

УДК 621.452.322
Код ГРНТИ 55.42.42

doi 10.54708/19926502_2024_283105116

Проблемы выбора облика и параметров СУ перспективного сверхзвукового пассажирского самолёта при междисциплинарной интеграции силовой установки с планером

О.Д. Селиванов, Д.Б. Фокин*, П.В. Нягин, А.А. Мирзоян, А.А. Евстигнеев

ФАУ «Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва, Россия

Аннотация. Описаны формирование облика и выбор проектных параметров силовой установки перспективного сверхзвукового гражданского самолёта взлётным весом ~80 т на основе междисциплинарного подхода с оценкой основных целевых показателей летательного аппарата. Решение задачи осуществлено с помощью комплекса математических моделей, обеспечивающих расчёт параметров двигателя, силовой установки, самолёта, лётно-технических, взлётно-посадочных и акустических характеристик. Вектор рациональных решений представлен в виде сформированного множества оптимальных по Парето вариантов, из которых выделены несколько наиболее предпочтительных.

Ключевые слова: силовая установка, сверхзвуковой пассажирский самолёт, оптимизация, математическая модель.

*dbfokin@ciam.ru

Введение

В течение последних нескольких десятилетий и в нашей стране, и в передовых авиационных фирмах за рубежом неоднократно обращались к теме сверхзвукового пассажирского самолёта (СПС) второго поколения. Известны проекты 12-местного трехдвигательного самолёта AS2 фирмы «Аэрион», рассчитанного на крейсерский полёт со скоростью 1,4 М [1], двухдвигательного СПС S-512 с крейсерским числом Маха ~1,6 фирмы «Спайк Аэроспейс» пассажироместимостью ~20 человек [2], трехдвигательного сверхзвукового транспортного самолёта «Overture» компании Boom [3] вместимостью 65–88 пассажиров, способного выполнять полёты со скоростью 1,7 М, и многие другие. Однако в настоящее время наибольшей степенью проработки характеризуется проект НАСА демонстратора низкого звукового удара X-59 QueSST (Quiet Supersonic Transport) [4]. Проблемой снижения уровня звукового воздействия на окружающую среду занимаются и в нашей стране. Планируется создание лётного образца – демонстратора комплекса технологий СПС, который позволит на основе экспериментальных данных по уровню звукового удара верифицировать математические модели (ММ), с помощью которых удастся прогнозировать значение данного параметра для делового варианта СПС.

В последнее время в результате выполнения ряда целевых программ был накоплен значительный научно-технический задел (НТЗ), прежде всего для лёгких сверхзвуковых деловых самолётов (СДС) бизнес-класса, рассчитанных на 8–12, максимум 20–30 пассажиров. По-видимому, такую пассажироместимость можно признать рациональной в отношении компромисса между желанием минимизировать затраты на разработку и финансовый риск и необходимостью получить достаточно вместительное транспортное средство, которое будет иметь высокие шансы стать востребованным на мировом рынке. К тому же у такого самолёта будет существенно облегчено решение экологических проблем, особенно в отношении проблемы звукового удара. При этом сравнительно легко может быть создана представительская VIP-версия для первых лиц государств.

Таким образом, можно считать, что задача формирования и создания лёгкого гражданского СПС (СГС) является достаточно актуальной и своевременной.

Авторы благодарят сотрудника отделения 100 ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова» к.т.н. Ю.Д. Халецкого за консультации при анализе результатов расчёта величины шума самолёта на местности.

Постановка комплексного исследования

Значительную часть проблемы сверхзвукового самолёта в целом составляет исключительно сложная задача разработки его силовой установки (СУ), включая воздухозаборник, собственно двигатель и сверхзвуковое малощумное регулируемое сопло, а также задача согласования (интеграции) параметров этой СУ (размерности, количества двигателей, их расположения на летательном аппарате (ЛА), параметров цикла газотурбинного двигателя (ГТД) и др.) с параметрами самолёта с целью формирования рационального облика силовых установок сверхзвуковых гражданских самолётов с высоким уровнем топливной эффективности (дальности полёта), приемлемыми значениями длины взлётно-посадочной полосы (ВПП) при отказе одного двигателя, безопасности полёта, низкими уровнями шума в 3 контрольных точках (к.т.) и интенсивности звукового удара.

