}}$	кг/кгс*ч	1.08	1.08	1.1	1.12	1.16
$\sigma_{\text{вх}}$		0.92	0.92	0.92	0.92	0.92
$\varphi_{\text{с}}$		0.985	0.985	0.985	0.985	0.985
<i>H=11KM, M=0.85</i>						
P	кгс	5000	5000	5000	5000	5000
$C_{\text{уд}}$	кг/кгс*ч	0.79	0.79	0.82	0.85	0.89
$\sigma_{\text{вх}}$		0.97	0.97	0.97	0.97	0.97

Удельная нагрузка на крыло $P_{\text{удкр}}$ оказывает существенное влияние на уровень шума. Это обусловлено тем, что увеличение площади крыла при фиксированной взлетной массе самолета позволяет выполнить взлет при пониженных режимах работы двигателей.

4.4. Основные модели для проекта сверхзвукового административного самолета

Из основных моделей, используемых в этой работе, можно выделить несколько наиболее важных моделей, таких как модель двигателя, сверхзвукового

административного самолета и модель относительного уровня уменьшения акустического шума.

4.4.1 Модель двигателя для проекта сверхзвукового административного самолета

В вариантах сверхзвукового административного самолета (САС) был выбран тип двигателя АЛ-31 для расчета по нижеследующим на двух режимах:

- максимальный режим двигателя АЛ-31 (без выдува потока от двигателя):

$$P_{\text{взл.б.ф.}} = 7580 \text{ кг};$$

$$P_{\text{сумма}} = 7850 * 3 = 23550 \text{ кг (3 двигателя)};$$

$$\bar{P}_{\text{двиг.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{M_{\text{взл.}}} = 0,7$$

$$M_{\text{взл.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{\bar{P}_{\text{двиг.}}} = \frac{23550}{0,7} = 33643 \text{ кг};$$

- дросселированный режим двигателя АЛ-31 (с выдувом потока от двигателя):

$$G_{\text{в.отб.}} = 40,7 \text{ кг/с};$$

$M = 0,571$ - степень двухконтурности;

$$\bar{P}_{\text{двиг.}} = \frac{P_{\text{сумма}}}{M_{\text{взл.}}} = 0,35;$$

$$P_{\text{су.потр.}} = 33643 * 0,35 = 11775 \text{ кг};$$

$$P_{\text{взл.потр.}} = 11775 / 3 = 3925 \text{ кг};$$

$$P_{\text{взл.мах.}} = 7850 / (1 + 0,571) = 4996 \text{ кг}.$$

4.4.2. Модель сверхзвукового административного самолета

В рассматриваемой компоновке сверхзвукового административного самолета с пониженным уровнем звукового удара, разработанной НГТС и ЦАГИ, двигатели

расположены над хвостовой частью фюзеляжа. При такой компоновке первостепенное значение имеет снижение шума именно струи, поскольку, во-первых, передний шум вентилятора в значительной степени глушится поверхностью фюзеляжа и крыла, а во-вторых, существенное снижение шума вентилятора обеспечивается эффективными современными заранее подготовленного канала (ЗПК) размещенными во входном и выходном каналах силовой установки (СУ). Особенности аэродинамической компоновки сверхзвукового административного самолета:

- крыло малого удлинения;
- используется трехмерная деформация срединной поверхности крыла;
- большое удлинение носовой и кормовой частей фюзеляжа.

В рамках выполненного формирования облика перспективного сверхзвукового административного самолета количественная оценка уровня акустического шума при полете на крейсерской сверхзвуковой скорости не проводилась.

Требования к перспективному сверхзвукового административного самолета представлены в таблице 4.2.

Таблица 4.2

Характеристики перспективного САС

№ п/п	Характеристика	Значение
Общие характеристики		
1	Число пассажиров (в компоновке "бизнес")	15
Летно-технические характеристики		
1	Сверхзвуковая дальность полета, км	7400
2	Крейсерская сверхзвуковая скорость полета	M=2,0
4	Минимальная высота крейсерского полета, м	13700
5	Расчетная перегрузка	2,5
Взлетно-посадочные характеристики		
1	Максимальная длина ВПП, м	1800
2	Максимальная скорость отрыва на взлета, км/ч	325
3	Максимальная скорость посадки (штатная), км/ч	-
Тип и характеристики силовой установки		
1	Тип двигателя	АЛ-31
2	Максимальная взлетная тяга, кг	7500
3	Степень контурности	0.571

Дальнейший расчет произведен для схемы «бесхвостка» (ввиду технических сложностей расчета схемы «бесхвостка с передним горизонтальным оперением (ПГО)» в сжатые сроки) с теми же параметрами, что и сверхзвуковой деловой самолет, представленный на рис. 4.9 и 4.10.

В носовой части фюзеляжа расположены: метеолокатор под радиопрозрачным обтекателем, отсек бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО), ниша передней опоры шасси (ПОШ), кабина экипажа.

Отсек БРЭО занимает объем 2.42 М³, от переднего гермошпангоута до стенки кабины экипажа. Объем был определен из условия размещения блоков (РЭО), применяемых на самолете SSJ-100.

Ниша ПОШ совместно с гермошпангоутом ограничивают гермозону в носовой части фюзеляжа.

В средней части находится кабина экипажа и пассажирский салон. Размеры кабины экипажа были определены из условия удовлетворения действующим нормативным документам.



