

РЕФЕРАТ
«КОМПЛЕКСНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ ПРОЕКТ
РАЗРАБОТКИ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА В
ОБЕСПЕЧЕНИЕ СОЗДАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО
САМОЛЕТА»
ВВЕДЕНИЕ

Создание сверхзвукового гражданского самолета (СГС) отвечает приоритетам научно-технологического развития Российской Федерации, обозначенным в «Стратегии научно-технологического развития Российской Федерации» [1], а именно, обеспечивает связанность территории Российской Федерации за счет создания интеллектуальных транспортных и телекоммуникационных систем, а также занятия и удержания позиций в создании международных транспортно-логистических систем, освоении и использования космического и воздушного пространства, Мирового океана, Арктики и Антарктики

В настоящий момент в Российской Федерации не существует единых подходов к формированию облика и параметров жизненного цикла СГС нового поколения.

В связи с постоянным ужесточением международных требований к экологическим характеристикам самолетов гражданской авиации особенно остро стоит проблема минимизации вредного воздействия на окружающую среду. Обеспечение низкого уровня звукового удара при полёте со сверхзвуковой крейсерской скоростью, соблюдение норм по шуму в районе аэропорта и вредных выбросов в атмосферу из силовой установки (СУ) требует поиска новых технических решений, комплексного анализа и выбора наиболее рациональных вариантов аэродинамической схемы планера СГС и элементов СУ. При этом существенную неопределенность вносит отсутствие норм на допустимый уровень звукового удара и шума в районе аэропорта для СГС.

Результаты предыдущих исследований показали, что наибольшим техническим риском создания перспективных СГС является обеспечение в компоновочных решениях рационального компромисса между приемлемыми экологическими (звуковой удар, шум в районе аэропорта) и конкурентоспособными летно-техническими (скорость, дальность, условия базирования) характеристиками. Применение технологий, уменьшающих негативное влияние СГС на окружающую среду практически всегда сопровождается снижением летно-технических характеристик или возникновением дополнительных технологических вызовов.

Поэтому, формирование технического облика перспективных сверхзвуковых самолетов обеспечивающего компромисс между минимизированным экологическим воздействием и сохраняющим ЛТХ на конкурентном уровне, является одним из ключевых направлений в обеспечении разработки отечественных СГС нового поколения.

Предъявление высоких требований к перспективным СГС, с точки зрения стоимости эксплуатации, экологичности и топливной эффективности, также ставит целый ряд проблем, которые требуют поиска принципиально новых подходов к формированию конфигурации воздушного судна.

На выбор компоновочных решений также оказывают влияние установленные государством стратегические ориентиры развития авиационной промышленности и технологий [2], с учетом факторов, влияющих на достижение целей, таких как:

- Долгосрочное осложнение геополитической обстановки в мире и вокруг России, антироссийские санкции стран Запада, ограничивающие доступ российских организаций и предприятий, в том числе занимающихся авиационной деятельностью, к зарубежным технологиям и финансовым ресурсам, а также сокращающие возможности по встраиванию в глобальные технологические цепочки и по продвижению авиационной техники и услуг на внешние рынки.

- Ограниченные возможности по финансированию авиационной деятельности в результате не полного соответствия бюджетных возможностей количеству начатых программ и проектов, а также низкой или отрицательной операционной рентабельности большой доли авиапромышленных и авиатранспортных предприятий и организаций и, как следствие, сложности финансирования текущей деятельности за счет собственных и заемных средств.

- Сохраняющееся технологическое отставание по ряду направлений авиационной деятельности от уровня научно-технической и производственно-технологической базы высокоразвитых стран.

При этом органы государственного управления планируют сократить это отставание за счет опережающего развития науки и технологий как приоритетного направления деятельности Правительства Российской Федерации [3].

Разработка перспективного СГС, в том числе разработка и внедрение новых технологий потребует значительных ресурсов. В этой связи уже на ранних этапах работ требуется произвести оценку экономических параметров программы НИР на создание интегрированного НТЗ.

Скоординированная разработка критических технологий СГС, предусматривающая достижение УГТ = 6 до 2030 года, возможна только в рамках комплексного научно-технологического проекта (КНТП). Проведение работ в рамках КНТП обеспечивает, как повышение качества и взаимосвязь научно-исследовательских работ (НИР), так и снижение организационных и технических рисков на следующих этапах при начале ОКР, что будет способствовать сокращению сроков проведения ОКР и снижению издержек.

1. РАЗРАБОТКА ПРЕДЛОЖЕНИЙ ПО ОБЛИКУ И РАЗМЕРНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНОГО СГС.

1.1 Разработка предложений по рациональным аэродинамическим компоновкам перспективных СГС

1.1.1 Ключевые проблемы разработки эффективных аэродинамических компоновок СГС.

Создание эффективного сверхзвукового гражданского самолета нового поколения сопряжено с решением ряда научно-технических проблем. Ключевым вопросом является обеспечение возможности полета самолета на сверхзвуковой скорости над населенной сушей, при котором реализуется звуковой удар, покрывающий существенную зону под трассой полета. Волна звукового удара распространяется в атмосфере до поверхности земли и формирует акустическое поле с неоднородным распределением давления. Высокие уровни акустического давления могут оказывать вредное воздействие на людей и строения. Пространственно-временная структура акустического поля у поверхности земли зависит от внешних обводов аэродинамической компоновки СГС, его размеров, режима полёта, состояния атмосферы, рельефа местности и т.д. Помимо обеспечения допустимого для полетов над населенной сушей уровня звукового удара, перспективный СГС должен удовлетворять нормированным требованиям к уровню шума в районе аэропорта и эмиссии вредных веществ, а также обеспечивать высокий уровень аэродинамических и весовых характеристик, влияющих на технико-экономическую эффективность самолета. Кроме того, СГС должен удовлетворять требованиям к безопасности полетов.

Стоит отметить, что к настоящему времени нормативные требования к экологическим характеристикам СГС не приняты и находятся в процессе активного обсуждения в ИКАО. В условиях отсутствия экспериментальных данных по распространению ударных волн малой интенсивности в условиях реальной атмосферы разработка норм для СГС в части звукового удара постоянно откладывается. Ожидается, что проект нормативных требований может быть сформирован не ранее 2025 г. по мере наработки статистических

данных при полетах демонстраторов технологий СГС, первым из которых может стать американский проект демонстратора технологий снижения звукового удара NASA X-59 QueSST. В части нормирования требований к уровню шума в США разработан проект нормативных требований, предполагающий разрешение более высоких, по сравнению с дозвуковыми самолетами, значений уровня шума СГС в районе аэропорта.

Стоит отметить, что нормы на уровень звукового удара и шума в районе аэропорта с большой вероятностью могут быть использованы как инструмент конкурентной борьбы, поэтому открытие ОКР до принятия ИКАО хотя бы предварительного проекта норм нецелесообразно. Как показывает мировая практика, открытие ОКР по самолёту с качественно новыми свойствами (сверхзвуковая скорость) и требованиями (по экологическим характеристикам) без отработки новых технических решений до 6 УГТ приводит к тратам значительных ресурсов без достижения практического результата. Так, в 1980...90-е гг. компанией Boeing вложено порядка 10 млрд. \$ в НИОКР по СПС второго поколения ($M = 2$, 200 пасс.) без практической реализации.

Решение проблемы разработки эффективного СГС нового поколения не может быть достигнуто применением рекомендаций, разработанных по отдельным тематическим направлениям, и требует разработки интегрированного комплекса новых взаимосогласованных технологий и технических решений прежде всего по аэродинамической компоновке, силовой установке, включающей воздухозаборники, двигатели и сопла, конструкции, системе управления, визуализации окружающего пространства. Эта задача усложняется зачастую взаимно противоречивыми техническими решениями, обеспечивающими выполнение требований к летательному аппарату (ЛА) такого типа (Рисунок 1.1.1). Например, конфигурации ЛА, обеспечивающие минимальный уровень звукового удара, характеризуются пониженными значениями аэродинамического качества, определяющего уровень аэродинамического совершенства ЛА; для обеспечения высокого уровня тяги на сверхзвуковых режимах полета необходимо уменьшение степени двухконтурности, что негативно влияет на уровень шума ЛА в районе аэропорта и т.д.

Достижение положительного эффекта от интеграции новых технических решений и технологий с учетом минимизации воздействия СГС на окружающую среду требует сложных междисциплинарных исследований. Важной задачей является также валидация полученных при формировании НТЗ результатов эффективности ключевых технологий путем экспериментального подтверждения в натуральных или близких к натурным

условиях, включая создание и испытания крупноразмерных демонстраторов технологий, в том числе летного демонстратора комплекса технологий СГС.