Основными задачами, решение которых представлено в данной статье, являлись предварительное исследование широкой области проектных параметров СУ и ЛА в целом с определением их влияния на комплекс multidisciplinary целевых функций, включая лётно-технические, взлётно-посадочные, технико-экономические, экологические и др. показатели. Результатом исследования являлось формирование множества рациональных альтернативных вариантов СПС (так называемого Парето-множества), каждый из которых в наибольшей степени удовлетворяет комплексу противоречивых требований (критериев) и представляет интерес для углублённой проработки в процессе последующего проектирования.

Интеграция (согласование характеристик) двигателя с элементами силовой установки, и при более широком охвате – с самолётом, является одной из важнейших и сложнейших задач этапа внешнего (концептуального) проектирования СУ. Такие задачи решаются на основе системного подхода, когда проектируемый элемент, в данном случае это двигатель, рассматривается как подсистема сложного комплекса более высокого уровня – самолёта [5].

Общую задачу согласования характеристик СУ (двигателя) и ЛА условно можно разделить на ряд частных, которые можно объединить в два крупных блока, отнеся к одному из них проблемы выбора схемы и основных проектных параметров ЛА с его СУ, а к другому – проблемы интеграции управления (см. Рис. 1).



Рисунок 1. Различные аспекты интеграции самолёта и силовой установки.

Указанное многообразие различных аспектов интеграции не является объектом рассмотрения на данном начальном этапе проектирования, здесь преследуется цель провести предварительное («черновое») согласование так называемых параметров завязки самолёта: его

взлётной тяговооружённости $(R/G)_0$ и удельной нагрузки на крыло $(G/S)_0$, а также основных параметров рабочего процесса двигателя по комплексу противоречивых критериев [6, 7].

Таким образом, на этапе концептуального проектирования силовой установки решаются следующие задачи:

- выбор параметров завязки самолёта, включая выбор относительного размера двигателя (тяговооружённости самолёта R/G) и удельной нагрузки на крыло $G/S_{кр}$;
- выбор схемы двигателя – одноконтурный, двухконтурный (со смешением или без), традиционной схемы, различных вариантов двигателей изменяемого цикла (ДИЦ) и т.п.);
- выбор схемы воздухозаборника и сопла;
- выбор параметров рабочего процесса двигателя (степени двухконтурности m , суммарной степени повышения давления $\pi_{кз}^*$ и степени повышения давления вентилятора $\pi_{в}^*$, максимальной температуры газа на выходе из камеры сгорания $T_{г\max}^*$, стендовой температуры газа $T_{г0}^*$ или отношения максимальной крейсерской и стендовой тяг $R_{кр\max}/R_0$);
- предварительный выбор траектории ЛА и программы управления двигателем (точки начала и степени дросселирования двигателя, управления площадью критического сечения сопла и т. д.) в процессе взлёта для улучшения акустических характеристик ЛА.

Для выбора параметров завязки самолёта, в системе силовой установки которого должен работать проектируемый двигатель, необходимо создать его математическую модель (комплекс моделей), описывающую функционирование этого ЛА. Такая модель может в меньшей степени учитывать детальные самолётные особенности (например, некоторые геометрические характеристики крыла, оперения и фюзеляжа), но должна предусматривать возможность оценки влияния основных параметров самолёта, от которых непосредственно зависит работа двигателя.

Комплекс математических моделей для решения задач интеграции

Задачу интеграции СУ и ЛА целесообразно решать в соответствии с алгоритмом, принципиальная схема которого представлена на Рис. 2.



Рисунок 2. Комплекс математических моделей многодисциплинарной оптимизации.

На данной схеме показан исключительно широкий перечень целевых функций (критериев оптимальности), по которым оценивается эффективность альтернативных решений. Разработка математических моделей (ММ) расчёта такого количества разнородных показателей эффективности различных вариантов СУ в сочетании с альтернативными концепциями

самолёта должна производиться специалистами, занимающимися собственно самолётом, в частности его аэродинамическими и массовыми характеристиками, рациональным расположением СУ на планере, оценкой интенсивности звукового удара при прохождении самолётом трансзвуковой зоны и в крейсерском сверхзвуковом полёте, а также специалистами, отвечающими за формирование облика двигателя.

