На правах рукописи

Новиков Максим Павлович

ВЛИЯНИЕ ОСНОВНЫХ ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УРОВЕНЬ ЗВУКОВОГО УДАРА В КРЕЙСЕРСКОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОЛЁТЕ

Специальность 2.5.12. Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов

Автореферат
диссертации на соискание учёной степени
кандидата технических наук

Жуковский 2024

Работа выполнена на базе Федерального Автономного Учреждения «Центральный Аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского» (ФАУ «ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского»).

Научный руководитель: **Юдин Владимир Григорьевич**, к.т.н., начальник сектора, Федеральное Автономное Учреждение «Центральный Аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского»

Официальные оппоненты: **Калугин Владимир Тимофеевич**, д.т.н., профессор, заведующий кафедрой «Динамика и управление полетом ракет и космических аппаратов», декан факультета «Специальное машиностроение», Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)»

Макаров Владимир Евгеньевич, к.ф.-м.н., начальник отдела, Федеральное Автономное Учреждение «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова»

Ведущая организация: Акционерное Общество «Туполев»

Защита диссертации состоится «28» мая 2024 г в 14 часов 30 минут на заседании диссертационного совета 31.1.006.01 при Центральном аэрогидродинамическом институте по адресу 140181, Московская обл., г. Жуковский, ул. Жуковского, д.1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке Центрального аэрогидродинамического института и на сайте http://tsagi.ru.

Автореферат разослан «__»_____2024 года.

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

Брутян М.А.

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы диссертации

Актуальность темы диссертационной работы определяется интересом к разработке сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС) нового поколения как в России, так и за рубежом. В настоящее время в США созданы два самолёта демонстратора технологий СГС (XB-1, X-59). На базе этих самолётов демонстраторов планируется, в том числе, проведение исследований по обоснованию пороговых значений громкости звукового удара (ЗУ).

Работа посвящена исследованию возможностей снижения громкости ЗУ компоновок СГС различного назначения в диапазоне максимальных взлётных масс 25-265 т. На базе многодисциплинарного подхода разработаны рекомендации по формированию аэродинамических компоновок СГС с низким уровнем громкости ЗУ.

Разработан возможный облик демонстратора сверхзвукового гражданского самолёта (ДСГС), предназначенный как для обоснования пороговых уровней громкости ЗУ в перспективные нормы, так и для комплексной отработки технологий СГС с низким уровнем громкости ЗУ в натурных условиях.

Выработанные в ходе выполнения диссертационной работы рекомендации могут сократить сроки создания перспективных компоновок СГС.

Цели и задачи диссертации:

- выбор метода расчета сигнатуры и уровня громкости ЗУ летательного аппарата в крейсерском полёте;
- выбор целевых функций для формирования компоновок СГС с низким уровнем громкости ЗУ;
- выбор схемы планера СГС с низким уровнем громкости ЗУ;
- формулировка основных составляющих и параметров алгоритма многодисциплинарного подхода определения рациональных размеров тяги двигателей и площади крыла СГС с низким уровнем громкости ЗУ, с учетом основной транспортной задачи и других экологических требований;
- разработка семейства аэродинамических компоновок перспективных СГС с низким уровнем громкости ЗУ, включая ДСГС;
- разработка рекомендаций по созданию аэродинамических компоновок перспективных СГС с низким уровнем громкости ЗУ с учётом транспортной задачи.

Объект исследования

Объектом исследования являются компоновки СГС различного назначения с низким уровнем громкости ЗУ.

Методы исследования:

•численный расчет обтекания компоновки летательного аппарата (ЛА) конечно-разностным методом на базе решения уравнений Эйлера;

•численный расчет распространения ударной волны на базе классической квазилинейной теории;

•экспериментальные исследования аэродинамических характеристик моделей в аэродинамических трубах (АДТ) ЦАГИ и измерение интенсивности ЗУ в лётном эксперименте;

•численный многодисциплинарный метод определения рациональных размеров тяги двигателей и площади крыла СГС.

Научная новизна:

•для формирования компоновок СГС с низким уровнем громкости ЗУ применены целевые функции эквивалентных тел вращения с теоретически минимальным ЗУ (тела МЭТВ);

•алгоритм многодисциплинарного метода определения рациональных размеров площади крыла и тяги двигателя адаптирован к задаче проектирования СГС с низким уровнем громкости ЗУ;

•определены взаимосвязи между аэродинамической схемой планера, размещением силовой установки самолёта и возможностью реализации низкого уровня громкости ЗУ;

•определены взаимосвязи уровня громкости ЗУ с массовыми и геометрическими параметрами СГС.

Практическая ценность:

•результаты оценки громкости ЗУ перспективных СГС с взлётной массой от 25 до 265 тонн могут быть использованы для выработки предложений в обновлённые требования в части пороговых значений громкости ЗУ СГС;

•результаты исследований представлены, в том числе, в отчетах ФАУ «ЦАГИ» в рамках выполнения государственных контрактов;

•разработанные рекомендации могут быть использованы в конструкторских бюро на этапе разработки аэродинамических компоновок СГС различного назначения с низким уровнем громкости ЗУ.

Личный вклад автора

•разработан алгоритм и математический аппарат определения целевых функций для формирования СГС с низким уровнем громкости ЗУ;

•алгоритм многодисциплинарного метода определения рациональных размеров площади крыла и тяги двигателя адаптирован применительно к СГС с низким уровнем громкости ЗУ;

•расчет аэродинамических, газодинамических и технических параметров на траектории разгона, крейсерского полёта и оценки характеристик ЗУ СГС различного назначения;

•на основе систематических параметрических расчетных исследований эквивалентных тел вращения с теоретически минимальным уровнем громкости ЗУ и аэродинамических компоновок СГС в диапазоне максимальных взлётных масс 25-265 т определена взаимосвязь уровня громкости ЗУ с массовыми и геометрическими параметрами СГС.

Достоверность результатов.

Численные методы, использованные в работе для оценки характеристик ЛА различного назначения, обладают необходимой удовлетворительной сходимостью с результатами стендового эксперимента в части оценки аэродинамических характеристик и с результатами лётного эксперимента по измерению интенсивности и громкости звукового удара.

Положения, выносимые на защиту:

•результат исследований по выбору целевых функций для формирования геометрии СГС с низким уровнем ЗУ в крейсерском сверхзвуковом полёте;

•результат численных исследований по выбору аэродинамической схемы планера СГС с низким уровнем громкости ЗУ;

•методология, основные составляющие и параметры многодисциплинарного алгоритма определения формы, рациональных размеров площади крыла и тяги двигателей компоновок СГС различного назначения, с учетом основной транспортной задачи и экологических требований;

•рекомендации по методологии определения основных геометрических параметров аэродинамических компоновок СГС с максимальными взлётными массами 25-265 т, с крейсерской скоростью, соответствующей числу M≈1.8, с низким уровнем громкости ЗУ.

Апробация результатов и публикации

Основные результаты диссертации опубликованы в 3 научных статьях в журналах «Полёт» (1 статья) и «Ученые записки ЦАГИ» (2 статьи), входящих в перечень рецензируемых научных изданий. Оформлено семь патентов. Результаты, представленные в работе, были апробированы на 7 научно-технических конференциях.

Соответствие паспорту специальности

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 2.5.12 «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов» в следующих пунктах:

• экспериментальные исследования обтекания летательных аппаратов и их частей установившимся и неустановившимися потоками сплошной среды;

• расчетные и экспериментальные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов;

• исследования воздействия летательного аппарата и аэродинамических установок на окружающую среду.