Рисрис. 4.9. Общий вид сверхзвукового административного самолета

На рис. 4.9 введены следующие сокращения: КБО - комплекс бортового оборудования.

В хвостовой части фюзеляжа расположены отсек общесамолетного оборудования (ОСО), ниши переднего опоры шасси (ООШ) и топливные баки. Отсек ОСО расположен сразу за гермошпангоутом, в нем находятся элементы горизонтального стабилизатора (ГС) и системной красной волчанка (СКВ).

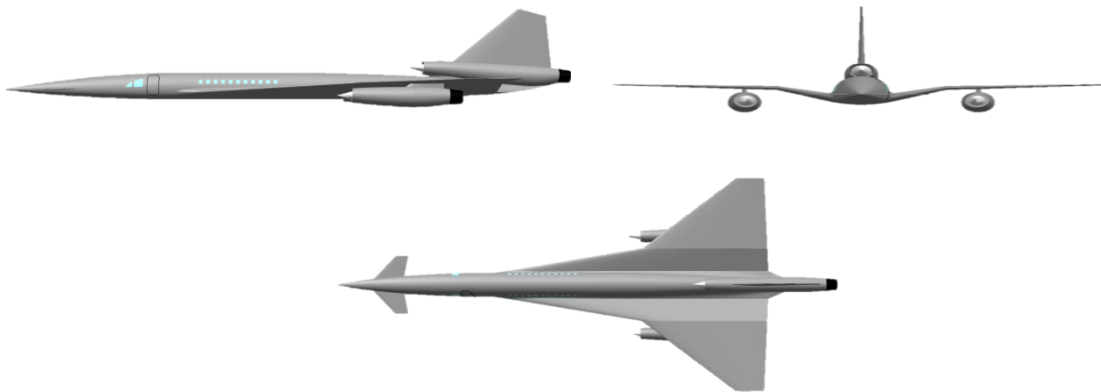


рис. 4.10. Компоновка сверхзвукового административного самолета

4.4.3 Результаты расчетов

На рис. 4.11 представлены графики зависимости коэффициента $C_{уасдв}$ от расхода отбранного воздуха $G_{в.отб.}$ при отклонении угла закрылка $\delta = -30^\circ$, угле атаки $\alpha = 10^\circ$, $M = 0.184, 0.23, 0.3$, $G_{в.отб.1} = 0$ кг/с, $G_{в.отб.2} = 10$ кг/с, $G_{в.отб.3} = 20$ кг/с, $G_{в.отб.4} = 30$ кг/с, $G_{в.отб.5} = 40$ кг/с, $G_{в.отб.6} = 8$ кг/с, $G_{в.отб.7} = 6$ кг/с, $G_{в.отб.8} = 4$ кг/с [6].

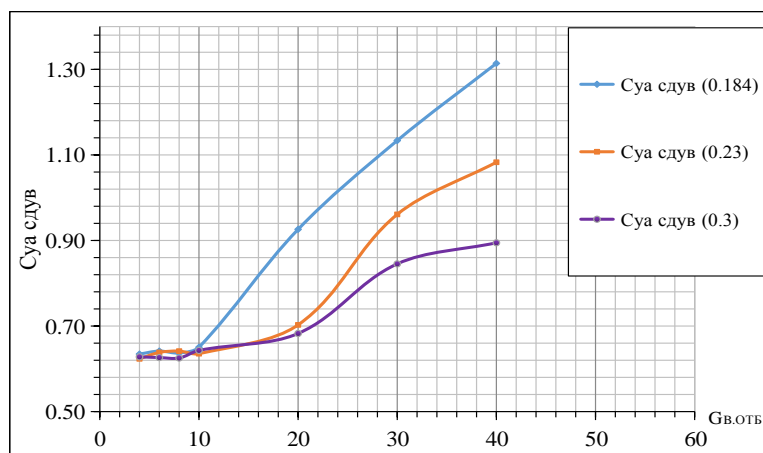


Рис. 4.11. Графики зависимости коэффициента подъемной силы $C_{уасдв}$ от различных отбираемых расходов воздуха $G_{в.отб.}$

Из рисунка видно, что с ростом отбираемого расхода воздуха от двигателя, коэффициент подъемной силы возрастает.

Для двигателя АЛ-31 график зависимости наружной тяги двигателя $P_{нар.}$ от отбираемого расхода воздуха $G_{в.отб.}$ представлена на рис. 4.12.

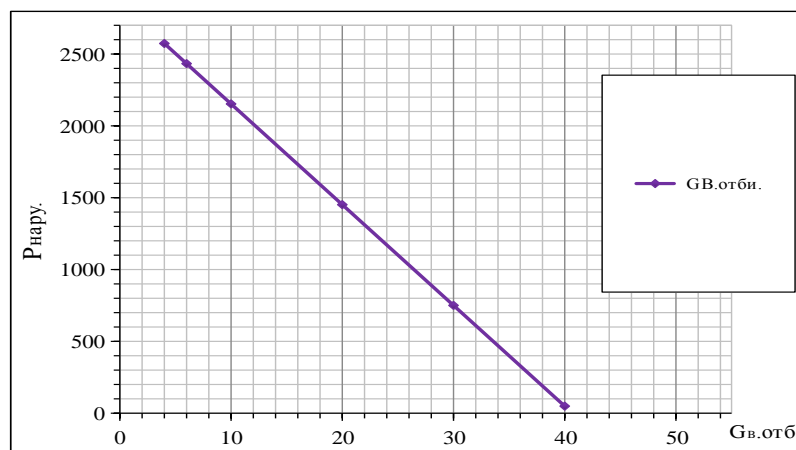


Рис. 4.12. График зависимость наружной тяги $P_{нару.}$ от отбираемых расходов воздуха $G_{v.otb}$.