Основными параметрами, определяющими режимы работы двигателя в составе СУ самолёта, прежде всего являются удельная нагрузка на крыло $G/S_{кр}$ и характеризующая размер двигателей тяговооружённость R/G . Конечно, и другие самолётные параметры также влияют на режимы работы силовой установки и в принципе могут быть включены в число оптимизируемых факторов при выборе её облика, однако необходимость ограничить размерность задачи разумными пределами заставляет при выборе проектных параметров СУ одновременно в перечень оптимизируемых включать только наиболее важные параметры других взаимодействующих подсистем.

Основной комплекс математических моделей, предназначенных для формирования облика двигателя и предварительного выбора его проектных параметров на этапе внешнего (концептуального) проектирования, состоит из ММ двигателя, СУ, самолёта, лётно-технических характеристик (ЛТХ), взлётно-посадочных характеристик (ВПХ), акустических характеристик (АкХ) и программы оптимизации.

ММ двигателя:

– расчёт дроссельных и высотно-скоростных характеристик (ДХ и ВСХ) двигателей с заданными параметрами рабочего цикла на заданных режимах полёта с определением широкого комплекса параметров, необходимых для расчёта лётно-технических, взлётно-посадочных, акустических и др. характеристик;

– расчёт массогабаритных показателей двигателей.

ММ СУ:

– расчёт эффективных характеристик СУ с учетом потерь во входном и выходном устройствах в зависимости от параметров рабочего процесса и размера двигателя на заданных режимах полёта;

– учет изменения коэффициента аэродинамического сопротивления самолёта C_{x0} при изменении миделя двигателей и площади входа в воздухозаборник относительно базовых значений;

– учет изменения массы условной мотогондолы при варьировании параметров двигателя относительно базового варианта компоновки.

ММ самолёта:

– учет влияния на аэродинамические характеристики (АХ) планера изменения его проектных параметров относительно базовых значений;

– учет влияния на характеристики весового баланса (ХВБ) изменения проектных параметров планера относительно базовых значений.

ММ ЛТХ, ВПХ, АкХ:

– определение практической дальности полёта самолёта по сверхзвуковому профилю с заданным числом M крейсерского участка и заданной программой разгона-набора высоты;

– определение практической дальности полёта самолёта по дозвуковому профилю с оптимальным числом M крейсерского участка, включая вариант полёта с отказавшим двигателем;

– определение потребной длины ВПП из условия прерванного-продолженного взлёта и посадки;

– определение шума самолёта на местности на режимах взлёта и посадки в трёх контрольных точках.

Программа оптимизации:

– подготовка матрицы варьируемых в заданной области проектных параметров альтернативных вариантов самолёта для последующей оптимизации в соответствии с выбранным планом эксперимента;

– расчёт комплекса целевых показателей для множества альтернативных вариантов самолёта с различными вариантами двигателей;

– определение множества равномерно распределённых Парето-оптимальных многодисциплинарных вариантов с использованием одного из доступных оптимизационных программных комплексов.

Следует отметить, что при проектировании перспективного СПС необходимо учитывать уровень его воздействия на окружающую среду с точки зрения и звукового удара. В связи с этим многие компоновки СПС проектируются с верхним расположением СУ, что позволяет снизить воздействие ударной волны в дальнем поле (на земле). Однако в настоящее время не существует официально принятых норм, регламентирующих допустимый уровень звукового удара, а существующие математические модели не всегда полно описывают данный эффект, на который существенное влияние могут оказывать скорость ветра, отклонение параметров атмосферы и т.д., что также необходимо учитывать при концептуальном проектировании СПС.

Большинство указанных выше ММ основано на общеизвестных принципах, описанных в [8–11].

Базовый вариант самолёта

Несмотря на то, что большинство работ и проектов, выполняемых в настоящее время, направлено прежде всего на создание отдельных перспективных технологий, обеспечивающих наивысшие показатели совершенства элементов самолёта и ЛА в целом (аэродинамика, вес, экономичность полёта, акустическое совершенство и др.), рациональная комплексная интеграция этих технологий в единое целое может быть произведена только на конкретном самолёте с определённой взлётной массой, числом пассажиров, дальностью полёта и т.д. Выбор такого базового самолёта целесообразно произвести, ориентируясь на прогнозируемые потребности страны в ЛА определённого класса, так как отрабатывать новые технологии для самолёта, который никогда не будет построен, не представляется рациональным.