Структура и объём работы

Работа состоит из введения, четырёх глав с выводами и заключения, списка литературы, включающего 65 наименований. Текст работы изложен на 151 машинописной странице, содержит 139 рисунков и 31 таблицу.

Автор благодарен к.т.н. В.Г. Юдину и к.т.н. Ю.Н. Чернавских за неоценимую помощь в постановке задач и выработке формы представления полученных результатов. Автор выражает признательность коллегам по совместной работе из ЦАГИ, ЦИАМ, АО «Авиадвигатель», «ОКБ им. Люльки», ЗАО «ГСС» и ПАО «Яковлев», сотрудникам сектора 1 НИО-2 ЦАГИ Л.Г. Ивантеевой, А.П. Новикову, А.В. Потапову, Р.В. Забродину, М.Р. Ибрагимову.

ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении проведён обзор основных работ, посвящённых теме исследования, обоснована актуальность и практическая значимость, сформулированы цели и задачи, аргументирована научная новизна работы.

В главе 1 рассматриваются:

• методология расчетной оценки ЗУ на базе классической теории;

• сходимость численного метода оценки ЗУ с натурным экспериментом;

• эквивалентные СГС тела вращения с теоретически минимальным уровнем ЗУ (МЭТВ);

• применение МЭТВ для разработки СГС с низким уровнем громкости ЗУ.

Пункт 1.1 - Методология расчетной оценки звукового удара на базе классической теории. В общем случае решение задачи о звуковом ударе разделяется на две задачи:

1) Решение задачи внешнего обтекания летательного аппарата. В «ближнем поле», на дистанции ≈0.5 длины ЛА под килем, вычисляется интегральная характеристика возмущенных скоростей (1) - «интеграл Жилина».

$$\frac{d\overline{S}}{d\overline{x}} = \frac{1}{u_\infty} \int_{z_A}^{z_B} [(-\beta \cos(\theta + \vartheta))\, u - v \cos\theta + w \sin\theta]\, dz \qquad (1)$$

2) Решение задачи о распространении ударной волны. Эпюра избыточного давления в ударной волне определяется следующей системой уравнений (2).

$$\begin{cases} p = k_1 F(\eta) \\ t = k_2[\eta - kF(\eta)] \\ \dfrac{F_2 - F_1}{\eta_2 - \eta_1} = \dfrac{1}{k} \\ (F_2 + F_1)(\eta_2 - \eta_1) = 2 \displaystyle\int_{\eta_1}^{\eta_2} F(\eta) d\eta \end{cases} \qquad (2)$$

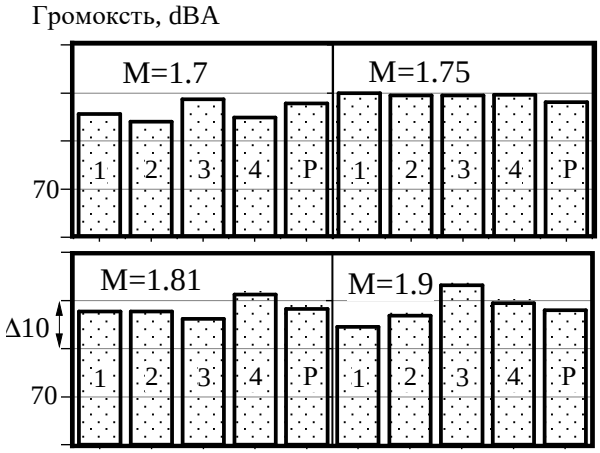
На базе представленной методологии реализован отечественный численный метод – «BOOM» (автор В.В. Коваленко).

В результате ранее проведенных лабораторных исследований реакции людей на воздействие волн звукового удара установлено, что при проектировании СГС нового поколения возможные пороговые уровни громкости ЗУ составят 65-72 dB в A-SEL метрике (dBA).

Пункт 1.2 - Сходимость численного метода расчета звукового удара с натурным экспериментом. Выполнено сравнение результатов расчетов и лётного эксперимента с измерениями уровня избыточного давления в ударных волнах на земле и громкости ЗУ самолёта Су-30.

Расчет сигнатур ударных волн в установившемся сверхзвуковом полёте выполнялся по представленной выше методологии (численный метод «BOOM»). Оценки громкости звукового удара выполнены с коррекцией по времени нарастания τ избыточного давления в ударной волне в A-SEL метрике.

На рис. 1 представлено сравнение расчетных и экспериментальных оценок громкости звукового удара при полётных числах M≈1.7 - 1.9, на высоте H≈11.2 км (обозначения 1…4 – микрофоны, P - расчет).



среднее значение по 4 микрофонам

M	Эксп.	Расчет
1.7	85.8	87.8
1.75	89.7	88.1
1.81	88.2	88.3
1.9	88.5	88

Рис. 1 - Сравнение расчетных и экспериментальных оценок громкости ЗУ

При числах M≈1.7 - 1.9 сходимость результатов экспериментальных оценок и полученных «классическим методом» - численный метод «BOOM» с коррекцией по времени нарастания удовлетворительная.

Пункт 1.3 - Эквивалентные СГС тела вращения с теоретически минимальным уровнем звукового удара (МЭТВ). Параметры МЭТВ получаются из решения обратной задачи распространения ударной волны при заданных высоте, числе M полёта, массе и длине ЛА. Полученная информация позволяет установить теоретический минимальный уровень ЗУ на земле от самолета.

Параметры возмущённого ближнего поля $d\bar{S}/d\bar{x}$, сигнатура ΔP(t), распределение площадей поперечных сечений по длине S(x), громкость ЗУ, характерные для МЭТВ, могут служить целевыми функциями при формировании СГС с низким уровнем звукового удара.

Пункт 1.4 - Применение эквивалентных тел вращения с теоретически минимальным уровнем звукового удара для разработки СГС. В рамках теории МЭТВ проведены численные параметрические исследования для определения потребной длины СГС с низким уровнем громкости ЗУ, у которых целевая функция сигнатуры ЗУ «пиковая» или «полочная» (рис. 2).