Из рисунка видно, что при увеличении отбираемого расхода воздуха $G_{v.otb}$, наружная тяга $P_{нару.}$ уменьшается.

При различных отбираемых потоках из двигателя графики зависимости коэффициента скорости истечения сопла C_c от максимальной тяги двигателя $P_{дв.max}$ представлены на рис. 4.13 [6].

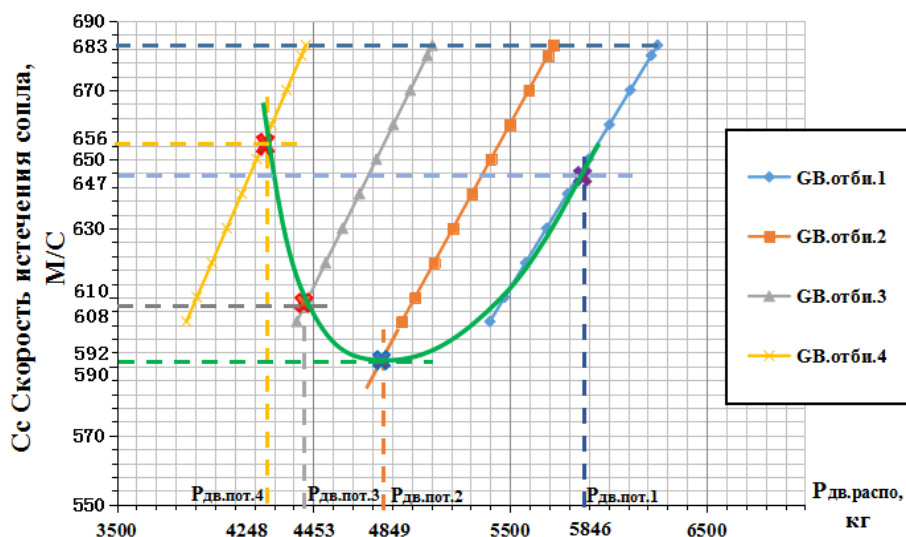


Рис. 4.13. Зависимости коэффициента скорости истечения сопла C_c от тяги двигателя $P_{дв.}$ при различных отбираемых потоках от двигателя

4.4.4 Модель для расчета относительного уровня уменьшения акустического шума

Используемый в модели алгоритм расчета шума струи основана на теории Лайтхилла, в соответствии с которой шум рассчитывается с использованием основных газодинамических и геометрических параметров струи на выходе из сопла [82].

Особенностью разработанной программы расчета шума струи на местности является более детальный расчет траектории взлета/посадки самолета. Повышенная точность моделирования траектории позволяет точно определить положение источника шума струи относительно сертификационных к.т. Поэтому профиль полета в программе формируется в результате решения системы дифференциальных уравнений движения самолета как материальной точки. Это позволяет выдержать необходимые требования и условия для сертификации по шуму самолета [83].

Для оценки величины уровня шума, создаваемого самолетом на взлете, в настоящее время наиболее широко используется показатель, называемый эффективным уровнем воспринимаемого шума EPNL [24].

На данный момент расчет акустической мощности шума W в соответствии с теорией Лайтхилла производится по газодинамическим и геометрическим параметрам струи в выходном сечении реактивного сопла. Однако разные авторы применяют различные формулы [84, 85, 86] [82]:

$$W = K Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c; \quad (1)$$

$$W = K_1 Q_0 v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c; \quad (2)$$

$$W = K_2 Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c; \quad (3)$$

$$W = K_3 Q_c Q_0^{-1} v_c^8 F_c a_0^{-5} F_c; \quad (4)$$

$$W = K_4 Q_c Q_0^{-1} v_c^8 F_c a_0^{-5} \left[\frac{T_0}{T^*} 0,6 + 0,4 \right]^{-2} \quad (5)$$

где

K_1, K_2, K_3, K_4 – для различных струй двигателя.

С целью выбора формулы, расчет по которой давал бы наилучшее совпадение с результатами измерения шума ТРД, были проведены дополнительные экспериментальные исследования, а также произведен анализ экспериментальных данных, полученных другими авторами. В результате установлено, что наилучшее совпадение расчетных данных с экспериментальными для холодных и горячих струй наблюдается при вычислении W по формуле (5), т.е.

$$W = K Q_c v_c^8 F_c a_0^{-5} \text{ в м},$$

где K - коэффициент пропорциональности, величина которого получена экспериментально;

V_c, Q_c - скорость и плотность струи в выходном сечении сопла;

F_c - площадь выходного сечения сопла;

a_0 - скорость звука в окружающей среде.

В результате был получен график эффективной скорости истечения сопла от внутренней тяги двигателя, представленный на рис. 8.