Как было отмечено выше, в настоящее время наиболее рациональным для разработки представляется вариант СГС в классе 30-местной пассажироместности в традиционной компоновке. Именно такой самолёт принят в настоящей работе в качестве базового, предварительные характеристики которого представлены в таблице 1, а в таблице 2 – параметры базового варианта силовой установки.

Таблица 1. Основные характеристики базового варианта самолёта.

Взлётный вес G_0 , т	~80	
Нагрузка на крыло $(G/S)_0$, кг/м ²	~310	
Взлётная тяговооружённость $(R/G)_0$	~0,55	
Крейсерское число М полёта $M_{кр}$	1,8	
Масса вырабатываемого топлива G_T , т	30	
Коммерческая нагрузка $G_{к.н}$, т	3,6	
Число М в крейсерском полёте	Дозвуковой	0,9
	Сверхзвуковой	1,8

Таблица 2. Основные характеристики базового варианта СУ.

Стендовая (взлётная) тяга R_0 , кгс	4×11100
Отношение крейсерской и взлётной тяг $R_{кр \max}/R_0$	0,25
Крейсерская степень двухконтурности, $m_{кр}$	2,5
Суммарная степень повышения давления в крейсерском полёте $\pi_{к\sum \text{кр}}^* (M=1,8)$	20

Влияние проектных параметров двигателя на ЛТХ самолёта, шум и длину ВПП

На Рис. 3 представлены некоторые результаты параметрического исследования влияния варьируемых параметров на целевые показатели четырёхдвигательного СПС. Варьируемыми параметрами здесь являются стендовая тяга одного турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков (ТРДДсм) в диапазоне $R_0 = 9...12,5$ тс, степень двухконтурности на максимальном крейсерском режиме $m_{кр} = 1...3$ и соотношение тяг $R_{кр\ max}/R_0 = 0,22...0,37$, а целевыми функциями – величина практической дальности полёта с крейсерским числом $M_{кр} = 1,8$, потребная длина ВПП и отклонение уровня суммарного шума самолёта в трёх к.т. по сравнению с базовым вариантом ЛА.