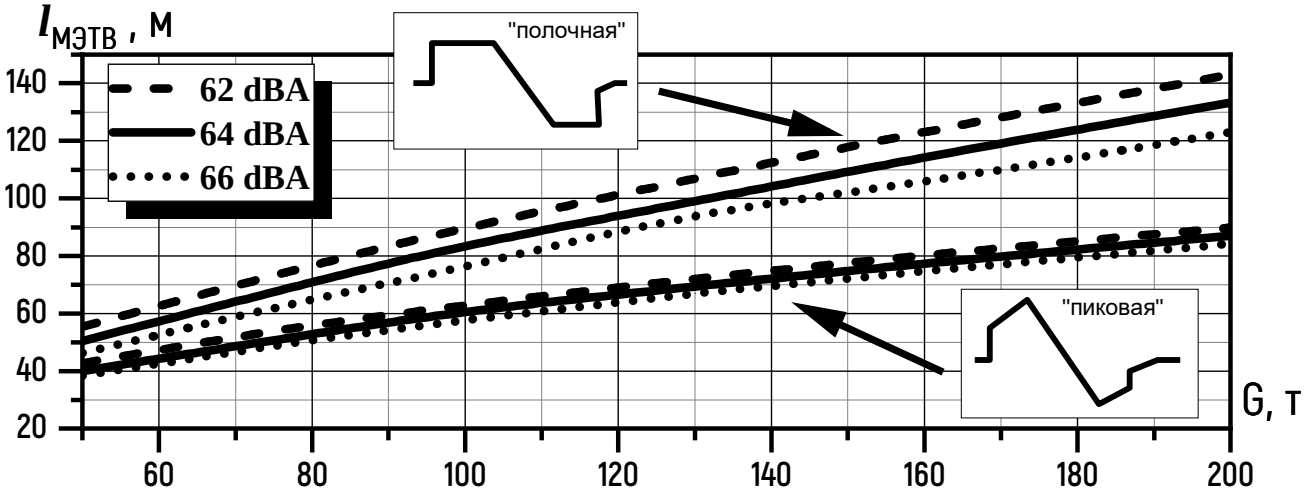


Рис. 2 - МЭТВ с различными сигнатурами при M=1.8, H=14 км

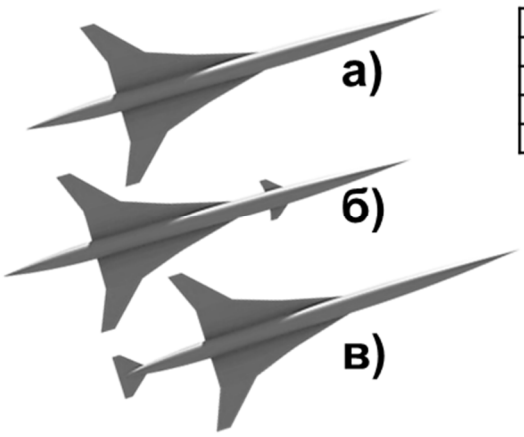
Использование в качестве целевых функций характеристик МЭТВ с «пиковой» сигнатурой может позволить реализовать компоновки СГС с меньшей длиной, чем при использовании МЭТВ с «полочной» сигнатурой при равных значениях громкости.

В главе 2 представлены результаты:

• параметрических исследований влияния аэродинамической схемы ЛА на уровень громкости ЗУ в крейсерском сверхзвуковом полёте;

• влияния размещения силовой установки на характеристики ЗУ.

Рассмотрено три варианта аэродинамической схемы планера СГС – бесхвостка, утка, нормальная (рис. 3).



Крыло	
Стреловидность п.к., °	76 / 71 / 45
Площадь, м²	260
Удлинение	2.6
Поперечная V, °	0 / 0

Фюзеляж	
Длина, м	68
Площадь миделя, %	2.7

ПГО	
Площадь, %	4.2
Апго (Хт=0.55 САХ)	0.06

ГО	
Площадь, %	12
Аго (Хт=0.55 САХ)	0.15

Рис. 3 –Схемы планера СГС (а – бесхвостка, б – утка, в – нормальная)

Форма крыла в плане и геометрия фюзеляжа для всех схем одинаковая. Размеры горизонтальных оперений выбраны из соображений обеспечения приемлемых взлётно-посадочных характеристик ($A_{ПГО}$≥0.05 и $A_{ГО}$≥0.07).

Расчет ЗУ исходных схем выполнен при числе Маха M=1.8, высоте полёта H=14.5 км, массе G=100 т и длине фюзеляжа $l_Ф$=68 м (рис. 4).

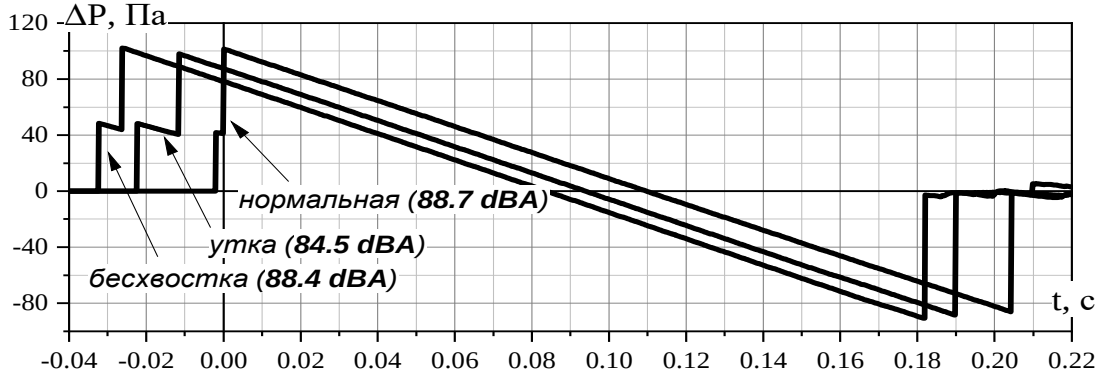


Рис. 4 - Сигнатуры звукового удара исходных схем планера СГС

Использование в качестве целевых функций характеристик МЭТВ с «пиковой» сигнатурой может позволить снизить громкость ЗУ комбинаций до 71-75 dBA при $l_Ф$=68 м (рис. 5). Допускалось изменение геометрии носовых и хвостовых частей, формы средней линии фюзеляжа, положения и V-образности несущих поверхностей.

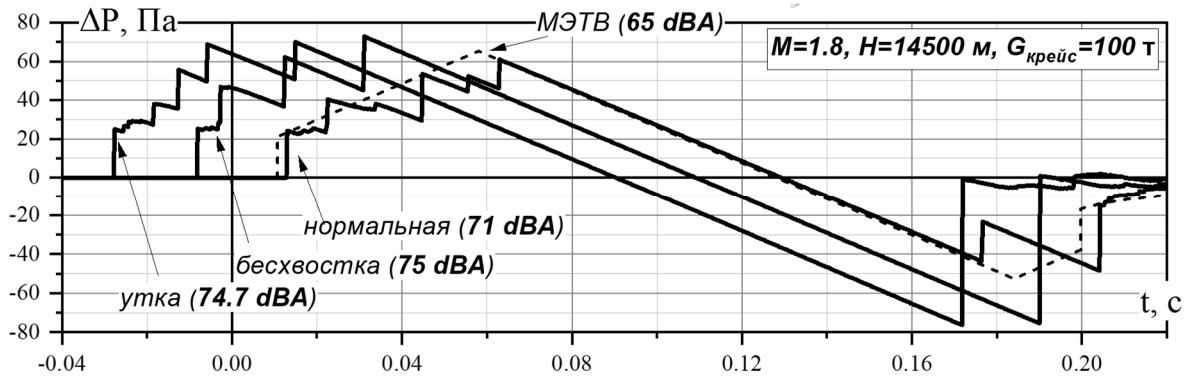


Рис. 5

Результаты модификации аэродинамических схем показали более высокий потенциал нормальной аэродинамической схемы в части снижения громкости ЗУ, за счет модификации замыкающей части сигнатуры.

Проведены исследования оценки влияния размещения силовой установки (СУ) на характеристики ЗУ. На рис. 6 представлены сигнатуры ЗУ нормальной аэродинамической схемы планера с верхним и нижним размещением СУ.