Проведенные вычисления показали, что при расходе воздуха $G_{\text{в.отб.}}=20$ кг/с выдув потоком в щель закрылка, величина скорости истечения при этом будет

$C_c=592$ м/с, потребной тяги для взлета двигателя $P_{дв.потр.}=4849$ кг, что меньше чем значение максимальной тяги $P_{дв.мах}=4996$ кг на дроссельных режимах работы двигателя. Скорость истечения $C_c=683$ м/с, соответствующей максимальному режиму работы двигателя АЛ-31. При этом относительный уровень уменьшения акустической

мощности струи составит

$$\bar{W} = \frac{W_{эф.}}{W_{др.}} = \left(\frac{683}{592} \right)^8 = 3.1,$$

где

\bar{W} - относительный уровень уменьшения акустической мощности струи;

$W_{эф.}$ - уровень уменьшения акустической мощности струи на максимальном режиме работы двигателя;

$W_{др.}$ - уровень уменьшения акустической мощности струи на дроссельном режиме работы двигателя и выдува воздуха в щель закрылка.

4.4.5 Анализ результатов

Для получения $P_{дв.потр.}$, взяты все нижние параметры и подставлены в два уравнения:

Таблица 4.3

Значение исходных параметров

$G_{в.отб.},$ кг	$C_{ya.}$	$M_{отр.}$	$C_{ха.}$
10	0,6504	0,265	0,170
20	0,926	0,222	0,278
30	1,1336	0,201	0,357
40	1,314	0,187	0,427

Значение исходных параметров

Наименование параметров	Обозначение	Значение
Показатель адиабаты	K	1,4
Давление атмосферы, Па	P_H	101325
Площадь крыла, m^2	$S_{кр.}$	67
Количество двигателей	N	3
Взлетная масса, кг	$M_{взл.}$	41000
Удельная нагрузка, N/m^2	$P_0 = \frac{M_{взл.} \cdot g}{S_{кр.}}$	6000
Температура, К	T_H	288
Длина ВПП, м	$L_{впп}$	1800
Газовая постоянная, Дж / кг·К	R	287,9
Коэффициент реверса	$K_{рев}$	0,3
Коэффициент трения при разбеге	$f_{тр.}$	0,03
Коэффициент трения при торможении	$f_{тр.}$	0,1
Потребная тяга двигателя	$P_{дв.потр.} = \frac{M_{взл.} \cdot g \cdot \bar{P}_{су}}{n_{дв.}}$	-

Чтобы определить, при каком значении тяговооруженности это может быть обеспечено, необходимо решить систему двух уравнений с двумя неизвестными $M_{отк.крит.}$ и $\bar{P}_{су.}$.

$$L_{\text{разб.1}} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{\text{отк.кри.}}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{\text{CV}} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x \cdot f_{\text{TP}} \cdot C_y) - f_{\text{TP}}} + \int_{M_{\text{отк.кри.}}}^{M_{\text{отр.}}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{\text{CV}} \cdot \frac{n_{\text{дв.}}^{-1} \cdot K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x \cdot f_{\text{TP}} \cdot C_y) - f_{\text{TP}}} \right]$$

$$L_{\text{разб.2}} = \frac{K \cdot R \cdot T_H}{2g} \left[\int_{M=0}^{M_{\text{отк.кри.}}} \frac{dM^2}{\bar{P}_{\text{CV}} \cdot \frac{K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x \cdot f_{\text{TP}} \cdot C_y) - f_{\text{TP}}} + \int_{M_{\text{отк.кри.}}}^{M=0} \frac{dM^2}{-K_{\text{РЕВ}} \cdot \bar{P}_{\text{CV}} \cdot \frac{n_{\text{дв.}}^{-1} \cdot K \cdot P_H \cdot M^2}{2p_0} (C_x \cdot f_{\text{TP}} \cdot C_y) - f_{\text{TP}}} \right]$$

Полученные результаты представлены ниже:

$$G_{\text{в.отб.1}} = 10 \text{ кг/с}, \quad \bar{P}_{\text{су.1}} = 0.428, \quad M_{\text{отк.криг.1}} = 0.201, \quad P_{\text{дв.потр.1}} = 5846 \text{ кг};$$

$$G_{\text{в.отб.2}} = 20 \text{ кг/с}, \quad \bar{P}_{\text{су.2}} = 0.355, \quad M_{\text{отк.криг.2}} = 0.189, \quad P_{\text{дв.потр.2}} = 4849 \text{ кг};$$

$$G_{\text{в.отб.3}} = 30 \text{ кг/с}, \quad \bar{P}_{\text{су.3}} = 0.326, \quad M_{\text{отк.криг.3}} = 0.182, \quad P_{\text{дв.потр.3}} = 4453 \text{ кг};$$

$$G_{\text{в.отб.4}} = 40 \text{ кг/с}, \quad \bar{P}_{\text{су.4}} = 0.311, \quad M_{\text{отк.криг.4}} = 0.177, \quad P_{\text{дв.потр.4}} = 4248 \text{ кг}.$$

В соответствии с результатами был построен график зависимости коэффициента скорости истечения сопла C_c от потребной тяги двигателя $P_{\text{дв.потр.}}$, который представлен на рис. 4.14.