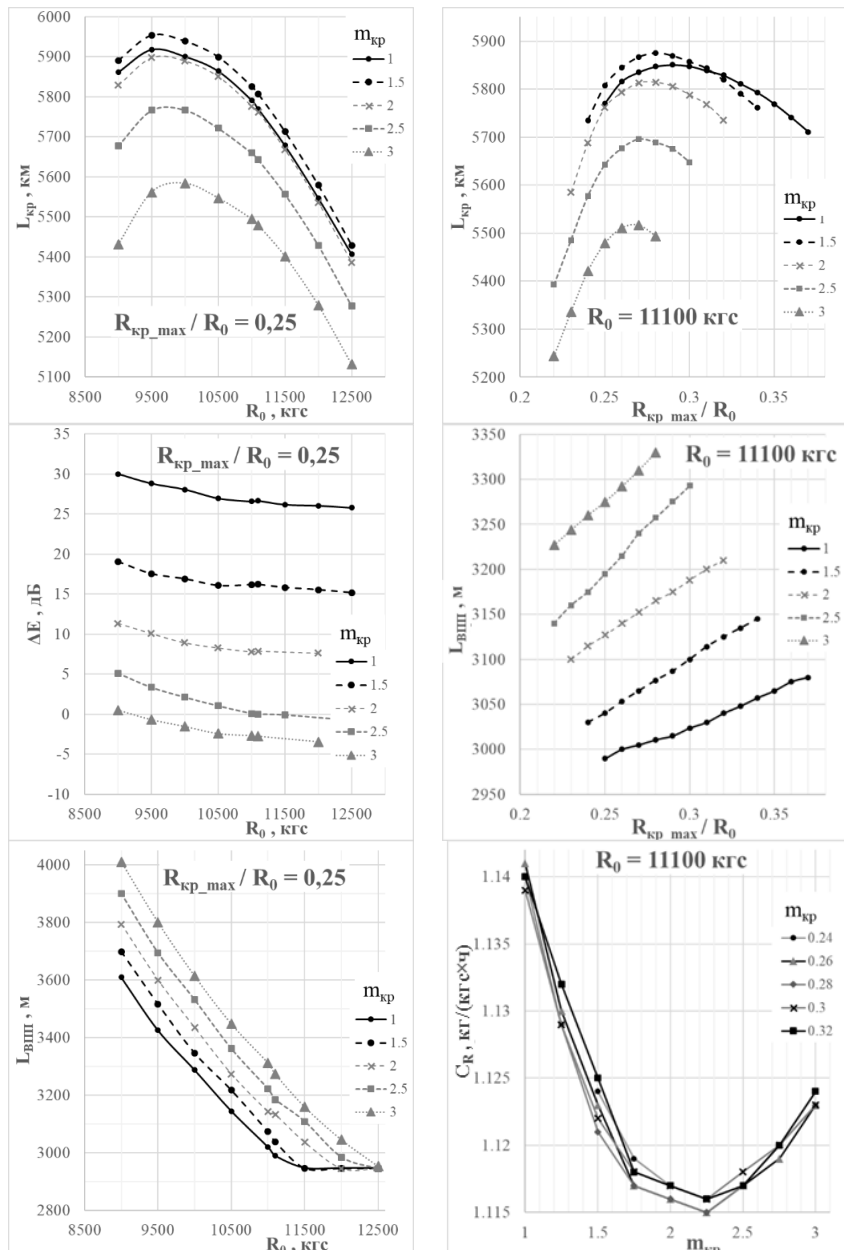


Рисунок 3. Результаты параметрических исследований влияния оптимизируемых параметров на характеристики СГС.

Анализ результатов параметрического исследования показывает, что влияние каждого из трёх оптимизируемых проектных параметров двигателя на дальность полёта СГС имеет немонотонный характер, в то время как увеличение крейсерской степени двухконтурности улучшает АкХ, но ухудшает ВПХ. Увеличение стендовой тяги двигателя, сопровождающее уменьшение дальности полёта (вследствие уменьшения располагаемого запаса топлива на

борту СГС), приводит к улучшению взлётных и акустических характеристик самолёта. Существенно и влияние параметра $R_{кр\ max}/R_0$, повышение которого приводит к росту взлётной степени двухконтурности (при фиксированном её значении на крейсерском режиме), а также к увеличению диаметра вентилятора.

Дополнительно были проведены параметрические исследования по влиянию крейсерской скорости $M_{кр}$ проектируемого СГС на дальность полёта (Рис. 4).

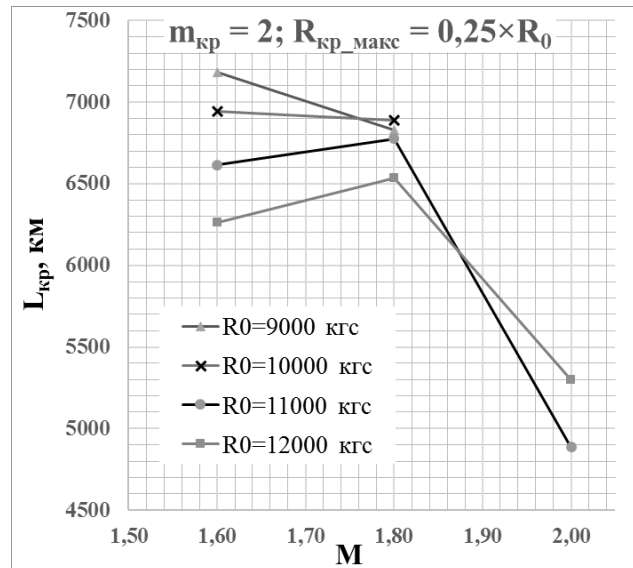


Рисунок 4. Влияние крейсерской скорости СГС на дальность полёта.

Выбор рационального количества двигателей в составе СУ

Вопрос о выборе рационального количества двигателей в СУ заслуживает особого рассмотрения.

В случае принятой здесь предварительной постановки, когда при одинаковой тяговооружённости количество двигателей (2, 3 или 4) не влияет на аэродинамические и массовые характеристики самолёта, оно также мало влияет на отличие дальностей полёта для трёх рассматриваемых вариантов. Основной эффект от увеличения количества двигателей состоит в заметном сокращении (на ~150...200 м) потребной длины ВПП и в снижении уровня суммарного шума. Оба обстоятельства объясняются потерей меньшей доли тяги трёх- и четырёхдвигательной СУ в случае отказа одного двигателя по сравнению с двухдвигательной СУ, а обеспечение больших потребных степеней дросселирования двигателей на участках взлёта и посадки приводит к снижению шума на местности.