Снижение уровня экологического воздействия СГС в части звукового удара накладывает существенные ограничения на компоновку ЛА. Необходимо реализовать существенно большее, по сравнению с существующими самолетами, удлинение фюзеляжа (особенно за счет носовой части), размещение входных устройств силовой установки на верхней поверхности планера, оптимизированные под рациональное распределение давления в области под ЛА форму в плане, профилировку и крутку крыла.

КОНЦЕПТУАЛЬНЫЕ ТРЕБОВАНИЯ	ФЮЗЕЛЯЖ	КРЫЛО	СИЛОВАЯ УСТАНОВКА
Обеспечить приемлемый уровень звукового удара	Увеличение длины, уменьшение диаметра и затупление носика для модификации эпюры избыточного давления в «ближнем поле» (приводит к увеличению веса)	Увеличение стреловидности и перемещение вверх для модификации эпюры избыточного давления в «ближнем поле» (приводит к увеличению веса)	Размещение воздухозаборников сверху для устранения их влияния на эпюру избыточного давления
Снизить уровень шума в районе аэропорта		Увеличение размаха для снижения взлетной и посадочной скоростей и, соответственно, тяги и скорости реактивной струи	Двигатель большой степени двухконтурности для уменьшения скорости струи, размещение воздухозаборников сверху для экранирования шума
Обеспечить большую сверхзвуковую дальность полета	Увеличение длины, уменьшение диаметра и заострение носика для высоких значений сверхзвукового аэродинамического качества (приводит к увеличению веса)	Уменьшение размаха для высоких значений сверхзвукового аэродинамического качества, специальные материалы для полета в условиях аэродинамического нагрева	Двигатель малой степени двухконтурности, размещение воздухозаборников снизу для высокого значения тяги на сверхзвуковых скоростях и снижения сопротивления
Обеспечить высокий уровень комфорта пассажиров	Увеличение длины, увеличение диаметра пассажирского салона (приводит к увеличению веса)		Потери тяги на обеспечение работы мощной системы вентиляции и надува салона
Обеспечить приемлемый уровень ВПХ для эксплуатации на существующих аэродромах		Увеличение размаха для снижения взлетной и посадочной скоростей	Двигатель большой степени двухконтурности для высокой тяги на взлетно-посадочных режимах
Обеспечить приемлемый уровень цены и затрат на эксплуатацию	Снижение веса	Снижение веса, использование традиционных материалов	Снижение веса, простое обслуживание

Рисунок 1.1.1 – Противоречия при проектировании СГС

Для обеспечения жесткости конструкции длинной носовой части необходимо применять новые подходы к формированию конструктивно-силовой схемы, в том числе использование изогридных конструкций с топологической оптимизацией.

Силовая установка должна обеспечивать как высокий уровень тяги на крейсерских сверхзвуковых режимах полета, так и снижение скорости реактивной струи для уменьшения шума в районе аэропорта, что приводит к необходимости разработки как специализированных для СГС двигателей, так и устройств шумоглушения (например, сопел типа миксер-эжектор), а также способов экранирования шума элементами планера.

Специфическая форма фюзеляжа не позволяет обеспечить достаточный обзор закабинного пространства, поэтому необходима реализация «технического зрения» и повышение уровня интеллектуализации КБО.

Помимо указанных выше направлений, актуально для СГС нового поколения развитие технологий обеспечения акустического и теплового комфорта пассажиров, а также методов расчетно-экспериментальной оценки характеристик «ближнего поля» и расчета характеристик звукового удара на земле в условиях реальной атмосферы.

Создание СГС нового поколения требует разработки, расчетно-экспериментальной отработки и демонстрации эффективности в натуральных условиях ряда критических технологий и технических решений, наиболее важными из которых в части планера СГС являются:

1. Аэродинамическая компоновка, обеспечивающая:

– допустимый для полетов над населенной сушей уровень интенсивности и громкости звукового удара в расчетной атмосфере и не превышение безопасного уровня звукового удара в любой точке под трассой полета в нерасчетных атмосферных условиях, что достигается реализацией на режиме крейсерского полета устойчивой к вертикальным порывам ветра эпюры избыточного давления «с плавным нарастанием»;

– высокий уровень аэродинамического качества $K_{\max} > 7,5$ в крейсерском сверхзвуковом полёте при $M_{\text{кр}} = 1.7 \dots 1.8$ для реализации большой дальности полёта 8500...11 000 км (минимизации расхода топлива за счёт меньшей потребной тяги двигателей);

– высокий уровень аэродинамического качества $K_{\max} > 10$ на дозвуковых скоростях (для продолжения полёта на ту же дальность при отказе одного из двигателей) и на взлёте (для выполнения требований АП-25 на режиме взлета при отказе одного из двигателей и снижения шума двигателей за счёт меньшей потребной тяги);

– достаточные объёмы для размещения пассажиров, экипажа, оборудования и систем и запаса топлива на уровне не менее 50%;

– размещение топливных баков в районе центра масс для обеспечения потребного запаса продольной статической устойчивости на всех режимах полёта;

– максимально возможные строительные высоты для достижения высокой весовой эффективности конструкции;

– достаточную эффективность органов управления для обеспечения устойчивости и управляемости на всех режимах полёта;

– приемлемые условия работы надкрыльевого воздухозаборника;

– экранирование элементами планера шума лопаточных машин в передней полусфере и зоны смещения струй двигателей.

2. Верхнерасположенные нерегулируемые воздухозаборники силовой установки, обеспечивающие:

– высокий уровень коэффициента восстановления полного давления на всех режимах полёта (на уровне стандарта ЦАГИ-ЦИАМ);

– допустимый уровень неравномерности потока на входе в двигатели;

– низкий уровень дополнительного сопротивления внешних обводов мотогондол и систем слива пограничного слоя.

3. Интегрированные с планером сопла силовой установки, обеспечивающие:

– низкий уровень потерь тяги на всех режимах полёта;

– возможность управления вектором тяги в вертикальной плоскости;

– снижение уровня шума высокоскоростных струй двигателей умеренной степени двухконтурности.

4. Интеллектуальная система управления, обеспечивающая:

– достаточную информацию для уверенного пилотирования в условиях кабины экипажа без остекления в передней полусфере;

– невозможность выхода самолёта на закритические режимы полёта;

– снижение потерь на балансировку на всех режимах полёта за счёт выбора оптимального сочетания органов управления и управления положением центра масс выработкой и переливом топлива;

– автоматическое управление самолётом на всех режимах полёта (включая руление, взлёт и посадку) для удовлетворения требований по безопасности полёта при управлении одним пилотом.

5. Конструктивно-силовая схема самолёта, обеспечивающая:

– высокую весовую эффективность (относительный вес конструкции $G_{пл}/G_{взл} \sim 0.23 \dots 0.25$);

– высокую жёсткость планера с фюзеляжем большого удлинения и крылом малой относительной толщины для сохранения рациональной формы внешних обводов для достижения приемлемого уровня звукового удара и обеспечения эффективности органов управления;

– шумо- и теплоизоляцию пассажирского салона в условиях длительного воздействия аэродинамического нагрева поверхности;

– высокий ресурс (>10000 летных часов) в условиях избыточных температурных напряжений;

- теплоизоляцию топливных баков.
- б. Методики и инструментальные средства расчетной оценки и фактического измерения параметров звукового удара, обеспечивающие:
 - высокую точность определения зависимости избыточного давления от времени;
 - определение спектрального состава волны избыточного давления;
 - определение ширины области воздействия ЗУ под трассой полёта;
 - определение состояния атмосферы над точками измерений;
 - определение вибрационных воздействий ЗУ на здания и сооружения;
 - достоверную оценку характеристик распространения возмущений от сверхзвукового самолёта в турбулентной атмосфере.

1.1.2 Предложения по процедуре формирования рациональных аэродинамических компоновок СГС

Аэродинамическая компоновка является важнейшим элементом технической концепции летательного аппарата. Под аэродинамической компоновкой понимается форма внешних обводов ЛА с входными и выходными устройствами силовой установки, обеспечивающая требуемый уровень аэродинамического совершенства, устойчивость и управляемость на всех режимах полёта, размещение оборудования, силовой установки, самолётных систем, экипажа и пассажиров (грузов), шасси и топлива с учётом возможности формирования рациональной конструктивно-силовой схемы и достижения требуемого уровня характеристик звукового удара и шума в районе аэропорта.

Аэродинамическая компоновка в основном определяет летно-технические характеристики (дальность, скорость, высоту полета, условия базирования); экологические характеристики; условия размещения полезной нагрузки; надёжность и безопасность самолета. При этом аэродинамическая компоновка перспективного СГС должна отвечать летно-техническим требованиям на протяжении 20...30 лет, так как практически не подвержена модернизации за время эксплуатации; как правило, ее невозможно разработать только за счет комбинации известных и отработанных технических решений; для ее отработки требуется большой объём расчётно-экспериментальных исследований.