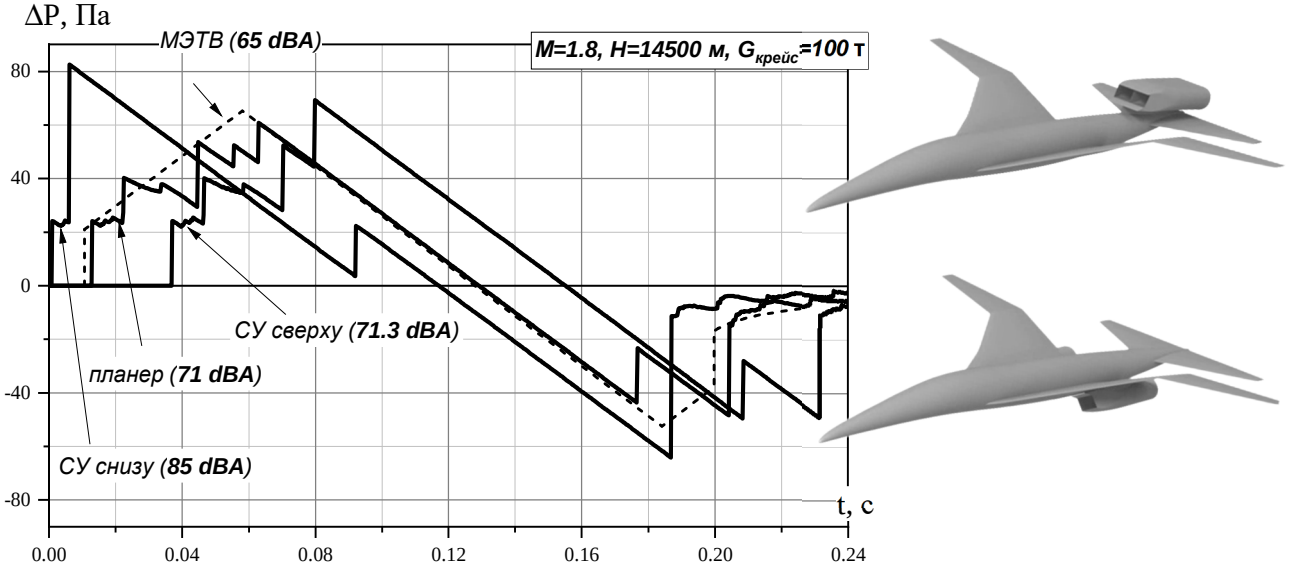


Рис. 6 - Сигнатуры ЗУ с верхним и нижним размещением СУ

Как показали проведенные исследования, с точки зрения уровня громкости ЗУ, компоновка с верхним размещением СУ является более предпочтительной.

В главе 3 представлены результаты формирования аэродинамических компоновок СГС. Представлены основные составляющие и параметры алгоритма многодисциплинарной методологии формирования аэродинамических компоновок, определения рациональных размеров площади крыла и тяги двигателей, с учетом основной транспортной задачи и экологических требований к СГС (таблица 1).

Таблица 1 - Предварительные транспортная задача и экологические требования

Крейсерская скорость $M_{крейс}$	1.8
Коммерческая нагрузка, т	Зависит от назначения
Практическая дальность полёта $L_{ПРАКТ}$, км	≥ 6800
Сбалансированная $L_{ВПП}$, м	≤ 2500
Скорость захода на посадку $V_{ЗП}$ при $0.8 \times G_O$, км/ч	≤ 310
Шум в зоне аэропорта	Не выше ИКАО Гл. 14
Громкость ЗУ в крейсерском полёте L, dBA	≤ 72

<u>Пункт 3.1 - Формирование рациональной аэродинамической компоновки перспективного СГС с низким уровнем звукового удара.</u> Рассмотрена аэродинамическая компоновка нормальной схемы с цельноповоротным

горизонтальным оперением (ГО) и двух килевым вертикальным оперением (ВО) с рулём направления (РН) (рис. 7).

Фюзеляж	
Длина, м	68
Площадь миделя, %	2.7

Крыло	
Стреловидность п.к., °	76 / 71 / 45
Площадь, м²	332.5
Удлинение	2.6

ГО	
Площадь, %	7
Аго (Хт=0.50 САХ)	0.079

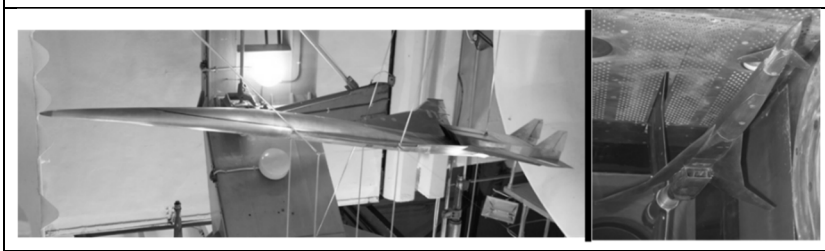
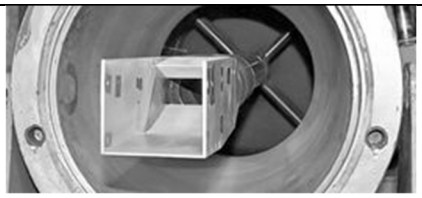
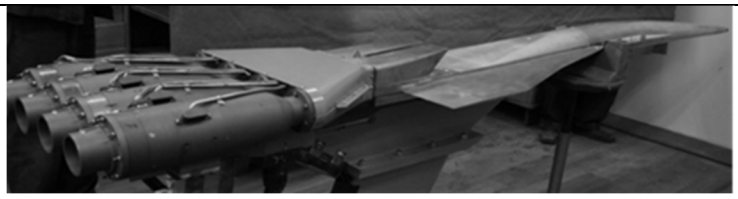
ВО	
Площадь, %	6.7
Вво (Хт=0.50 САХ)	0.046

Двигатель	
Количество, шт	4
Р00 (при σвх=1), тс	14.1
Диаметр входа, м	1.32

Рис. 7 –Базовая компоновка СГС и основные параметры

При формировании компоновок СГС, оценке их аэродинамических, массовых, лётно-технических и экологических характеристик, тягово-экономических характеристик СУ в работе использованы результаты, полученные ранее другими авторами и результаты работ, участником которых являлся автор (таблица 2). Результаты представлены *в пунктах 3.1.1 – 3.1.4*.

Таблица 2

Модели и макеты	Исследования
	Взлётно-посадочные и крейсерские аэродинамические характеристики в АДТ Т-102, Т-112,113
	Тяговые характеристики моделей сопл силовой установки СГС в АДТ ТПД-ТР и Т-58
	Газодинамические параметры потока на входе в двигатели СГС в АДТ ТПД
	Акустические характеристики макета сопла СГС с эжектором и экранами на натурном стенде ИЛ-76ЛЛ с ТРДД Д-30КП в ЛИИ им. М.М. Громова

Пункт 3.2 - Параметрические исследования выбора рациональной размерности крыла и тяги двигателя СГС. Представлены основные этапы и параметры многодисциплинарного определения рациональных размеров крыла и тяги двигателей. Разработанная методология базируется на алгоритме, применяемом при разработке реактивных дозвуковых гражданских самолётов. Основная особенность разработанной методологии заключается в дополнении режимов и параметров полёта, отражающих специфические особенности СГС – например, проходной режим M=1-1.2 при H≈8-10 км с ускорением $1 \geq a_X \geq 0.25$ м/с^2, начало крейсерского сверхзвукового полёта на высоте H≥14 км.

Результат применения данной методологии для базовой компоновки СГС с 4 двигателями и крейсерским числом M = 1.8 (рис. 7) представлен в таблице 3.