В каждом конкретном случае при выборе количества двигателей в составе СУ требуется рассмотрение гораздо большего количества факторов. В настоящее время считается общепринятым, что СУ большинства пассажирских самолётов должны быть двухдвигательными, так как это обеспечивает разумный компромисс между требованиями безопасности эксплуатации и стоимостью обслуживания СУ. В данном случае речь идёт скорее о самолёте-демонстраторе, для которого важнейшим показателем становится стоимость создания СУ, которая будет существенно меньше у двигателя меньшей размерности. К тому же даже в случае выпуска небольшой серии таких самолётов большее число двигателей в СУ будет способствовать значительному увеличению выпускаемой партии и снижению себестоимости каждого двигателя.

С учётом принятого в работе комплекса противоречивых требований, включающих лётно-технические, взлётно-посадочные, технико-экономические, экологические (шум на местности) характеристики, и выполненного параметрического исследования в четырёхмерной области варьируемых факторов (количества двигателей $n_{дв} = 2...4$; суммарной тяги СУ R_0 $\Sigma_{СУ} = 36...50$ тс; $m_{кр} = 1...3$; $R_{кр}/R_0 = 0,22...0,37$) для выбранного базового варианта СПС с ко-

личеством двигателей СУ $n_{\text{дв}} = 4$ предварительно на базе предыдущего опыта могут быть рекомендованы рациональные проектные параметры двигателя-демонстратора для последующей более глубокой проработки:

- взлётная (стендовая) тяга одного двигателя $R_{0 \text{ дв}} = 10 \dots 12$ тс;
- максимальная температура газа $T_{\text{г max}} = 1800$ К;
- степень двухконтурности $m_{\text{кр}} = 2,3 \dots 2,8$;
- суммарная степень повышения давления $\pi_{\text{к}\Sigma \text{ кр}}^* = 20 \dots 22$.

Примеры формирования облика СПС

Для иллюстрации представляемого подхода к формированию рационального облика СПС получено решение задачи, заключающейся в выборе рациональных параметров рабочего процесса двигателя для заданного самолёта с фиксированным значением удельной нагрузки на крыло $G/S_{\text{кр}}$.

В качестве критериев оптимизации выступал набор целевых показателей, включающий практическую дальность полёта по сверхзвуковому ($M_{\text{кр}} = 1,8$) профилю, потребную длину ВПП, определяемую с учётом возможного отказа двигателя на взлёте и посадке, и величину превышения суммарного уровня шума на местности в трёх контрольных точках заданного (текущего) варианта самолёта по сравнению с базовым вариантом.

Выбор двигателя для заданного варианта самолёта

В таблице 3 приведены основные факторы, влияние которых на целевые показатели исследуется, и заданные диапазоны их варьирования.

Таблица 3. Основные варьируемые факторы.

Оптимизируемый параметр	Диапазоны варьирования
Стендовая тяга R_0 , тс	9...12,5
Степень двухконтурности в крейсерском полёте $m_{\text{кр}}$	1...3
Отношение максимальной крейсерской и стендовой тяг $R_{\text{кр max}}/R_0$	0,22...0,37

В результате решения поставленной задачи многодисциплинарной многофакторной оптимизации с указанными тремя варьируемыми параметрами и тремя критериями было получено множество Парето-оптимальных вариантов СПС, из которых выделены 10 альтернативных вариантов с потребной длиной ВПП, не превышающей 3200 м. Каждое из этих 10 решений, равномерно распределённых в пространстве критериев, в некотором отношении (хотя бы по одному из трёх критериев) лучше 9 других, а выбор наиболее рационального варианта может быть произведён с помощью различных формальных и неформальных процедур. Основные проектные параметры базового варианта (Б.В.) и десяти оптимальных вариантов двигателей вместе со значениями соответствующих им критериев представлены в таблице 4. Здесь же дополнительно для взлётно-го режима приведены значения скорости струи на срезе сопла c_{c_0} , степени повышения давления вентилятора $\pi_{\text{в } 0}^*$ и скорости конца лопаток первой ступени вентилятора $U_{\text{в } 0}$.