Достижение высокого уровня полётного аэродинамического качества с учётом балансировки при требуемых габаритах пассажирского салона, относительно больших объёмах для размещения топлива (более 50% от

взлётной массы) и одновременном достижении низкого уровня звукового удара при сверхзвуковых скоростях полёта возможно лишь при одновременной оптимизации аэродинамических обводов крыла, фюзеляжа и мотогондолы. При этом компоновка должна обеспечить минимально возможную неравномерность потока в месте расположения воздухозаборников двигателей и возможность экранирования шума силовой установки элементами планера.

Большое количество факторов, влияющих на эффективность аэродинамической компоновки перспективных СГС, не позволяет ограничиваться простыми инженерными зависимостями при проведении ее аэродинамического проектирования и требует создания подробных трехмерных математических моделей и широкого использования современных методов вычислительной газовой динамики. Эффективность выбранных в ходе расчетно-проектных исследований технических и компоновочных решений аэродинамической компоновки в обязательном порядке должна быть проверена в аэродинамических трубах.

Принятые в отрасли методики проектирования самолетов традиционных схем не позволяют учитывать необходимость минимизации звукового удара и шума в районе аэропорта для двигателей умеренной степени двухконтурности, что требует изменения подхода к формированию рациональных аэродинамических компоновок для СГС нового поколения. В общем случае в настоящей НИР предложена следующая процедура формирования аэродинамической компоновки СГС с низким уровнем экологического воздействия:

1. На первом этапе формирования аэродинамической компоновки путем параметрического анализа с учетом требований АП-25, значений крейсерской скорости и расчетной дальности полета, предполагаемых требований к длине ВПП, расчетной массы коммерческой нагрузки, оборудования и снаряжения, а также условий наилучшего согласования аэродинамических характеристик ЛА и силовой установки производится выбор рациональных проектных параметров ЛА, включая тяговооруженность и нагрузку на крыло.

2. Вторым этапом является определение рациональной формы в плане и профилировки крыла заданной площади. Выбор формы в плане и параметров крыла определяет уровень аэродинамических характеристик на до- и сверхзвуковых скоростях, возможность снижения уровня звукового удара в крейсерском сверхзвуковом полете, достаточные объемы под размещение топлива, низкий относительный вес крыла. В ЦАГИ для определения оптимальной в плане формы крыла с учетом использования

оптимальных деформаций его срединной поверхности и формы (распределения радиусов по длине) фюзеляжа используется быстродействующий метод "характеристических ячеек" для расчета в рамках линейной теории АДХ крыла произвольной формы в плане в сверхзвуковом потоке, а также созданные на его основе быстродействующие программы расчета аэродинамических характеристик и определения оптимальных деформаций срединной поверхности.

При расчете оптимальной геометрии крыла для достижения максимального аэродинамического качества на расчетном режиме полета должны учитываться принципы минимизации звукового удара («растягивание» подъёмной силы по длине аэродинамической компоновки), а также необходимость обеспечения приемлемых взлетно-посадочных характеристик самолета и наличие достаточных объемов для размещения топлива, полезной нагрузки, оборудования и снаряжения.

3. Третьим этапом является формирование геометрии фюзеляжа самолета. С одной стороны, размеры пассажирского салона в сочетании с его внутренней отделкой и размещаемым оборудованием в значительной мере определяют уровень комфорта для пассажиров в полете. С другой стороны, увеличение габаритов салона для сверхзвуковых самолётов ведет к резкому росту взлетного веса, стоимости самолета, расходов на его эксплуатацию и существенно влияет на величину звукового удара СГС. Таким образом, выбор рациональной компоновки пассажирского салона под заданную пассажировместимость является одной из важнейших задач предварительного проектирования СГС.

При заданных размерах салона определяющее влияние на форму фюзеляжа имеют задачи снижения уровней звукового удара и аэродинамического сопротивления. Для минимизации уровня звукового удара целесообразно пиковое увеличение избыточного давления в головном скачке от фюзеляжа с последующим плавным нарастанием давления. Однако, затупление носовой части даёт заметное увеличение лобового сопротивления. Разрешить данное противоречие можно применением практически острого носика фюзеляжа. При этом носовая часть фюзеляжа до наплыва крыла должна быть ориентирована вдоль направления потока в крейсерском полёте и выполнена в виде кругового тела вращения с удлинением 8...12 с образующей, создающей на крейсерском режиме полёта возмущённое давление в головном скачке уплотнения не более 15...20 Па с последующим плавным нарастанием избыточного давления. Для формирования образующей носовой части фюзеляжа возможно использование инженерных методов определения

геометрии тел вращения минимального звукового удара под заданные параметры крейсерского полета самолета, например, описанный в работе [1.1.8].

4. Четвертым этапом является формирование трехмерной геометрии компоновки «крыло + фюзеляж» с использованием САД-систем и ее детальная отработка с точки зрения минимизации звукового удара. Исследования по анализу влияния различных элементов компоновки ЛА на профиль избыточного давления в волне звукового удара показали, что наибольшее влияние на эпюру избыточного давления на земле оказывает перераспределение толщин корпуса, деформация его оси и распределение подъемной силы по длине самолёта. Развитая V-образность наплывной и консольной частей крыла увеличивает расстояние (вдоль волны Маха) между носовым скачком и зоной возмущений крыла. В результате эпюра звуковой волны расщепляется и её максимум уменьшается. Применение V-образности крыла эквивалентно увеличению стреловидности. С другой стороны, применение V-образности крыла приводит к избыточной поперечной устойчивости самолёта, что потребует существенного увеличения эффективности органов поперечного и путевого управления при реализации рациональных алгоритмов автоматического управления. Аэродинамические обводы фюзеляжа вниз по потоку за осесимметричной носовой частью, параметры которой определены выше, формируются совместно с крылом.

Ключевым элементом исследований на данном этапе проектирования аэродинамической компоновки является проведение достаточно трудоемких итерационных расчетных исследований по оценке характеристик звукового удара СГС. В ЦАГИ применяется расчетная методика определения характеристик звукового удара с использованием современных методов вычислительной газовой динамики (CFD). Сначала путем решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса задачи обтекания компоновки «крыло + фюзеляж» для условий крейсерского сверхзвукового режима полета определяется распределение давления в «ближнем поле» около летящего на сверхзвуковой скорости самолета. По полученным данным определяется распределение производной площади эквивалентного тела вращения и выполняется оценка характеристик звукового удара на земле. На основе анализа полученных данных выполняется корректировка трехмерной геометрии компоновки «крыло+фюзеляж» в части уточнения значений крутки сечений и углов поперечного V консолей крыла, формирования локальных зон сочленения крыла и фюзеляжа, формирования локальных зон положительной и отрицательной кривизны нижней поверхности

центроплана для получения эпюры избыточного давления на земле с плавным нарастанием давления.

При этом необходимо проводить оценку аэродинамических характеристик компоновки «крыло + фюзеляж» и проверку устойчивости эпюры избыточного давления к воздействиям вертикальных порывов ветра и изменения высоты полета путем проведения расчетов в расширенном диапазоне углов атаки и высот полета. В результате итерационной процедуры формируются геометрические обводы нижней поверхности планера, обеспечивающие снижение уровня звукового удара аэродинамической компоновки заданной размерности путем реализации особого распределения давления в «ближнем поле» при обеспечении требуемого уровня аэродинамических характеристик.

5. Следующим этапом формирования рациональной аэродинамической компоновки СГС является выбор схемы расположения и параметров силовой установки, включающей воздухозаборники, двигателя и реактивные сопла, после чего выполняется интеграция планера и СУ.

Выбор расположения, параметров и характеристик СУ в значительной степени определяет расход топлива, оптимальную высоту крейсерского полета, шум на взлетно-посадочных режимах. Кроме того, внешнее сопротивление мотогондолы заметно сказывается на уровне аэродинамического совершенства сверхзвукового самолета.

Для перспективных СГС переход к верхнему расположению СУ, не являющейся оптимальной с точки зрения обеспечения высоких аэродинамических характеристик планера и газодинамических характеристик потока на входе в воздухозаборные устройства, обусловлен задачей минимизации звукового удара. Воздухозаборники и гондола двигательной установки оказывают существенное воздействие на структуру течения в «ближнем поле», которое определяет распространение ударной волны в атмосфере и, в конечном счете, величину интенсивности и громкости звукового удара. На сегодня не известны способы борьбы с неоднородностями, вносимыми специфическими особенностями геометрической формы и режимов обтекания воздухозаборника, поскольку его обтекание характеризуется наличием сильных скачков уплотнения, взаимодействующих с пограничным слоем. В качестве решения проблемы рассматривается перемещение воздухозаборников на верхнюю поверхность крыла так, чтобы возмущения в нижнюю полусферу отсекались крылом.