Таблица 3 – Результат расчета ЛТХ рациональной компоновки СГС

Практическая дальность, км	7400	7800	8000
Коммерческая нагрузка, кг	8200	8200	7400
Пассажиры	82	82	74
Масса снаряженного, кг	57425	55815	55630
Масса топлива, т	58.875	60.485	61.47
Масса резерва ГК, кг	2410	800	816
Максимальная взлётная масса G_0, т	124.5		
Стендовая тяга одного двиг. P_{00}, тс	14		
Площадь крыла S, м^2	2917.		
P_{00}/G_0	0.45		
G_0/S, кг/м^2	427		
Крейсерское аэродинамическое качество	8.33		
Максимальное аэродинамическое качество	8.67		
Удельный расход топлива Ce, кгт/кг.ч	1.078		
Высота начала крейсерского полёта, км	**14.4**		
Высота конца крейсерского полёта, км	17.85		
Nx при M=1.2, высота H=8 км	**0.05733**		
Расход топлива на этапе разгона-набора, т	**9.13**		
Расход топлива на 1 пасс×км, г	81.6	80.5	88.3
Сбалансированная длина ВПП $L_{ВПП}$, м	2340		
Скорость захода на посадку при $0.8 \times G_0$, км/ч	299		

Пункт 3.3 - Аэродинамические компоновки СГС различного назначения с низким уровнем громкости ЗУ в крейсерском сверхзвуковом полёте. Базируясь на исследованиях, представленных в Главе 2 и методологии Пункт 3.2, разработано два демонстратора СГС и семейство перспективных аэродинамических компоновок СГС. Разработаны аэродинамические компоновки СГС, способные выполнить транспортную задачу, представленную в таблице 1.

В Пунктах 3.3.1 - 3.3.2 представлены демонстраторы сверхзвукового гражданского самолёта (ДСГС). Компоновка ДСГС-1 с перспективным двигателем ТРДД ПД-14С. Компоновка ДСГС-2 с существующими ТРДД АЛ-31БФ. Уровень громкости ЗУ компоновок не более 65 dBA (рис. 8 и 9).

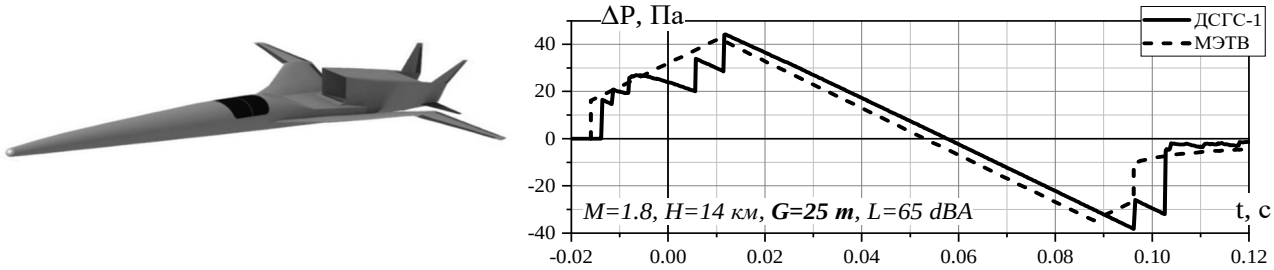


Рис. 8 – Компоновка ДСГС-1 с G_0=27 т

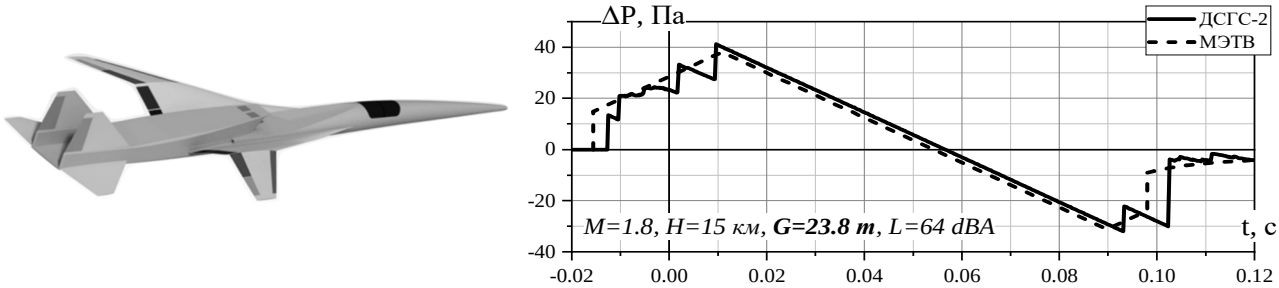


Рис. 9 – Компоновка ДСГС-2 с G_0=25.7 т

В Пункте 3.3.3 представлены результаты формирования компоновки сверхзвукового делового самолёта (СДС) с G_0 = 51.7 т на 8 пассажиров в салоне бизнес-класса (типа Falcon-50). В состав СУ входят два перспективных ТРДД ПД-14С (рис. 10).

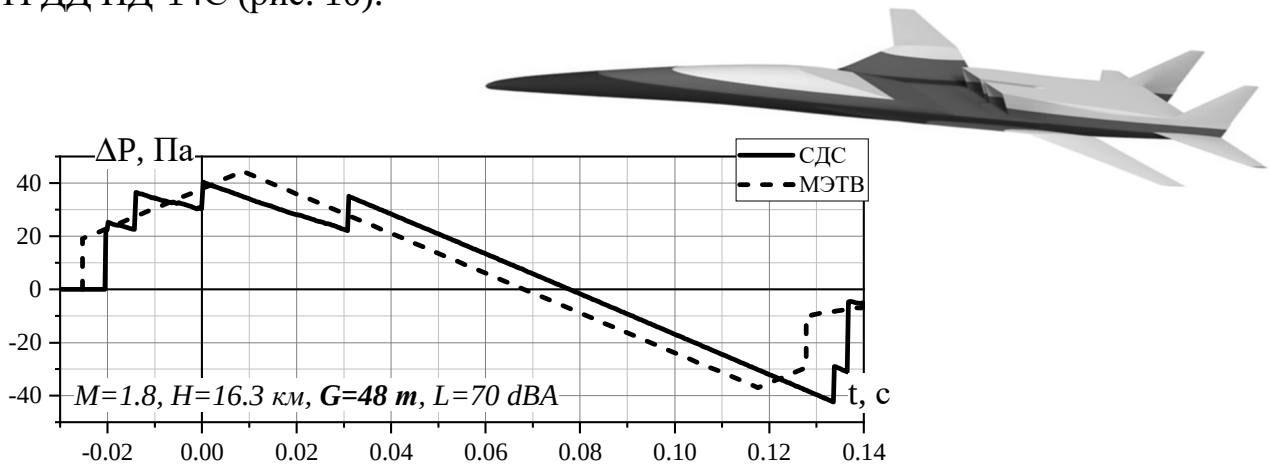


Рис. 10 - Компоновка СДС с G_0 = 51.7 т и эпюра звукового удара

В Пунктах 3.3.4 - 3.3.5 представлены результаты формирования компоновок сверхзвуковых деловых/пассажирских самолётов (СДС/СПС) с трансформируемым салоном. В составе силовых установок 4 двигателя. Компоновка СДС/СПС с $G_0 \approx 125$ т на 82 пассажира (рис. 11). Компоновка СДС/СПС с $G_0 \approx 170$ т на 144 пассажира (рис. 12).