Таблица 4. Основные параметры и значения целевых показателей оптимального Парето-множества ЛА.

№	R ₀ , кгс	m	R _{кр_max} / R ₀	L _{кр} , км	L _{впп} , м	ΔE, дБ	m ₀	c _{c,0} , м/с	π* _{в_0}	U _{в_0} , м/с
1	12032	2,71	0,298	5271	3070	-8,7	2,53	359	1,90	347,2
2	12259	2,55	0,248	5338	2944	-1,1	2,15	422	2,16	394,3
3	11647	2,35	0,307	5485	3131	-4,9	2,18	383	2,00	361,5
4	11824	1,46	0,319	5562	2946	7,7	1,27	490	2,46	428,1
5	11548	2,17	0,257	5641	3056	3,4	1,82	452	2,30	411,7
6	11471	1,08	0,278	5744	2947	20,3	0,84	598	3,05	488,1
7	11278	1,20	0,324	5764	3033	12,6	1,03	528	2,65	448,5
8	10779	1,04	0,263	5907	3067	24,2	0,79	622	3,21	501,6
9	10887	1,51	0,281	5940	3143	11,9	1,25	517	2,61	446,2
10	10500	1,00	0,307	6037	3185	19,6	0,81	585	2,96	478,8
Б.В.	11100	2,5	0,25	5642	3185	0	2,11	424	2,17	395,7

Анализ данных, представленных в таблице 4, показывает, что при отсутствии требований к шуму СПС (маловероятный вариант) наиболее привлекательным является вариант № 10 (R₀=10,5 тс, m_{кр}=1,0, R_{кр_max}/R₀=0,31) с наибольшей дальностью полёта ~6000 км. При учете требований норм по шуму наилучшим представляется вариант № 1 (R₀=12 тс, m_{кр}=2,7, R_{кр_max}/R₀=0,3) с наименьшей из рассматриваемого множества вариантов дальностью полёта (~5300 км), но при применении дополнительных средств шумоглушения и использовании эффекта экранирования потенциально способный удовлетворить перспективным нормам по шуму СПС.

Обращает на себя внимание относительно низкий уровень дальности полёта на сверхзвуковом режиме. Это является результатом принятия в данных расчётах исключительно жёстких требований к величине аэронавигационного запаса топлива (АНЗ) по аналогии с нормами для дозвуковых пассажирских самолётов (30 мин барражирования в ожидании посадки + перелёт на запасной аэродром на расстояние 370 км + невырабатываемый остаток топлива 5 %). Относительная доля АНЗ составила ~15 % от суммарного запаса топлива. Вопрос формирования АНЗ для сверхзвуковых самолётов должен быть решен более рационально в дальнейшем вместе с решением других проблемных вопросов СПС: допустимыми уровнями шума, звукового удара и др.

Следует отметить, что решение оптимизационной задачи совместного согласования проектных параметров СУ и ЛА (с добавлением в число варьируемых факторов площади крыла S_{кр}) может позволить получить улучшенное Парето-множество альтернативных вариантов СПС и найти решение с увеличенной сверхзвуковой дальностью полёта при одновременном улучшении или сохранении на прежнем уровне акустических и взлётно-посадочных показателей.

Звуковой удар

Наряду с проблемой шума на протяжении всей истории разработки проектов СПС проблема звукового удара препятствует практической успешной реализации проектов СПС. Снижение воздействия звукового удара на жизнедеятельность населённых территорий неизбежно приводит к ухудшению лётных данных ЛА (снижению скорости, дальности и экономичности полёта). Таким образом, одним из важнейших критериев совершенства СПС является уровень звукового удара, который необходимо рассматривать совместно с остальными показателями при формировании облика СПС и его интеграции с СУ (количеством, размещением двигателей на самолёте и др.). Однако прямое включение существующих расчётных

методов определения звукового удара в задачи концептуального проектирования силовой установки вместе с выбором основных параметров завязки ЛА представляется проблематичным в силу сложности, громоздкости и неоднозначности получаемых результатов по воздействию звукового удара.