Характеристики двигателя, включая его геометрические и массовые параметры, а также значения расхода воздуха на всех режимах полета, определяющие характерные площади критических сечений ВЗ и сопла,

определяются ЦИАМ в ходе соответствующих расчетно-проектных исследований по двигателю. Важным фактором при этом является степень двухконтурности используемых двигателей. С точки зрения минимизации уровня шума полезно максимально увеличивать степень двухконтурности, поскольку при этом заметно падают величины скорости V_c и температуры T^*_{c} истекающей струи (напомним, что величина шума реактивной струи пропорциональна скорости ее истечения в 8 степени). Однако, увеличение степени двухконтурности приводит к заметному увеличению площади поперечного сечения СУ, включая воздухозаборники, что негативно сказывается на уровне аэродинамического сопротивления самолета.

Характерной особенностью компоновки мотогондолы является заметное (примерно в 1,5 раза) увеличение площади поперечного сечения по двигателю по отношению к площади входа воздухозаборника из-за увеличения миделя по длине самого двигателя, наличия коробки агрегатов и силовых шпангоутов. В результате, при расположении двигателей в отдельных мотогондолах, волновое сопротивление гондол может достигать 15...20% волнового сопротивления самолета. Интеграция СУ с хвостовой частью фюзеляжа обеспечивает возможность практически полностью исключить дополнительное волновое сопротивление мотогондол и снизить сопротивление трения за счет сокращения длины фюзеляжа и снижения омываемой поверхности единой на несколько двигателей мотогондолы. Кроме того, уменьшение омываемой поверхности фюзеляжа и мотогондол полезно и для снижения веса конструкции.

Характеристики воздухозаборного устройства в значительной степени определяют устойчивость и эффективность работы двигателя. Верхняя компоновка ВЗУ имеет явное преимущество по сравнению с другими вариантами расположения воздухозаборников (боковое, подкрыльевое) в вопросах защиты двигателя от попадания посторонних предметов, снижения уровня шума и звукового удара. Вместе с тем, реализация верхней компоновки требует тщательной проработки аэродинамического контура планера в области расположения воздухозаборников, а также геометрии и систем самих воздухозаборников. Это связано с тем, что при полёте с положительными углами атаки над крылом перед воздухозаборником может возникать разгон потока (до $\Delta M \sim 0,15$ и более), местные боковые скосы и неравномерность поля потока. Также в верхней компоновке велика вероятность попадания в воздухозаборник пограничного слоя фюзеляжа и вихревых образований от кромки крыла. Таким образом, при разработке аэродинамической компоновки важным является выбор такой формы, которая бы

минимизировала разгон потока перед воздухозаборником. Ещё один важный момент – организация системы слива и отсоса достаточно толстого пограничного слоя, нарастающего на продолжительных участках крыла и фюзеляжа. Также важным является формирование геометрии внутреннего канала воздухозаборника за его критическим сечением до входа в двигатель, обеспечивающего отсутствие локальных отрывных зон и требуемую равномерность потока на входе в двигатель. Как правило, для рассматриваемых скоростей потока, длина канала ВЗУ должна составлять порядка 3...3,5 калибров (диаметров входа в двигатель).

Конструирование ВЗУ, будь то на стадии одномерного проектирования, или на стадии трехмерного профилирования, основывается на обеспечении потребного для двигателя расхода, который определяет большинство геометрических параметров каналов. Для уже выбранных условий полета по числу Маха, высотам и углу атаки формируется проточный тракт, который может быть масштабирован для обеспечения двигателя заданным расходом на различных режимах работы.

В ЦИАМ и НИО-1 ЦАГИ для формирования геометрии ВЗУ СГС используется методика газодинамического конструирования входного участка ВЗУ в сочетании с применением современных методов вычислительной газовой динамики для определения локальных значений скорости потока, углов атаки и скольжения, а также толщины пограничного слоя в области перед воздухозаборником. Такой подход позволяет спроектировать пространственную геометрию входа, системы клиньев сжатия и горла ВЗУ с учетом расходных характеристик предполагаемого двигателя и разместить его на поверхности планера в соответствии с локальными параметрами течения, обусловленными обтеканием носовой части планера и крыла.

Важным вопросом является ослабление взаимовлияния ВЗУ при помпаже одного из двигателей. Входные устройства для 2-х двигательной СУ желательно разделять фюзеляжем. Входные устройства для 4-х двигательной СУ должны состоять из двух 2-х канальных блоков ВЗУ, разнесенных друг от друга на некоторое расстояние и разделенных фюзеляжем для ослабления взаимного влияния.

Для повышения характеристик воздухозаборника в условиях наличия толстого пограничного слоя, сформировавшегося на фюзеляже и крыле самолета, важным элементом является аэродинамическое проектирование и численная отработка развитой системы слива и отсасывания пограничного слоя расчетными CFD-методами. Для обеспечения высоких характеристик

ВЗУ на малых дозвуковых скоростях полета должна быть проработана стартовая механизация входа (створки подпитки).

Шум в окрестностях аэропортов является важной международной проблемой охраны окружающей среды и достаточно жестко нормируется ИКАО. Проблема шума является одним из основных препятствий создания СГС. Учитывая это, сопло СГС должно обеспечивать:

- минимально возможные потери эффективной тяги силовой установки на крейсерском сверхзвуковом режиме полета;
- достаточный для удовлетворения нормативным требованиям уровень снижения шума на режиме взлета с учетом потерь эффективной тяги силовой установки на шумоглушение;
- технологичность конструкции;
- приемлемые потери эффективной тяги силовой установки на переходных режимах.

В ЦАГИ и ЦИАМ был проведен ряд работ по тематическому исследованию сопел с шумоглушением применительно к СГС. Наиболее интересные результаты получены при разработке и исследовании секторных сопел с шумоглушением, когда на взлетно-посадочных режимах основная струя в окрестности критического сечения сопла разделяется на несколько струй меньшего размера с использованием дифференциально отклоняемых верхних и нижних створок и эжекторного контура на нижней поверхности сопла, при этом создаётся различное направление потока в соседних секторах и резко сокращается зона смешения струй с внешним потоком. Если при этом экранировать зону смешения элементами планера в сочетании с применением звукопоглощающих конструкций, достигается существенное снижение шума.

На режимах разгона – набора высоты, трансзвукового и крейсерского полета все створки верхнего ряда отклоняются на одинаковые углы, входное отверстие эжектора перекрыто заслонкой, а выходные отверстия эжектора – отклоняемыми створками нижнего и второго нижнего рядов. На этих режимах сопло представляет собой сопло Лавалья без разрыва контура.

Аэродинамическое проектирование сопла силовой установки СГС должно проводиться с использованием современных методов вычислительной газовой динамики с учетом компоновки сопла в хвостовой части планера. При этом, геометрические параметры критического сечения сопла, выбираемые в соответствии с расходными характеристиками двигателя и локальная геометрия внутренних и внешних участков обводов сопла существенно влияют как на аэродинамическое сопротивление всей

компоновки, так и на уровень потерь эффективной тяги силовой установки тяги на всех режимах полета СГС.

б. Следующим этапом формирования аэродинамической компоновки является аэродинамическое проектирование геометрии горизонтального и вертикального оперения и механизации крыла.

Выбор параметров вертикального оперения выбирается из условия обеспечения достаточного запаса устойчивости в поперечном и боковом каналах на всех режимах полета. Для экранировки шума силовой установки с боковых ракурсов рационально использовать вертикальное оперение, состоящее из двух килей, оснащенных рулями направления.

Выбор параметров горизонтального оперения оказывает существенное влияние на характеристики устойчивости и управляемости самолета в продольном канале. С одной стороны известно, что для сверхзвуковых самолётов с точки зрения аэродинамики и весового совершенства конструкции рационально применение схемы «бесхвостка». С другой стороны, для минимизации потерь аэродинамического качества на балансировку как на сверхзвуковых, так и на дозвуковых скоростях полёта, целесообразно использовать продольную статическую неустойчивость при $M < 1$. В этом случае требуется высокое быстродействие органов продольного управления для компенсации незначительных возмущений в продольном канале. При этом, элевоны задней кромки крыла обладают значительными шарнирными моментами, что, в сочетании с высоким быстродействием, требует значительного наращивания мощности и веса гидросистемы. В результате, рационально применение цельно поворотного горизонтального оперения (ЦПГО) относительно малой площади, которое расположено на хвостовой части фюзеляжа на общих с вертикальным оперением балках фюзеляжа и может отклоняться на углы $+ 30^\circ \dots - 30^\circ$. Дополнительным преимуществом использования горизонтального оперения является возможность управления с его помощью распределением давления в «ближнем поле» около ЛА, что позволяет несколько уменьшить интенсивность хвостового скачка уплотнения в эпюре избыточного давления звукового удара на земле.

Механизация крыла является основным элементом обеспечения балансировки и управляемости самолета на всех режимах полета, а также позволяет повысить аэродинамические характеристики компоновки на взлетно-посадочных и дозвуковом крейсерском режимах полета. Для СГС рационально применение элевонов на задней кромке крыла в сочетании с отклоняемыми носками на передней кромке, существенно повышающими дозвуковые аэродинамические характеристики самолета.