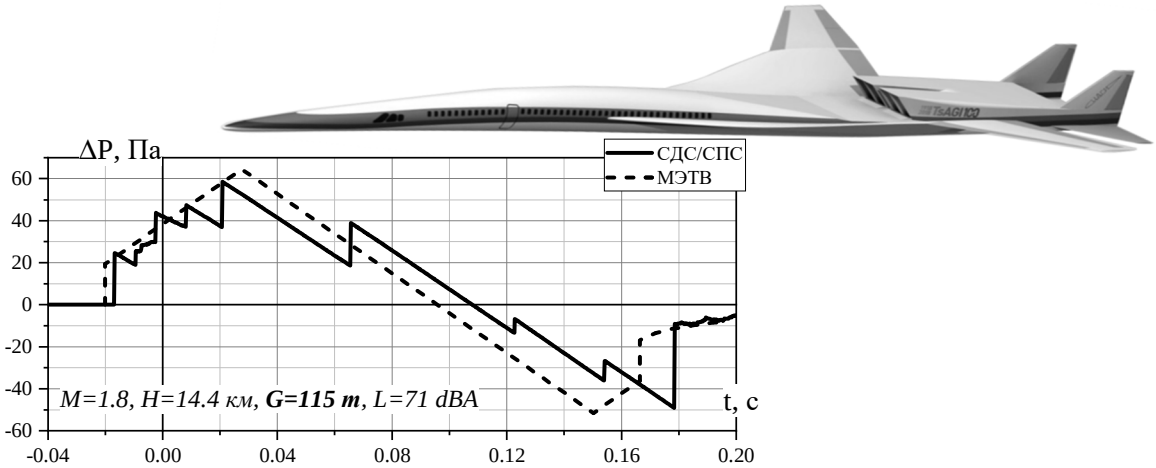


Рис. 11 - Компоновка СДС/СПС с $G_0 \approx 125$ т и эпюра звукового удара

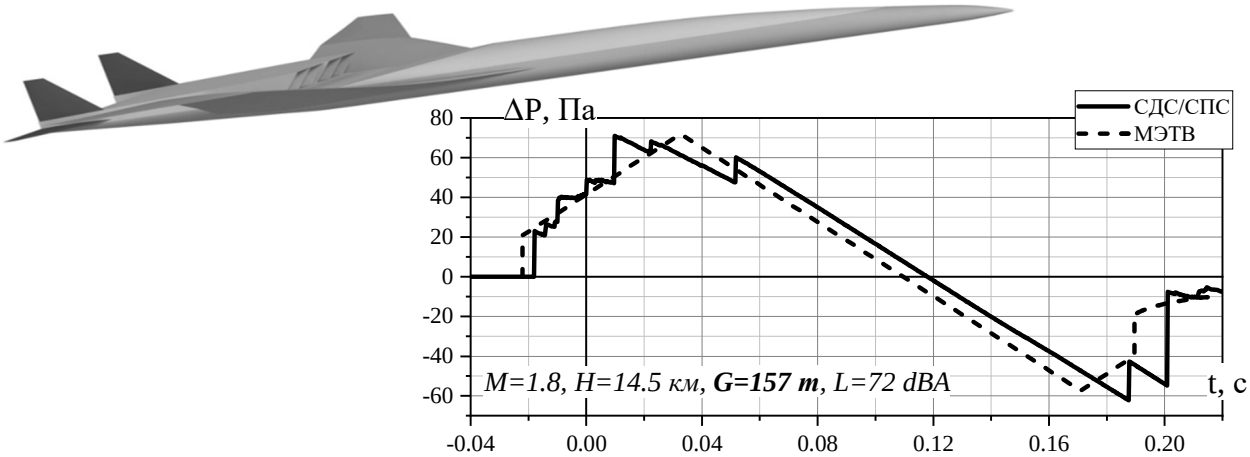


Рис. 12 - Компоновка СДС/СПС с $G_0 \approx 170$ т и эпюра звукового удара

В Пункте 3.3.6 представлены результаты формирования компоновки сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС) с $G_0 \approx 265$ т на 200 пассажиров. В составе силовой установки 4×ТРДД РС в схеме ЦИАМ, со степенью двухконтурности на максимальном взлётном режиме $m \approx 3$ (рис. 13).

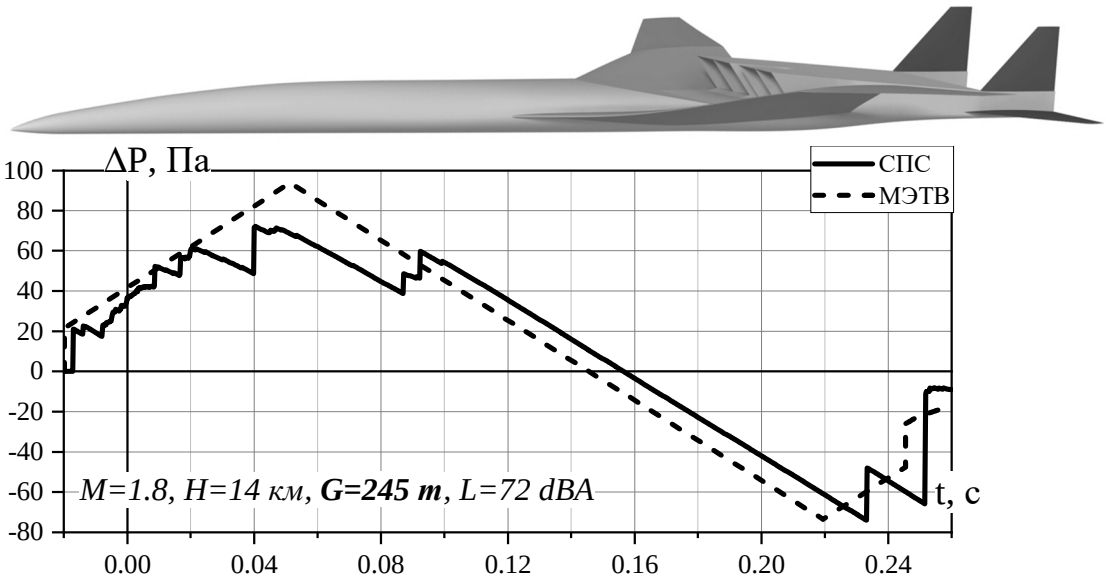


Рис. 13 – Компоновка СПС с $G_0 \approx 265$ т и эпюра звукового удара

В главе 4 сформированы рекомендации для разработки аэродинамических компоновок СГС с низким уровнем громкости ЗУ.

Анализ результатов исследований, представленных в разделах 1, 2 и 3, позволяет рекомендовать использование параметра погонной нагрузки $q_п$ (соотношение максимальной взлётной массы и длины самолёта $q_п=G_0/l_{ЛА}$) в качестве ориентира для достижения проектных (прогнозируемых) значений уровня громкости звукового удара $L_{ПРОГОНОЗ}$ в начале крейсерского полёта и выбора параметров МЭТВ при числах $M \approx 1.7 – 2.0$ и высотах $H \approx 14 – 16$ км (рис. 14).