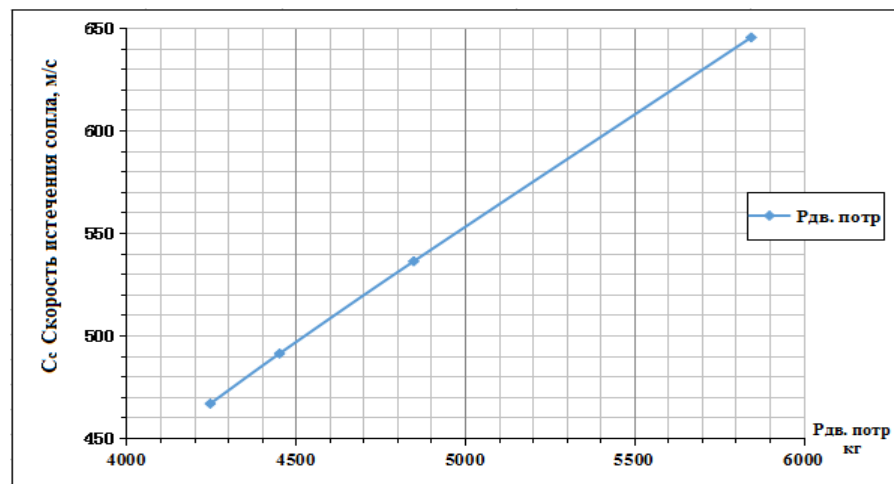


Рис. 4.14. График зависимости коэффициента скорости истечения Сопла C_c от потребной тяги двигателя $P_{\text{дв. потр.}}$.

Как ожидалось, отбор воздуха от двигателя приводит к уменьшению скорости истечения воздуха сопла на взлетном режиме.

Скорость истечения из сопла является самым сильно влияющим фактором на

уровень шума при взлете самолета.

Определение максимального возможного количества расхода воздуха на газодинамическое управление зависит от характеристик конкретной силовой установки. Для рассмотрения конфигурации силовой установки отбираемый воздух от наружного двигателя был ограничен до 40 кг/с.

Зависимость уровня снижения акустической мощности струи при различных значениях расхода воздуха, отбираемого от наружного двигателя и выдуваемого в щель закрылка показан на рис. 4.15 [6].



Рис. 4.15. График зависимости относительного уровня уменьшения акустического шума \bar{W} от отбираемого воздуха от двигателя $G_{в.отб.}$.

Наибольший эффект снижения шума достигается при величине расхода воздуха $G_{в.отб.} = 20$ кг/с.

На графике показано влияние отбираемого воздуха от двигателя $G_{в.отб.}$ на относительный уровень уменьшения акустического шума \bar{W} . Видно, что \bar{W} существует локальный максимум в случае $G_{в.отб.} = 20$ кг/с для данного типа двигателя.

Выводы по главе 4

Для самолета с заданным взлетным весом и при заданных ограничениях по длине ВПП проведена оптимизация параметров управления взлетной тягой, таких как потребной тяги $P_{\text{взл.потр.}}$ площадь критического сечения сопла F_c с целью снижения шума струи на взлете.

Для максимального увеличения эффективности снижения шума была также проведена оптимизация основных проектных параметров двигателя и самолета отбираемого воздуха от двигателя $G_{\text{в.отб.}}$ удельной тяги $\bar{P}_{\text{ср.}}$ и скорости отрыва по критерием шума струи на взлете.

Полученные результаты показывают, что двигатель сверхзвукового административного самолета может работать на задресселированном режиме при взлете. При этом, благодаря энергетической механизации выдувом воздуха, двигатель будет работать не только на создание тяги, но и на улучшение аэродинамики крыла. Видно, что в этом случае скорость истечения струи C_c из сопла двигателя уменьшается. Это позволяет существенно уменьшить мощность акустического шума двигателя, что подтверждается результатами расчетов, представленными выше.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенные исследования позволили подтвердить разработанные теоретические положения, развивающие новое перспективное научное направление в области интеграции двигателя и самолета - влияние интегральной компоновки силовой установки и планера сверхзвукового пассажирского самолета на его эффективность. Разработан метод, который позволяет найти оптимальное сочетание между потребной тягой и уровнем шума, которые необходимо обеспечить, а также значением потребной тяги для того, чтобы уложиться в заданную длину ВПП.

При этом были получены следующие основные научные результаты:

1. Разработана методика интегральной компоновки силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета, в которой существенное улучшение аэродинамических характеристик самолета при его взлете обеспечивается выдувом отбираемого от двигателя воздуха на верхнюю поверхность закрылка;

2. Сформулирована и решена методика математической модели натекания дозвукового потока на профиль крыла с отклоняемым закрылком в двухмерной и трехмерной постановке;

3. Сформулирована и решена задача математического моделирования характеристик ТРДД при значительных величинах отбора воздуха;

4. Выполнены расчеты аэродинамических характеристик системы «крыло – силовая установка» при различных величинах отбираемого от двигателей воздуха и углах отклонения закрылка;

5. Проведена оптимизация системы «крыло – силовая установка» по критерию минимизации уровня шума, генерируемого реактивной струей двигателя, при выполнении самолетом взлета с полосы заданной длины.