7. Обязательным условием формирования аэродинамической компоновки СГС является учет требований и ограничений объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновок. При этом выполняется проверка рациональности распределения и достаточности объемов для размещения целевой нагрузки, основных агрегатов бортовых систем, оборудования и снаряжения, потребных запасов топлива, шасси и т.д. в сочетании с предварительной конструктивно-силовой схемой планера, обеспечивающей минимальную массу при приемлемых жесткости и прочности конструкции ЛА в расчетном диапазоне случаев нагружения, а также возможность центровки самолета на всех этапах подготовки и осуществления полета, включая стоянку, загрузку и выгрузку, руление, взлет, набор высоты, дозвуковой и сверхзвуковой участки крейсерского полета, снижение и посадку. Для СГС управление центровкой является принципиально важным, так как при переходе на сверхзвуковые скорости полета (и обратно) аэродинамический фокус сдвигается назад (и, соответственно, вперед), что требует оперативного управления центром масс самолета путем перекачки топлива.

8. Дальнейшие исследования по формированию облика СГС с низким уровнем экологического воздействия должны быть направлены на уточнение аэродинамической, объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновок ЛА. На этом этапе выполняется детальный расчет аэродинамических характеристик, массово-инерционных характеристик, характеристик устойчивости и управляемости самолета на всех режимах полета и оценка характеристик звукового удара на земле с учетом параметров атмосферы в расширенном диапазоне режимов сверхзвукового полета. Получаемые данные являются исходными для уточнения конструктивно-силовой схемы с учетом распределения аэродинамических и тепловых нагрузок, уточнения геометрических характеристик и углов отклонения органов управления, локальной оптимизации геометрии входных и выходных устройств СУ и геометрии планера в зоне размещения силовой установки. С учетом уточнения характеристик двигателя и массово-инерционных характеристик самолета выполняются расчеты летно-технических и взлетно-посадочных характеристик. Неотъемлемой частью работ является экспериментальная отработка технических решений в АДТ с использованием аэродинамических моделей как полной компоновки, так и моделей элементов компоновки (носовой части планера с воздухозаборными устройствами и хвостовой части планера с реактивным соплом). На основании результатов испытаний моделей формируется банк данных АДХ самолета для разработки принципиальных алгоритмов системы управления.

1.1.3 Предложения по рациональным аэродинамическим компоновкам СГС, оценка достижимого уровня характеристик

С использованием описанной выше процедуры сформированы предварительные варианты рациональных с точки зрения минимизации звукового удара и обеспечения высокого уровня аэродинамических характеристик аэродинамических компоновок СГС на 20 (СГС-20) и 35 (СГС-35) пассажиров. В результате многодисциплинарных исследований выполнена оценка достижимого уровня характеристик разработанных аэродинамических компоновок СГС.

1.1.3.1 Аэродинамическая компоновка СГС-20

Как показано в [1.1.22], при применении четырёх двигателей ближней перспективы стендовой тягой 5,5 тс на базе газогенератора серийного двигателя ПД-14 перспективный СГС, рассчитанный на пассажировместимость до 20 человек, дальность полёта 8000 км с числом $M = 1,7$ и базирование на аэродроме класса Б с длиной ВПП 2600 м в соответствии с АП-25, может быть создан в размерности 40...45 тс. Рациональная площадь крыла для самолета этой размерности составляет 160...180 м².

Максимальный диаметр и длина носовой части фюзеляжа определяется из условия достижения требуемой для достижения допустимой интенсивности звукового удара распределения возмущений в ближнем поле, которое определяется и распределением объёмов, и распределением подъёмной силы по длине самолёта. Для размерности 40...45 тс установлено, что максимальный диаметр фюзеляжа для реализации эпюры избыточного давления с нарастанием должен находиться в пределах 2,3...2,4 м. С учетом толщины конструкции и размеров кресел при таких габаритах возможно только размещение пассажиров по схеме 1+1, обеспечивающей размещение 17 пассажиров с комфортом на уровне 1-го класса при длине салона 12 м.

Схема двигателя на базе газогенератора ТРДД ПД-14 относительно малой степени двухконтурности $m_0 = 1,0$ проработана в ФАУ «ЦИАМ». Расположение КСА предполагается снизу, а её габариты – примерно соответствующими габаритам КСА двигателя ПД-14. В соответствие с приведенным расходом воздуха через двигатель площадь входа в ВЗ внешнего сжатия принята равной 0,628 м² (с учётом применения створок подпитки на малых дозвуковых скоростях), длина канала $\approx 3 - 3,5$ калибра. Для снижения шума в районе аэропорта необходимо применять сопло с шумоглушением. Для дальнейших проработок принята схема объединённых 4-х плоских сопел с экранирующей нижней поверхностью и

рулём высоте на конце. Площадь критического сечения каждого сопла равна 0.251 м^2 . При ширине, равной ширине пакета из 4-х двигателей, высота критического сечения составит 231 мм и соответственно, длина экранирующей нижней поверхности сопла составит 3 м.

Для экранирования шума струи с боковых ракурсов целесообразно применение двухкилевого вертикального оперения с $V_{\text{BO}} = 0,04$. Для первоначальной проработки принято, что на дозвуковых скоростях самолёт может быть неустойчивым со степенью неустойчивости 2...3 % САХ. Для уменьшения потерь на балансировку в крейсерском сверхзвуковом полёте целесообразно смещать центр масс назад на 3...4 % САХ. Предполагается, что в продольном канале самолёт балансируется отклонением панели сопла, а для парирования возмущений малой интенсивности, но с высоким быстродействием на дозвуковых режимах используется ГО малой площади.

Потребные объёмы для размещения запаса топлива должны составлять 30...35 м^3 . Шасси должно обеспечивать угол тангажа на взлёте и посадке не менее 12° .

Самолет выполнен по аэродинамической схеме «бесхвостка с ГО малой площади» с четырьмя бесфорсажными ТРДД на базе ГГ от ПД-14 в хвостовой части фюзеляжа. СУ размещена над крылом с боковыми воздухозаборниками в компоновке «пакет», единой мотогондолой и общим плоским соплом с шумоглушением с развитой нижней и боковыми поверхностями для экранирования акустического шума струи на всех режимах полета.

Крыло размахом 16,6 м и площадью $174,2 \text{ м}^2$ выполнено с тройной стреловидностью ($79,3; 60,5; 54^\circ$) по передней кромке и развитым задним наплывом, простирающимся до среза сопла. Крыло интегрировано с фюзеляжем с учетом минимизации звукового удара и имеет углы поперечного «V» $13,8^\circ$ в корневой части и $5,8^\circ$ в консольной части. Консоль крыла самолета имеет излом по передней и задней кромке, делящей консоль на корневую и концевую части. Корневая часть консоли крыла с прямой стреловидностью по передней и обратной стреловидностью по задней кромке построена по сверхзвуковому профилю с относительной толщиной равной 0,026 и имеет дозвуковую переднюю кромку. Концевая часть консоли крыла с прямой стреловидностью по передней и задней кромкам построена по сверхзвуковому профилю с относительной толщиной равной 0,026 и имеет сверхзвуковую переднюю кромку. Механизация консоли крыла состоит из двух секций отклоняемых

двухзвенных носков (корневые и концевые) и трёх секций элевонров (2 корневые и 1 концевая).

Вертикальное оперение состоит из двух килей. Кили оснащены рулями направления. Горизонтальное оперение расположено в хвостовой части фюзеляжа, состоит из центрального руля высоты и двух цельноповоротных консолей. Центральный руль высоты с углами отклонения $\pm 15^\circ$, расположен между балками вертикального оперения и является конечной частью нижней экранирующей поверхности сопла. Цельноповоротные консоли горизонтального оперения с углами отклонения $\pm 30^\circ$ расположены на балках вертикального оперения.

Фюзеляж сложной формы с интегральной схемой, включает длинную носовую часть, центроплан с развитым наплывом крыла, и хвостовую часть с мотогондолой. Внешние обводы носовой части представляют собой тело вращения, которое обеспечивает на крейсерской сверхзвуковой скорости эпюру избыточного давления на земле с перепадом в носовом скачке на уровне 20 Па с последующим нарастанием. Осесимметричная носовая часть плавно переходит в герметичную кабину экипажа с пассажирским салоном. Большую часть объема центроплана с развитым наплывом крыла занимают топливные баки и ниши основных опор шасси.

Боковые нерегулируемые воздухозаборники имеют форму неравнобокой трапеции и разделены внутренней перегородкой, образующей два канала. Воздухозаборники установлены над наплывом крыла и примыкают к боковой части фюзеляжа. Торможение потока перед входом в воздухозаборник осуществляется за счет специального поджатия верхней поверхности наплыва крыла. Для отвода пограничного слоя используются клинья слива между ВЗ и центропланом, система щелей в области горла на клине сжатия и перфорация на боковых стенках ВЗ.