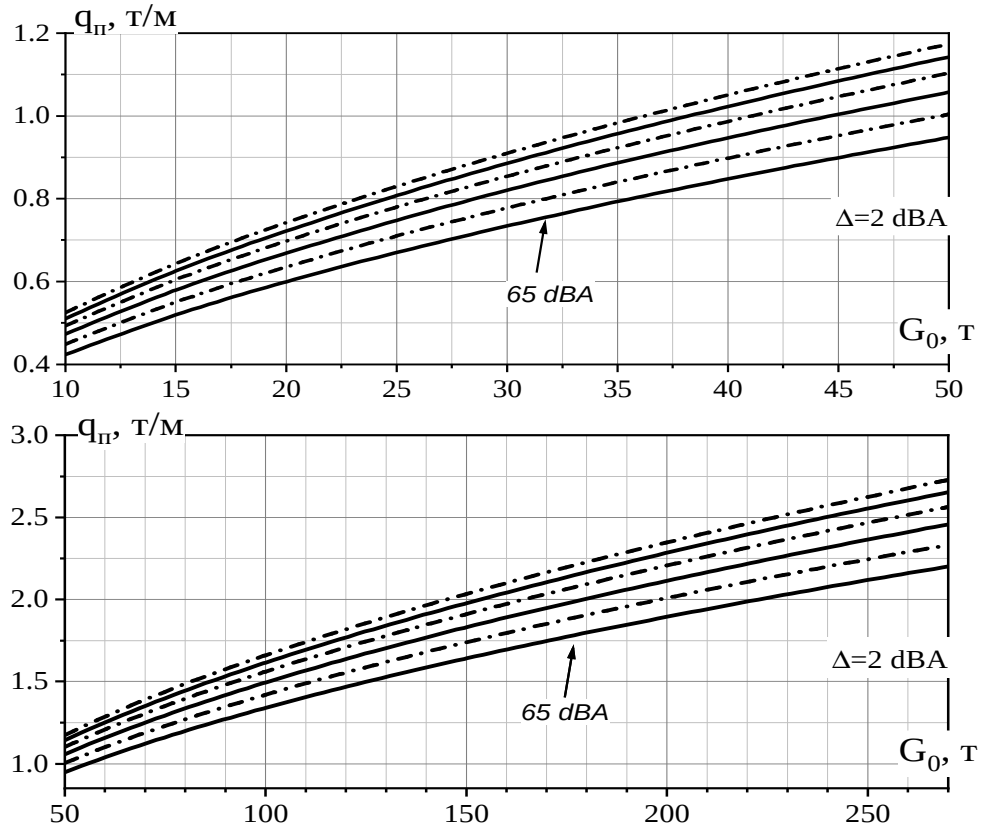


Рис. 14 – Прогноз проектных уровней громкости ЗУ СГС 65-75 dBA

На этапе формирования базовых компоновок СГС, с целью приближения к целевым функциям МЭТВ можно рекомендовать:

- распределение площадей поперечных сечений носовых частей самолётов должно соответствовать распределению площадей поперечных сечений носовых частей их МЭТВ;

- положение крыла относительно фюзеляжа, геометрия средней линии и затупление носовой части фюзеляжа, положительная поперечная V-образность крыла и размеры горизонтального оперения выбираются из соображений приближения параметров потока в ближнем возмущённом поле СГС к характеристикам МЭТВ;

- развитая положительная поперечная V-образность наплыва крыла до 30° и отсутствие положительной V-образности консольной части крыла со сверхзвуковыми передними кромками.

На рис. 15 представлена последовательность основных мероприятий в рамках предлагаемой методологии формирования СГС с низким уровнем звукового удара.

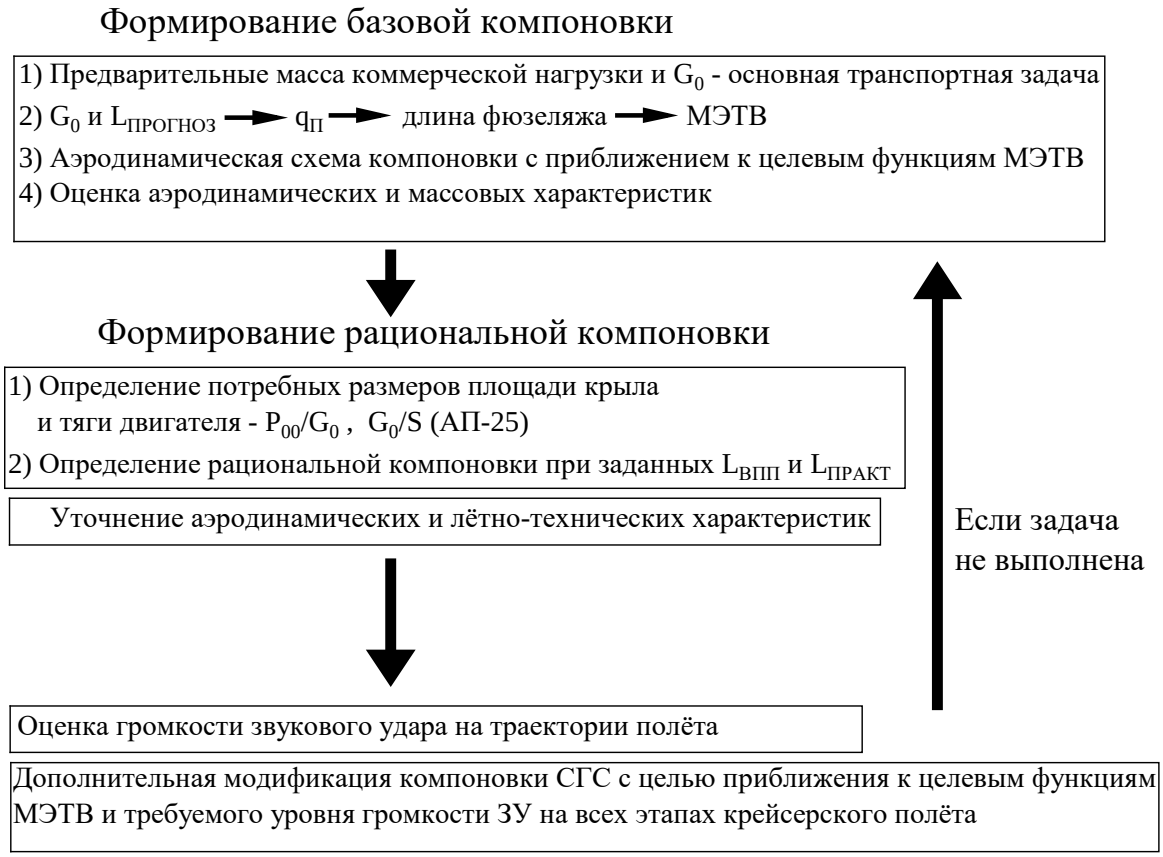


Рис.27 - Основные мероприятия предлагаемой методологии формирования СГС

В таблице 10 представлены результаты оценки лётно-технических и экологических характеристик компоновок СГС различного назначения, сформированных с применением предлагаемой методологии и рекомендаций, в диапазоне максимальных взлётных масс от 25 до 265 т, с крейсерской скоростью полёта, соответствующей числу М=1.8.

Таблица 10

	ДСГС		Унифицированный ТРДД ПД-14С		**СДС/<u>СПС</u>**	**СДС/<u>СПС</u>**	**СПС**
	ДСГС-1	**ДСГС-2**	**СДС**	СДС/**<u>СПС</u>**			
Мкрейс	1.8						
G_0, т	27	25.7	51.7	131.7	124.5	169.4	264.4
$L_{ПРАКТ}$, км	4200	3400	6800	8300 / **<u>7600</u>**	9000 / **<u>7800</u>**	8500 / **<u>7400</u>**	7200/ **<u>6800</u>**
Кол-во пассажиров	2 пилота		8	16+VIP / **<u>74</u>**	19+VIP / **<u>82</u>**	25+VIP / **<u>144</u>**	170/ **<u>203</u>**
Класс салона			бизнес	первый/ **<u>эконои.</u>**	первый/ **<u>эконом.</u>**	первый/ **<u>эконом</u>**	смешан./ **<u>эконом</u>**
Расход топлива на ***1*** пасс.×км, г			350	417 / **<u>84</u>**	312 / **<u>80</u>**	300 / **<u>62</u>**	75/ **<u>64</u>**
$L_{ВПП}$, м	1450	1990	2300	2330	2300	2350	2450
$V_{ЗП}$ при $0.8\times G_0$, км/ч	260	260	275	298	298	298	307
$K_{КРЕЙС}$.	6.85	6.45	7.8	8.3	8.3	8.4	8.3
Силовая установка							
Двигатель	ТРДД ПД-14С	ТРДД АЛ-31БФ	ТРДД ПД-14С		ТРДД РС		
Разработчик	АО "Авиадвигатель"	«ОКБ им.А. Люльки»	АО "Авиадвигатель"		ЦИАМ		
Кол-во двиг.	1	2	2	4	4		
P_{00} (один), тс	16	8	16		14	19	29.7
m (при Мкрейс)	2.6	0.75	2.6		2.6		3.37
P_{00}/G_0	0.59	0.62	0.62	0.49	0.45	0.45	0.45
Основные геометрические параметры							
λкрыла	2.6						
$l_{фюз.}$, м	39.4	38.2	52.4	72	71	80	101.7
$q_п$, т/м	0.685	0.673	0.987	1.829	1.754	2.118	2.6
S, м2	80	80	144	308.3	291.7	398.6	587.6
Sмид, %	2.84	3	3.12	3.44	3.48	3.45	3.4
G_0/S, кг/м2	337.5	321.3	359	427	427	425	450
Основные экологические характеристики							
$L_{НАЧ.КР.}$, dBA	65	64	70	71.5	71	72	72
$L_{ПРОГНОЗ}$, dBA	65	65	66	72	71	73	72
$L_{МЭТВ}$, dBA	62	61	65	66	66	66	66
$L_{КОН.КР.}$, dBA	62	61	64	67	66	66	67
Шум в зоне аэропорта, Глава ИКАО	14	3	14	14	14	14	14 (*с запасом -5…-7 EPNdB)*