В качестве итога данного аналитического обзора можно сделать вывод об актуальности развития тематики управления обтеканием самолета. Для его реализации предложено большое количество методов и устройств, реализующих эти методы. Но на данный момент на серийных самолетах применение получили лишь некоторые, такие как управление обтеканием путем создания вихрей над верхней поверхностью крыла. Внедрение же более сложных устройств, к примеру, для активного управления потоком с целью ламинизации обтекания и предотвращения отрыва потока, требует дополнительных исследований для доказательства надежности функционирования, эксплуатационной и производственной технологичности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Самолет "Конкорд" - Aérospatiale - BAS Concorde. URL: <http://avia.pro/blog/aerospatiale-bas-concorde> (дата обращения: 03.02.2019).
2. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Бюшгенса Г.С. – М.: Наука. Физматлит, 1998. - 816 с.
3. Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. - 552 с.
4. Жулев Ю.Г., Иншаков С.И. О возможности повышения эффективности тангенциального выдува щелевой струи на поверхность профиля // Изв. РАН. МЖГ. 1996. № 4. С. 182-186.
5. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Труды МАИ. 2017. №93. URL: http://trudymai.ru/upload/iblock/111/sha-mingun_agulnik_yakovlev_rus.pdf?lang=ru&issue=93 (дата обращения: 01.02.2019).
6. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Влияние расчетной сетки при математическом моделировании натекания дозвукового потока на профиль перспективной лопатки с отклоняемой задней кромкой в трехмерной постановке // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24, № 4. С. 110-121.
7. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А., Шкурин М.В. Анализ различных факторов влияющих на длину пробега при взлете сверхзвукового делового самолета // Научно-технический журнал "Двигатель". 2018. № 6 (120). С. 2-6.

8. Ша М., Агульник А.Б., Яковлев А.А. Анализ крыла с энергетической механизацией путем выдува воздуха от двигателя // Насосы. Турбины. Системы. 2018. № 4 (29). С. 38-48.

9. Ша Мингун. Анализ результатов математического моделирования натекания дозвукового потока на профили лопаток в двухмерной постановке // Авиация и космонавтика: материалы 16-й Международной конференции (Москва, 20-24 ноября 2017). - М.: Изд-во Люксор. 2017. - С. 136 (732 с.).

10. Ша Мингун. Анализ крыла с энергетической механизацией путем выдува воздуха от двигателя // Авиация и космонавтика: материалы 17-й Международной конференции (Москва, 19-23 ноября 2018). - М.: Изд-во Люксор. 2018. - С. 121-122 (740 с.).

11. Ша Мингун. Модель и характеристики двигателя ТРДД // Гагаринские чтения: сборник тезисов докладов XLV Международной молодёжной научной конференции (Москва, 16-19 апреля 2019). Т. - М.: Изд-во Каллиграф. 2019. - С. 142 (1346 с.).

12. Краев В.М., Тихонов А.И., Новиков С.В. Перспективы развития сверхзвуковой пассажирской авиации в России // Наука. Выпуск №1 (115) 2018. URL: <http://engine.aviaport.ru/issues/115/pics/pg14.pdf> (дата обращения: 04.06.2018).

13. Ту-244. Сверхзвуковой пассажирский самолет. URL: <https://infuture.ru/article/102> (дата обращения: 05.03.2018).

14. Туполев Ту-344. URL: <http://avia.pro/blog/tu-344> (дата обращения: 04.04.2018).

15. Туполев Ту-444. URL: <http://samoleting.ru/samolety/tupolev-tu-444.html> (дата обращения: 04.06.2018).

16. Сверхзвуковой пассажирский самолет: от идеи президентак реальности. URL: <https://mir24.tv/news/16288834/sverhzhvukovoi-passazhirskii-samolet-ideya-rezidenta-i-realnost> (дата обращения: 06.03.2019).

17. Morgenstern J., Norstrud N., Stelmack M., Skoch C. Final Report for the Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2030 to 2035 Period, N+3 Supersonic Program, Lockheed Martin Corporation, Report Number E-17427, August 2010.

18. Welge, C. Nelson, J. Bonet. Supersonic Vehicle Systems for the 2020 to 2035 Time-frame, AIAA 2010-4930, 28th AIAA Applied Aerodynamics Conference 28 June - 1 July 2010, Chicago, USA.

19. Включите сверхзвук. URL: <https://nplus1.ru/material/2018/10/24/supersonic> (дата обращения 02.03.2019).

20. Полмира за три часа. Есть ли будущее у сверхзвуковых пассажирских самолетов, 27 марта 2016. URL: <https://meduza.io/feature/2016/03/27/sychev-pro-samolety> (дата обращения 04.02.2019).

21. Киселев А.Ф., Коваленко В.В., Притуло Т.М.. Инженерный журнал: наука и инновации 2017 №8 (68). С. 1-11.

22. Бюшгенс Г.С., Авиация 21-го века. Техника воздушного флота, 1990, № 1. т. С. 3-20. URL: <http://www.vko.ru/biblioteka/rasshirennyy-spisok-istochnikov-po-istrebitelnoy-aviacii-boevym-kompleksam-i-sistema> (дата обращения 02.02.2019).

23. Бирюк В. И., Ибрагимов М. Р., Коваленко В. В., Новиков А. П., Титов В. Н., Чайка Т. Ю., Чернавских Ю. Н., Юдин В. Г. Перспективы снижения уровня звукового

удара коммерческих сверхзвуковых самолетов нового поколения. Ученые записки ЦАГИ. Том XLI № 5, 2010. С. 13-18.

24. Международная организация гражданской авиации. Приложение 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Охрана окружающей среды. Том I. Авиационный шум. Издание седьмое. Июль 2014 года.

25. Шумков Д.П., Личутин Г.А. К вопросу о нормировании авиационного шума в ГА. Приоритетные научные направления: от теории к практике. 2016. № 21. С. 115-119.

26. Комитет по охране окружающей среды от воздействия авиации: девятое совещание; Доклад; реком. № 3/2, реком. № 3/4; 4-15 февраля 2013 года Канада, Монреаль. – 260 с.