Определенности ради выполнена оценка объемной компоновки СГС-20. Топливо на СГС-20 размещается в отсеках: в передних крыльевых наплывах, в средней и хвостовой части фюзеляжа. Полная заправка всех отсеков, с учётом 3 %-го запаса на тепловое расширение топлива и коэффициента заполнения конструкции (0,85), составляет 20939 кг. Для компенсации возникающего при переходе на сверхзвуковой режим полёта пикирующего момента от смещения аэродинамического фокуса назад служит система перекачки топлива в задний балансировочный бак, расположенный на максимальном плече от центра масс самолёта. Ввиду отсутствия развитых задних наплывов крыла при, задний балансировочный

бак возможно разместить только в хвостовой части фюзеляжа в нижней его части, под соплами двигателей. Причём, на земле и на дозвуковых режимах полёта этот бак не используется. С учётом этого, максимальный запас топлива на полёт составляет 18150 кг при заправке на 97% всех баков, кроме балансировочного. Центр масс топлива при этом находится на 43,3% САХ. После набора высоты будет выработано некоторое количество топлива, и центр масс топлива переместится вперёд. Перекачка топлива из передних баков в задний балансировочный бак с его заполнением на 97% приведёт к смещению Ц.М. топлива до 56,6% САХ. Таким образом, диапазон смещения Ц.М. топлива составляет, как минимум, 13,3 % САХ.

Для данной аэродинамической компоновки, с учётом расчётного предельно заднего положения центра масс самолёта, были подобраны геометрические параметры установки шасси (рисунок 1.1.4) и схема его уборки.

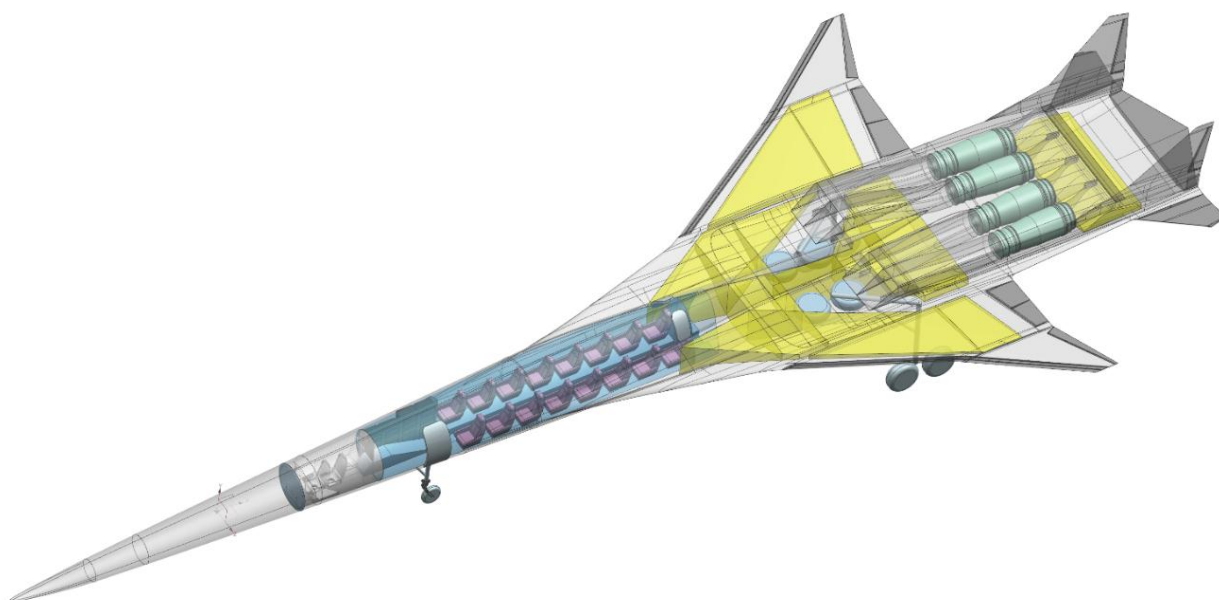


Рисунок 1.1.3 – Предварительная объемная компоновка СГС-20

1.2 Разработка рекомендаций по техническому облику перспективных СУ и их систем.

1.2.1 Общие рекомендации по техническому облику перспективных СУ СГС

Доминирующим требованием при разработке перспективных СУ СГС является достижение высоких технических характеристик с учетом снижения воздействия на окружающую среду.

С целью создания научно-технического задела и отработки ключевых технологий применительно к перспективным двигателям для сверхзвуковых гражданских самолетов в рамках предыдущих этапов НИР проведено

исследование по определению технического облика и основных характеристик высокоэффективной СУ СГС.

Полученные результаты исследований позволяют разработать следующие рекомендации по техническому облику перспективной СУ СГС:

- Двигатель для СГС проектируется с учетом низкого уровня воздействия на окружающую среду.

- Выбор параметров рабочего процесса двигателя для СГС должен учитывать специфику полетного цикла в отношении доли «горячих» режимов (максимальные значения температуры газа перед турбиной, температуры воздуха за компрессором и физической частоты вращения ротора высокого давления достигаются на крейсерском сверхзвуковом режиме полета ($H = 15,0$ км, $M = 1,8$). Суммарная наработка на горячих режимах двигателя сверхзвукового пассажирского самолета до ~ 30 раз выше наработки на аналогичных режимах двигателя дозвукового самолета.

Выбор предельного значения температура воздуха за компрессором также должен производиться с учетом поставленных ресурсных и экологических требований.

Таким образом СУ для перспективного СГС с длительным крейсерским сверхзвуковым полетом и ограничением по шуму на взлете будет состоять из:

- безфорсажного ТРДД традиционной схемы со смешением потоков наружного и внутреннего контуров с степенью двухконтурностью $m = 2,3 - 2,5$ и умеренными параметрами термодинамического цикла, выполняемый по двухвальной схеме с прямым приводом вентилятора;

- компактного пространственного воздухозаборника с управляемым отбором пограничного слоя;

- малошумного вентилятора (1-2 ступени) с относительно низкими значениями степенями повышения давления $\pi_{\text{в}} = 1,9 - 2,0$;

- малоступенчатого КВД с оптимальной степенью сжатия $\pi_{\text{квд}} = 10 - 12$ и $T_{\text{к. макс.}}$ до 900 К;

- малоэмиссионной КС с многофорсуночным фронтальным устройством;

- высокотемпературной турбины $T_{\text{г}}$ до 1800 К с большим временем работы на максимальных режимах;

- шумоглушающего сопла с запасом по шуму относительно Главы 4 ИКАО;

- высокотемпературных материалов для обеспечения ресурса КВД и горячей части ТВД.

Технический облик перспективной СУ СГС представлен на рисунке 1.2.1.



Рисунок 1.2.1 - Технический облик перспективной СУ СГС

В рамках предыдущих этапов настоящей НИР проведено определение технического облика и основных характеристик СУ двух- и четырёх двигательных СГС на основе двигателей в классе тяги 5,5 – 19 тс.

Рассмотрены возможные технические облики альтернативных вариантов СУ: в классе тяги: 5,5; 14 – 15; 9,5 и 19 тс.

В результате проведенных исследований представлено, что самолёт пассажироместимостью 28 – 32 в классе взлетной массы 70 т с 4-двигательной СУ при заметном сокращении (на ~ 150 ... 200 м) потребной длины ВПП может иметь значительно больший запас по шуму относительно 3 главы ИКАО, чем самолёт 2-двигательный.

При этом 4-двигательная СУ также представляется более предпочтительной в отношении потребных финансовых затрат на разработку двигателя для случая создания самолёта-демонстратора и двигателя для него, не предполагающего организацию крупносерийного производства.

Предварительно выбраны рациональные проектные параметры двигателя, значения которых будут уточнены на последующих этапах работы:

- количество двигателей СУ $N_{\text{дв}} = 4$;
- стендовая тяга одного двигателя $R_0 = 9 \dots 10$ тс;
- максимальная температура газа $T_{\text{г. макс}}^* = 1800$ К;
- степень двухконтурности $m = 2,0 \dots 2,3$;

- суммарная степень сжатия $\pi_{\text{КС}}^* = 20 \dots 22$.

1.2.2 Разработка рекомендаций по техническому облику турбин

Полученные результаты исследований позволяют разработать следующие рекомендации по техническому облику турбин перспективных СУ СГС.

Как показал анализ теплового состояния элементов ТВД, в условиях длительных режимов с высокой температурой газа за ОКС существующие системы охлаждения взятых за основу прототипов оказываются недостаточно эффективными для обеспечения работоспособности турбины, поэтому для ТВД СУ СГС фактически приходится разрабатывать систему охлаждения заново.