В заключении сформулированы основные результаты и выводы диссертации:

1) Используемый в работе комплекс численных методов оценки аэродинамических, газодинамических и акустических характеристик ЛА в диапазоне чисел M≈1.7 – 1.9 обладает удовлетворительной сходимостью со стендовым и лётным экспериментом и позволяет решать параметрические задачи поиска рациональных форм ЛА с низким уровнем звукового удара.

2) Для формирования основных проектных параметров СГС с низким уровнем громкости звукового удара целевые функции МЭТВ с «пиковыми» сигнатурами являются наиболее предпочтительными.

3) Максимальное приближение к теоретическому минимуму громкости достигается с применением нормальной аэродинамической схемы планера, позволяющей модифицировать положительную и отрицательную фазы сигнатуры ударной волны.

4) Пакетное размещение силовой установки над крылом и фюзеляжем вносит наименьшие изменения в форму сигнатуры планера самолёта и практически не влияет на уровень громкости звукового удара.

5) Сформулирована методология, основные составляющие и параметры алгоритма многодисциплинарного подхода определения рациональных размеров площади крыла и тяги двигателей, адаптированная к решению задачи для компоновок СГС различного назначения, с учетом основной транспортной задачи и экологических требований.

6) Для компоновок СГС с уровнем громкости звукового удара в крейсерском полёте L≤75 dBA, с крейсерским числом M≈1.8, в диапазоне максимальных взлётных масс $G_0 \approx 25$ - 265 т, установлена взаимосвязь уровня громкости звукового удара L с величиной максимальной взлётной массы G_0 и параметром погонной нагрузки $q_п$, определяющая практическую возможность приближения к теоретически минимальным значениям громкости звукового удара, в рамках предложенной методологии.

7) Установленная взаимосвязь уровня громкости звукового удара в крейсерском полёте с величиной максимальной взлётной массы и параметром погонной нагрузки $q_п$ является универсальной для СГС с уровнем громкости звукового удара 65 ≤L≤75 dBA, с крейсерским числом M≈1.8, в диапазоне максимальных взлётных масс $G_0 \approx 25$ - 265 т.

8) Выработаны рекомендации для начального этапа формирования геометрии СГС с уровнем громкости ЗУ в крейсерском полёте 65 ≤L≤75 dBA, с крейсерским числом M≈1.8, в диапазоне максимальных взлётных масс $G_0 \approx 25$ - 265 т.

9) Предлагаемая методология и рекомендации позволили, в рамках настоящей работы, сформировать принципиальную схему аэродинамической компоновки самолёта, на базе которой разработано семейство СГС различного назначения с максимальными взлётными массами от 25 т до 265 т, с уровнем громкости звукового удара в крейсерском полёте L≤72 dBA.

10) Рост значений максимальной взлётной массы до 265 т, представленных в работе компоновок СГС, сопровождается увеличением

значений параметра погонной нагрузки $q_п$, что оказывает благоприятное воздействие на массовые и лётно-технические характеристики компоновки, повышает топливную эффективность из-за снижения расхода топлива на 1 пасс × км.

СПИСОК РАБОТ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в журналах, включённых в Перечень рецензируемых научных изданий, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание учёной степени кандидата наук:

1. **Новиков М.П.** Сверхзвуковые гражданские самолеты с низким уровнем звукового удара / С.В. Ляпунов, А.П. Новиков, М.П. Новиков, С.Л. Чернышев, В.Г. Юдин и др.// Полет. -2018. - № 11. - С.30-36.
2. **Новиков М.П.** Выбор типа эквивалентного тела вращения с минимальным звуковым ударом / М.П. Новиков // Ученые записки ЦАГИ. - 2022. - № 6. - С.13-18.
3. **Новиков М.П.** Результаты измерений и расчетная оценка громкости звукового удара самолёта / А.Ю. Наквасин, Н.С. Григорьев, А.Н. Степаненко, М.П. Новиков, А.В. Потапов, В.Г. Юдин // Ученые записки ЦАГИ. -2024. - № 1.

Патенты:

1) **Патент RU 196128 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Сверхзвуковой гражданский самолёт / Забродин Р.В. (RU), Ляпунов С.В. (RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Потапов А.В. (RU), Трифонов А.К. (RU), Шенкин А.В. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019137973; заявл. 25.11.2019, опубл. : 18.02.2020, Бюл. №5.

2) **Патент RU 196781 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Воздухозаборник сверхзвукового пассажирского самолёта / Ибрагимов М.Р. (RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Трифонов А.К. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019139236; заявл. 03.12.2019, опубл. : 16.03.2020, Бюл. №8.

3) **Патент RU 196778 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Воздухозаборник сверхзвукового пассажирского самолёта / Ибрагимов М.Р. (RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Трифонов А.К. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019139237; заявл. 03.12.2019, опубл. : 16.03.2020, Бюл. №8.

4) **Патент RU 196109 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Сверхзвуковой гражданский самолёт / Забродин Р.В. (RU), Ляпунов С.В. (RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Потапов А.В. (RU), Трифонов А.К. (RU), Шенкин А.В. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019137975; заявл. 25.11.2019, опубл. : 17.02.2020, Бюл. №5.

5) **Патент RU 196130 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Сверхзвуковой пассажирский самолёт / Ибрагимов М.Р. (RU), Ляпунов С.В.

(RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Потапов А.В. (RU), Тарасенков А.В. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019137974; заявл. 25.11.2019, опубл. : 18.02.2020, Бюл. №5.

6) **Патент RU 196671 U1**, Российская Федерация, МПК B64C 30/00. Сверхзвуковой пассажирский самолёт / Ляпунов С.В. (RU), Новиков А.П. (RU), **Новиков М.П. (RU)**, Потапов А.В. (RU), Тарасенков А.В. (RU), Юдин В.Г. (RU); заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2019137978; заявл. 25.11.2019, опубл. : 11.03.2020, Бюл. №8.

7) **Патент RU 2809401 C1**. Способ проведения лётных испытаний с целью получения громкости звукового удара на земле, с учетом влияния вертикальной перегрузки летательного аппарата / Коновалов С.И. (RU), **Новиков М.П. (RU)**; заявитель и патентообладатель: (ФГУП «ЦАГИ») (RU). - № 2023119548; заявл. 25.07.2023, опубл. 11.12.2023, Бюл. №35.