27. Проблема авиационного шума. URL: <https://skalolaskovy.ru/aviation-docs/342-aircraft-noise-problem>. 16 июня 2007.

28. Сверхзвуковой бизнесджет: Взгляд из России. URL: <https://www.aviaport.ru/digest/2005/07/05/92637.html>. 2005.

29. Васильев В.И., вопросы аэродинамики силовой установки СПС-2. Техника воздушного флота 1994 № 4-6. С. 9-15.

30. Экспресс-информация “Авиастроение” № 12, 1998.

31. Кузнецов В.М. Проблемы снижения шума пассажирских самолетов // Акуст. журн. 2003. Т. 49. № 3. С. 293–317.

32. Кузнецов В.М. Проблемы снижения шума самолетов – вызов человечеству в виде последствий технического прогресса // Труды международного симпозиума семинара “Актуальные проблемы акустической экологии и защиты от шума”. М.: НИИСФ РААСН. 2006. С. 111–115.

33. Мирзоян А.А. Улучшение летно-технических и экологических характеристик сверхзвукового административного самолета с помощью совместной междисциплинарной оптимизации проектных параметров и управляемого дросселирования тяги при концептуальном проектировании силовой установки. Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2011. Т. 15. № 3 (43). С. 3-17.

34. Чу Ван Туан, Рябков В.И.. Необходимость и пути снижения шума агрегатов самолета. Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии 2012 № 57. - 9 с.

35. Sayed N., Mikkelsen K., Bridges J. Acoustics and thrust of quiet separate-flow high-bypass-ratio nozzles // AIAA J.. - 2003. - Vol. 41, 4. - P. 372-378. URL: <https://doi.org/10.2514/2.1986>.

36. Усанин М.В. Математическое моделирование генерации тонального шума ТРДД и его распространения в дальнее акустическое поле. Пермь -2005.

37. Lighthill M. J. On sound generated aerodynamically. General Theory // Proc. Roy. Soc. 1952. N. 221A, pt. I, p. 564 - 587.

38. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник / Бакулев В. И., Голубев В. А., Крылов Б. А. и др. Под редакцией Сосунов В. А., Чепкин В. М. - М.: МАИ, 2003. - 688 с.

39. Авиационные турбореактивные двигатели с изменяемым рабочим процессом для многорежимных самолетов / Нечаев Ю.Н., Кобельков В.Н., Полев А.С. - М.: Машиностроение, 1988. - 176 с.

40. Мирзоян А.А. Оптимизация управления взлетной тягой двигателя для снижения шума сверхзвукового административного самолет // Труды МАИ. 2011. Выпуск № 48. URL: <http://trudymai.ru/upload/iblock/d36/optimizatsiya-upravleniya-vzletnoy-tyagoy-dvigatelya-dlya-snizheniya-shuma-sverkhzvukovogo-administrativnogo-samoleta.pdf> (дата обращения: 05.03.2018).

41. Mirzoyan A., Chaika T., Ilyin A. Community noise reduction of supersonic business jet, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 3, N 3, July 2004. P 289-295.

42. Мирзоян А. А.. Достижения в области исследований силовой установки сверхзвукового административного самолета. ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности.

43. Mirzoyan A.. Studies on MDO of Engine Design Parameters with Mission, Noise and Emission Criteria at SSBJ Engine Conceptual Design, ICAS2008-4.2.3, Anchorage, USA, 2008.

44. Deremaux Y., Mirzoyan A.A., Starik A.M., Ryabov P.A. Engine and A/C MDO under environmental and mission criteria at the SSBJ conceptual design level, The 9th International Symposium International Conference “New challenges in aeronautics”, Moscow, 2007.

45. Мирзоян А.А., Рябов П.А. Исследование эффективности силовой установки САС с учетом акустических и эмиссионных характеристик. Труды «Всероссийской открытой конференции по Авиационной акустике», М.: Том 1, 2009. С. 38-39.

46. Лит Ружицкий Е. И. Безаэродромная авиация М., 1959. - 172 с.

47. Мартынов А. К., Прикладная аэродинамика, М.: Машиностроение, 1972. - 448 с.

48. Шлихтинг Г., Теория пограничного слоя, пер. с нем., М., 1974. - 712 с.
49. Чжен П., Управление отрывом потока, пер. с англ., М. : Мир, 1979 . – 552 с.
50. Boundar layer and flow control, vol. 1, ed. by G. V. Lachmann, Pergamon Press, N.Y., 1961, p. 265-295.
51. Горюнов И.М. Направления развития современных математических моделей рабочих процессов газотурбинных двигателей / Горюнов И.М., Болдырев О.И. // Современные проблемы науки и образования, 2011. № 6.
52. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. –М.: МАТИ – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского, 2001. – 443 с.
53. Гольнезхад Али. Оптимизация параметров двигателя сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения. М. 1999.
54. Теория двухконтурных турбореактивных двигателей / Под. ред. д-ра техн. наук, проф. Шляхтенко С.М., д-ра тех. наук, проф. Сосунова. М.: Машиностроение, 1979. 432 с.
55. Программное изделие. Комплекс градостроительных задач («Панорама ГРАД»). Руководство системного программиста. ПАРБ.00094-013201. 2015. 55 с.
56. Горюнов И.М. Термогазодинамические расчеты ГТД и теплоэнергетических установок с использованием системы DVIGwT // Вестник Уфимского гос. авиац. техн. ун-та. – 2006. – Т. 7. – №1. С. 61-70.
57. Горюнов, И.М., Курунов, Ю.С. Система моделирования тепловых схем энергетических установок // Докл. междунар. науч.-техн. конф., посв. памяти ген. констр. аэрокосмич. тех-ки Н.Д. Кузнецова. – Самара: СГАУ, 2001. – Ч.3. С. 27-31.