Для варианта СУ ТРДД-БП на базе масштабированного газогенератора двигателя типа ПД-14 были разработаны следующие рекомендации по техническому облику турбины высокого давления:

- исходное облопачивание ТВД не позволяет обеспечить требуемый ресурс работы двигателя, поэтому рабочие и сопловые лопатки обеих ступеней рекомендуется перепрофилировать;
- для лучшего охлаждения выходных кромок всех лопаток рекомендуется утолстить их таким образом, чтобы можно было выпускать охлаждающей воздух в кромки;
- для улучшения охлаждения и сокращения расхода увеличить хорду и размеры 1-го соплового аппарата ТВД;
- утолстить входные кромки лопаток для лучшего их охлаждения.

Исследование разных возможных вариантов турбины низкого давления показало, что вариант одноступенчатой турбины приводит к величинам к.п.д. $\eta^* \sim 0,90 \dots 0,905$ и значительной закрутке потока за турбиной, что, в свою очередь, приведет к дополнительным потерям за турбиной. Поэтому рекомендуется рассмотреть вариант с двухступенчатой ТНД, в котором можно достичь величин к.п.д. $\eta^* \sim 0,92$. При этом по сравнению с одноступенчатой турбиной уменьшается диаметр турбины (примерно на 80 мм), но возрастает осевой размер (примерно на 85 мм).

Для варианта на базе масштабированного ГГ двигателя типа ПД-8 были разработаны следующие рекомендации по техническому облику турбины высокого давления:

- выходные кромки всех лопаток рекомендуется утолстить таким образом, чтобы можно было организовать выпуск охлаждающего воздуха в кромки для лучшего их охлаждения;

- турбину низкого давления для этого варианта рекомендуется выбрать двухступенчатой. Показано, что в этом случае ее к.п.д. может составить величину $\eta^* \sim 0,92$, несмотря на неблагоприятные высокие величины отношения $U/C_{ад}$ в обеих ступенях.

Турбина высокого давления на базе перспективного ГГ имеет более низкую величину отношения $U/C_{ад}$ по сравнению с вариантом типа масштабированного ГГ двигателя ПД-8, при этом параметр $Fa \cdot n^2$, при прочих одинаковых условиях характеризующий прочность рабочих лопаток, у них имеет примерно одинаковую величину $Fa \cdot n^2 \sim 25 \cdot 10^{12} \text{ мм}^2 \cdot (\text{об/мин})^2$. Поэтому можно ожидать в этом варианте более низкую величину к.п.д. Рекомендации по облику турбины высокого давления для рассматриваемого варианта те же: ввиду высоких температур в условиях наиболее длительного режима работы целесообразно выполнять выходные кромки сопловых и рабочих лопаток утолщенными, чтобы можно было организовать выдув охлаждающего воздуха прямо через кромки.

1.3 Рекомендации по размерности и конфигурации СГС

Выбор размерности и конфигурации перспективного СГС для создания научно-технического задела является многокритериальной итерационной задачей, которая решается в условиях наличия факторов существенной неопределенности.

Выбор параметров перспективного СГС производится на основании маркетингового анализа проведенного на текущий момент, который интерполируется на длительную временную перспективу, на период, который включает в себя не только сроки выполнения ОКР по продукту с использованием известных технологий, но и сроки выполнения НИР по разработке новых технологий, обеспечивающих достижение прогнозируемых в маркетинговых исследованиях характеристик ЛА, при этом сами эти сроки с учетом высокого технического риска недостижения результата НИР являются неопределенными.

При анализе возможных конфигураций перспективного СГС, которые определяются сценариями его использования, для длительной временной перспективы существуют высокий риск того, что текущие социальные, политические, экономические тренды, а также тренды технического развития не будут сохраняться, а качественные потребности потенциальных эксплуатантов изменятся, или выявятся новые актуальные потребности.

На первом этапе настоящей НИР были выполнена оценка потенциального спроса на международном рынке для двух вариантов

использования перспективного СГС [1.4.1]: сверхзвукового делового самолета (СДС) и сверхзвукового пассажирского самолета (СПС).

В рамках принятых допущений оценка потенциального спроса на СДС в абсолютных значениях составляет от 32 до 55 самолетов в год со времени начала их серийного производства и продвижения на мировой рынок (прогноз - около 2030 года).

Рассчитанные значения количества воздушных судов (ВС) СПС, необходимых для удовлетворения спроса на перелеты в высших классах обслуживания при условии, что 10 % премиальных пассажиров на регулярных линиях в 2035 году захотят воспользоваться сверхзвуковым пассажирским самолетом вместо ВС традиционной конструкции может варьировались в пределах от 116 ВС (100 мест, $M = 2,2$) до 786 ВС (19 мест, $M = 1,8$).

Предварительный анализ международной практики проведения НИОКР в области гражданского сверхзвукового самолетостроения показывает, что на продвинутых стадиях работ по созданию СГС - опытных или коммерческих - можно говорить в основном применительно к проектам, реализуемым в США. В рамках этих проектов разрабатываются как административные самолеты для нужд бизнес-авиации СДС, так и проекты самолета для регулярных авиалиний. Испытания демонстраторов зарубежных разработчиков анонсируются на 2022-2026гг., ввод в эксплуатацию при условии успешных испытаний демонстраторов прогнозируется для СДС на конец 2020-х годов, а для СПС на середину 2030-х годов.

Учитывая оценку спроса, оценку статуса НИОКР зарубежных разработчиков, а также заявляемую стоимость разработки, можно сделать заключение о том, что перспективу серийного производства будут иметь 1 - 2 лидерных разработчика, продукция которых удовлетворит в значительной мере потребности рынка, как в классе СДС, так и в классе СПС. Принимая во внимание жесткую сертификационную политику авиационных властей иностранных государств, ограничивающую выход российской авиационной продукции на зарубежный рынок, и тот факт, что проекты Российской Федерации по созданию демонстраторов на настоящий момент еще не начаты, скорее всего, упомянутыми лидерными разработчиками будут являться зарубежные фирмы. А выход на международный рынок для продукции российской федерации будет сильно ограничен.

Таким образом, при выборе размерности и конфигурации перспективного СГС для отечественных предприятий представляется целесообразным руководствоваться потребностями и сценариями эксплуатации перспективного СГС на российском и дружественных зарубежных рынках.

Таблица 1.4.2 - Научно-технические вызовы

№ п/п	Формулировка вызова.
1.	Минимизация и контроль уровня звукового удара на уровне допустимых значений.
2.	Минимизация и контроль уровня шума в районе аэропорта на уровне допустимых значений.
3.	Разработка и обоснование нормативных требований для допустимого для полетов над населенной сушей уровня звукового удара и уровня шума для СГС.
4.	Обеспечение высокого аэродинамического качества на крейсерском режиме (минимизация расхода топлива), а также на дозвуковых скоростях (сокращение длины ВПП для базирования на аэродромах класса А и Б).
5.	Обеспечение длительной работы силовой установки на крейсерском сверхзвуковом режиме полета с удовлетворением экологических требований по уровням выбросов вредных веществ (включая разработку и обоснование нормативных требований для СГС).
6.	Обеспечение прочности и требуемой жесткости тонкого крыла и фюзеляжа большого удлинения при одновременном повышении весовой отдачи конструкции.
7.	Обеспечение высокого ресурса конструкции, тепловой защиты топлива и оборудования в условиях температурных напряжений (включая повышение характеристик конструкционных материалов).
8.	Обеспечение информационно-управляющего поля экипажа в условиях отсутствия прямой видимости («закрытая кабина»).
9.	Автоматизация системы управления, включая режимы взлета и посадки.
10.	Обеспечение уровня безопасности эксплуатации не ниже, чем на дозвуковых гражданских самолетах (включая минимизацию влияния на безопасность пассажиров радиации, загрязнения кабины озоном, аварийной разгерметизации при полетах на больших высотах, характерных для эксплуатации СГС и др.).
11.	Обеспечение современного уровня комфорта на борту: шумо- и теплоизоляция кабины экипажа и пассажирского салона; достаточные объёмы для размещения пассажиров, экипажа, оборудования и систем.

Отмечено, что достижение обозначенного уровня характеристик СГС, его силовой установки и комплекса бортового оборудования потребует дополнительных итерационных расчетно-проектных исследований по уточнению внешних обводов аэродинамической компоновки как при интеграции технологий и разработке технического облика, так и по мере уточнения на последующих этапах НИР и ОКР параметров силовой установки, состава и характеристик систем бортового оборудования, объемно-весовой и конструктивно-силовой компоновок ЛА, что планируется осуществить при проведении последующих НИР.

2. РАЗРАБОТКА МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ СРОКОВ И ЗАТРАТ НА ПРОГРАММУ СГС

В соответствии с ТЗ работы настоящего этапа имели целью получение следующего результата: дорожной карты развития технологий СГС - в первом приближении увязанного по содержанию, срокам и затратам долгосрочного плана реализации комплексного научно-технологического проекта «СГС-Т» (КНТП «СГС-Т»), предусматривающего разработку и валидацию ключевых технологий, обеспечивающих последующее создание силами российской авиационной промышленности сверхзвукового гражданского самолета.

В рамках настоящей НИР под «программой СГС» понимается совокупность мероприятий, направленных на формирование интегрированного НТЗ, достаточного для обеспечения возможности создания силами российской авиационной промышленности конкурентоспособных сверхзвуковых гражданских самолетов обеспечивающих конкурентную доступность и качество авиационных услуг, с выполнением перспективных требований по экологическому воздействию и безопасности полетов.

Формирование НТЗ планируется осуществлять путем реализации комплекса увязанных по срокам и задачам технологических проектов, каждый из которых должен быть направлен на доведение до УГТ = 6 ключевых технологий, комплексное применение которых достаточно для достижения цели программы. Демонстрацию работоспособности продуктов (результатов) технологических проектов в условиях, приближенных к натурным, которая является основным критерием подтверждения УГТ = 6, планируется в максимальной степени реализовать на комплексных демонстраторах технологий.

Оценка сроков и затрат, таким образом, должна быть обеспечена для следующих двух основных категорий объектов: (1) технологических проектов и (2) проектов создания демонстраторов технологий и проведения на них испытаний продуктов технологических проектов.

Рекомендации по формированию дорожной карты развития технологий СГС разработаны ООО «МАЦ» и оформлены в отдельном документе - проекте «Методики формирования дорожной карты создания интегрированного научно-технического задела для программы СГС». Основные положения методики заключаются в следующем:

Разработку дорожной карты предложено осуществлять итерационно путем выполнения следующих основных этапов:

1. Формализация требований к продукту;

2. Формализация состава научно-технических проблем;
3. Формирование состава ключевых технологий, обеспечивающих решение выявленных научно-технических проблем;
4. Сбор и систематизация параметров технологических проектов, обеспечивающих доведение уровня готовности ключевых технологий до УГТ, включая формирование укрупненного-плана-графика их реализации и оценку бюджетов
5. Интеграция КНТП, включая формирование (1) перечня проектов разработки демонстраторов и определения их укрупненного плана-графика и бюджета и (2) формирование интегральных оценок бюджета программы разработки технологий СГС.

В части оценки сроков проведения работ представлены следующие рекомендации.

На этапе первичного формирования перечень работ формируется командой технологического проекта экспертным и аналого-сопоставительным методом исходя из опыта реализации аналогичных расчетно-экспериментальных исследований. Результаты планирования отражаются по специально разработанному для этого формату «Укрупненного календарного плана работ».

Формирование укрупненного плана-графика производилось с учетом следующих рекомендаций:

– План разработки технологии делится на шесть последовательных этапов: от УГТ 1 до УГТ 6. Начало планирования осуществляется от текущего (достигнутого) уровня УГТ.

– Для каждого из этапов представляется 1-5 укрупненных мероприятий (НИР). Допускается детализация укрупненных мероприятий (например, с целью выделения работ соисполнителей, отдельных капиталоемких работ).

– Оценка сроков работ представляется в допущении о полном ресурсном обеспечении их проведения. Для каждого мероприятия (НИР) приводятся даты начала и окончания работ, номера работ-предшественников, оценка трудоемкости головного исполнителя и перечень соисполнителей.

Оценку бюджета технологических проектов рекомендовано проводить в следующей последовательности:

1) Оценка совокупного требуемого объема финансирования технологического проекта.

2) Распределение требуемого объема финансирования по периодам реализации проекта.

– Оценку совокупного требуемого объема финансирования технологического проекта необходимо выполнить в постоянных среднегодовых ценах базового (2021) года и найти как сумму трех составляющих по каждой из работ укрупненного календарного плана: (1) собственной себестоимости работ, (2) затрат на услуги сторонних организаций и (3) прибыли основного исполнителя.

– Оценку себестоимости собственных работ необходимо выполнять на основе данных о трудоемкости работ методом калькулирования по укрупненным статьям затрат. Расчет затрат на услуги сторонних организаций рекомендовано проводить на основе представляемых ими потенциальными соисполнителями технологического проекта или вырабатываемых совместно с командой технологического проекта расчетно-калькуляционных материалов.

– Расчет прибыли рекомендовано осуществить нормативным методом.

– Определение характеристик проектов демонстраторов технологий и их формализация производится в формате, определяемом дополнительно участниками кооперации по созданию демонстраторов, с использованием общих принципов и практик проектного управления. Необходимыми атрибутами проекта создания и проведения испытаний продуктов технологических проектов является наличие в его составе (1) плана и бюджета разработки (проведения НИОКР) по созданию демонстратора и (2) плана проведения испытаний, согласованного по срокам с планами реализации отдельных технологических проектов.

– Оценку совокупных затрат на реализации программы рекомендовано провести путем составления сводного плана-графика и сводного бюджета проекта на основе, разрабатываемых на основе полученных оценок бюджетов, включаемых в состав программы технологических проектов и проектов создания и проведения испытаний на демонстраторах.

В целях учета результатов оценки рисков рекомендовано при расчете бюджета применять повышающие коэффициенты, задаваемые исходя из статистической информации о превышении бюджетов аналогичных по характеру технологических проектов, иначе – экспертно, с учетом результатов оценки рисков и текущего значения УГТ, которые являются косвенными индикаторами, позволяющими принять решение о размере повышающего коэффициента.

3. РАЗРАБОТКА КОМПЛЕКСНОГО ПЕРЕЧНЯ КРИТИЧЕСКИХ ДЛЯ СОЗДАНИЯ СГС ТЕХНОЛОГИЙ, КООРДИНАЦИЯ ОТРАБОТКИ КЛЮЧЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СИНХРОНИЗАЦИИ ВОЗМОЖНОСТИ ИХ ДАЛЬНЕЙШЕГО ВНЕДРЕНИЯ.

В части планера самолета наибольшим техническим риском создания перспективных СГС является обеспечение рационального компромисса между приемлемыми экологическими (звуковой удар, шум в районе аэропорта), конкурентоспособными летно-техническими (скорость, дальность, условия базирования) и экономическими характеристиками (цена самолета, стоимость летного часа) компоновочных решений. При этом существенную неопределенность вносит отсутствие норм на допустимый уровень звукового удара при полете над населенными районами и шума СГС на местности в районе аэропорта, которые не могут быть сформированы без наличия фактического экспериментального материала.

На данном этапе работы выполнено уточнение состава критических технологий СГС в части технологий планера, и для каждой из них разработана соответствующая карта развития (паспорт), включающая:

- общие сведения о технологии, в том числе описание решаемой проблемы, цель и задачи разработки, ожидаемые результаты от разработки;
- целевые индикаторы результативности развития технологии;
- реквизиты ответственного руководителя работ по развитию технологии;
- план-график (этапы) разработки технологии, включая содержание работ в интересах развития технологии и контрольные даты достижения уровней готовности технологии (УГТ);
- оценку затрат на достижение УГТ = 6;
- оценку факторов риска и меры их смягчения при разработке технологии.

Развитие технологий до УГТ=6 подразумевает последовательное подтверждение реализуемости и достижения целевых характеристик в ходе научно исследовательских и опытно конструкторских работ, включая расчетные и экспериментальные исследования изолированных технологий и технических решений в лабораторных условиях, а также отработку возможности интеграции технологий в техническом облике перспективного СГС. Для достижения высокого уровня технологической готовности

и обеспечения возможности трансфера технологии в промышленность необходимо подтверждение их эффективности в реальных условиях эксплуатации в составе целевой системы, что требует создания близких к натурным по размерности и функциональности демонстраторов технологий. Для разрабатываемых в ЦАГИ ключевых технологий предполагается их отработка на высоких уровнях технологической готовности в составе летного демонстратора комплекса технологий СГС «Стриж» и демонстратора комплекса технологий двигателя для СГС «Сивил».

Таблица 3.1.1 – Направления разработок в части технологий планера

<i>№ n/n</i>	<i>Наименование направления</i>	<i>Количество технологий</i>	<i>Текущий УГТ</i>
1	Технологии снижения шума СГС в районе аэропорта.	8	2 - 5
2	Технологии обеспечения акустического комфорта для экипажа и пассажиров СГС.	1	3
3	Технологии обеспечения теплового комфорта для экипажа и пассажиров СГС.	1	2
4	Перспективные технологии по конструктивно-технологическим решениям СГС.	6	2 - 3
5	Технологии развития методов расчетно-экспериментальной оценки характеристик «ближнего поля» и расчета характеристик звукового удара на земле в условиях реальной атмосферы.	3	2 - 4
6	Технологии разработки аэродинамических компоновок перспективных СГС	3	2 - 3
7	Технологии повышения эффективности входных и выходных устройств СУ СГС.	3	2 - 3
8	Критические технологии для создания КБО СГС.	1	2