58. Joachim Kurzke. GasTurb. Correlations Hidden In Compressor Maps. 2011.
59. Кузьмичёв В.С. Сравнительный анализ автоматизированных систем проектирования газотурбинных двигателей // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. Т. 17. № 6 (3), 2015. С. 644-656.
60. Расчёт характеристик ТРДДФсм с помощью программного комплекса UniMM. Учебное пособие. М.: МАИ 2018.
61. АЛ-31Ф. URL: <https://ru.wikipedia.org/wiki/АЛ-31Ф> (дата обращения: 05.03.2018).
62. ВСХ из учебного пособия ВВИА им. Жуковского.
63. Реверс-ликбез. URL: <https://lx-photos.livejournal.com/71991.html> (дата обращения: 05.06.2018).
64. Реверс тяги двигателя самолета. URL: <http://avia-simply.ru/esche-raz-o-reverse-tjagi/> (дата обращения: 03.04.2018).
65. Патанкар С. В. Численные методы решения задач теплообмена и динамики жидкости. М.: Энергоатомиздат, 1984. - 152 с.
66. Wind-tunnel investigation of naca 65,3-418 airfoil section with boundary-layer control teirough a single suction slot applied to a plain flap by albert e. Von doenhoff and elmer a. Horton langley aeronautical laboratory washington february 23, 1949.
67. By William H. Tolhurst, Jr. Full-Scale wind-tunnel tests of a 35° sweptback-wing airplane with blowing from the shroud ahead of the trailing-edge flaps. Ames Aeronautical Laboratory Moffett Field, Calif. 1958.
68. Yong Yu, Junming Zhang, Liantian Jiang. Course FLUETN. Bei Jing: Bei Jing Institute of Technology Press, 2008, - 292 с.

69. Longhan Xie, Xinyu Zhao. Ansys CFX fluid analysis and simulation. Bei Jing, Publishing House of Electronics Industry, 2013. - 416 с.

70. Details of airfoil (aerofoil) (n0012-il) NACA 0012 AIRFOILS NACA 0012 airfoil. URL: <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=n0012-il> (дата обращения: 03.06.2017).

71. Корнев С. В., Артамонова Л. Г. Требования к расчётным сеткам для решения задач внешней дозвуковой аэродинамики летательных аппаратов // Труды МАИ, 2012, №61, URL: <http://mai.ru/upload/iblock/6eb/trebovaniya-k-raschyetnym-setkam-dlya-resheniya-zadach-v-neshney-dozvukovoy-aerodinamiki-letatelnykh-apparatov.pdf> (дата обращения: 02.05.2017).

72. Вышинский В.В., Судаков Г.Г. Применение численных методов в задачах аэродинамического проектирования. Труды ЦАГИ, вып. 2673, М.. 2007. № 2673. - 142 с.

73. Дородницын А. А., Красильщиков П. П., Минский Е. М., Полядский В. С., Свищев Г. П., Серебрянский Я. М., Струминский В. В. Руководство для конструкторов, Том 1. Аэродинамика крыла. Издание 2 ответственный редактор А. А. Горяинов. Издание Бюро новой техники НКАП 1943. - 171 с.

74. Волков К.Н., Емельянов В.Н. Течение и теплообмен в каналах и вращающихся полостях. - М.:ФИЗМАЛИТ. 2010. - 488 с.

75. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие / А.Ю. Снегирёв. - СПб.: Издво Политехн. унта, 2009. - 143 с.

76. Menter, F. R., "Zonal Two Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows", AIAA Paper 9352906, 1993.

77. Богословский С.В., Дорофеев А.Д., Зегжда И.С., Любимов И.А., Кокошкин Р.Н. Экспериментальное моделирование в аэродинамике: Лаб. Практикум / СПб ГУАП. 2001. - 48 с.
78. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Казань, 20-24 августа 2015. С. 39-42.
79. Двигатель 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные. - М.: ООО «АКС - Конверсалт», 2000. - 434 с.
80. Югов О.К., Селиванов О.Д. Согласование характеристик самолета и двигателя. М.: Машиностроение; 1975. - 204 с. Второе изд., 1980. - 145 с.
81. Агульник А.Б. Методология системного анализа авиационных газотурбинных двигателей сложных схем. Диссертация на соискание ученой степени доктора технических наук. 2001, МАИ, г. Москва. - 203 с.
82. Авиационная акустика. В 2-х частях / Под. ред. Мунина А.Г. М.: Машиностроение, 1986. - 23 с.
83. ИКАО, Приложение 16, Охрана окружающей среды, Том 1, «Авиационный шум», 4-е изд-е, 2005.
84. Флоров И.Ф. Методы оценки эффективности применения двигателей в авиации. Тр. ЦИАМ. 1985. № 1099. - 260 с.
85. Шейнии В.М., Козловский В.И. Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов. М.: Машиностроение, 1977. - 552 с.
86. Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971. - 413 с.