С целью определения потенциальной возможности достижения допустимого уровня звукового удара за рубежом и в России проводились и проводятся соответствующие экспериментальные исследования с помощью летающих лабораторий как специально созданных, так и на базе существующих сверхзвуковых самолётов. Так, в настоящее время в стране проектируется летающая лаборатория (демонстратор ключевых технологий) для изучения указанной проблемы. Здесь в составе СУ предполагается использовать существующий двигатель, который позволит реализовать необходимую программу полётов для получения экспериментальных данных. Обработка и обобщение этих данных позволит также уточнить инженерные математические модели оценки воздействия звукового удара (ЗУ) с приемлемой точностью и временем расчёта, что позволит прогнозировать это воздействие уже на этапе концептуального проектирования СПС и находить пути уменьшения ЗУ.

Топливная эффективность и эмиссия CO₂

Топливная эффективность СПС для авиакомпаний – важнейший финансовый показатель, поскольку топливные издержки – значительная доля эксплуатационных расходов. Поскольку в сравнении с дозвуковыми пассажирскими самолётами топливная эффективность СПС заметно хуже, для последних задача снижения эмиссии CO₂ является крайне актуальной с точки зрения уменьшения экологического воздействия на окружающую среду и изменение климата.

В то время как многие другие отрасли промышленности и способы транспортировки быстро переходят на использование электрических технологий, авиаперелёты, вероятно, ещё долго будут полагаться на традиционного жидкое углеводородное топливо в течение многих последующих лет, поскольку реактивное топливо поддерживает значительное преимущество по плотности энергии перед наилучшими существующими аккумуляторами. Сократить углеродный след топлива, т.е. эмиссию CO₂ за весь жизненный цикл (ЖЦ) топлива, включая производство, транспортировку и использование в полёте, может позволить использование на СПС альтернативных видов авиационного топлива с низким углеродным следом (ААТ). Эти виды авиационного топлива могут снизить эмиссию CO₂ от 10 до 80% по сравнению с традиционным стандартным авиационным топливом (САТ).

В зарубежной прессе при обсуждении применения ААТ сейчас широко используется термин Sustainable Aviation Fuel (SAF), под которым в Международной организации гражданской авиации (ICAO) понимается перспективное устойчивое нефтяное ААТ, которое, помимо технических требований по обеспечению безопасности полётов, должно удовлетворять установленным критериям устойчивости его производства, учитывающих экологические, социально-экономические и другие последствия производства. Для получения такого статуса ААТ должно пройти специальную сертификацию с целью подтверждения его соответствия установленным критериям устойчивости.

Главной проблемой широкого применения SAF является его высокая цена (сегодня в среднем оно в 2–5 раз дороже САТ), неизбежно приводящая к повышению стоимости авиаперевозок и цен на авиабилеты (по оценкам экспертов, в среднем авиаперелёт может стать на 20% дороже).

Следующей проблемой является ограниченное предложение SAF в мире, недостаточность источников сырья.

Поскольку в России масштабное производство SAF пока является достаточно далекой перспективой, то ближне- и среднесрочной перспективой может стать применение устойчивого нефтяного авиационного топлива с низким (более низким, чем у САТ) углеродным сле-

дом (в ИКАО такие виды топлива называются LCAF – Low Carbon Aviation Fuel). В соответствии с одним из критериев устойчивости производства в CORSIA углеродный след у LCAF должен быть не менее чем на 10% меньше по сравнению с САТ. Более низкий углеродный след у LCAF достигается за счет использования технологий и передового опыта в области уменьшения эмиссии на этапах ЖЦ САТ до сжигания его в полёте, включая добычу нефти, её транспортировку на НПЗ, переработку нефти и транспортировку авиационного топлива на борт самолёта. Не последнюю роль в использовании LCAF в России играет и тип исходного сырья, его исходная углеродоемкость, которая считается у нас одной из самых низких в мире. Этот вид альтернативного топлива выгоден для стран, обладающих ресурсами легкодоступной нефти, в частности России, как инструмент монетизации её преимуществ с точки зрения углеродного следа. LCAF не отличается по физико-химическим свойствам от САТ, не требуются ни создание дополнительных мощностей для его транспортировки и хранения, ни специальной дополнительной технической сертификация для использования в авиационных двигателях.

В целом раннее применение LCAF в России на СПС помогло бы уменьшить эмиссию CO₂ гораздо быстрее, с заметно меньшими затратами и без непредвиденных негативных последствий.

Заключение

1. На основе системного подхода проанализированы различные аспекты общей задачи интеграции самолёта и силовой установки как одной из важнейших задач внешнего (концептуального) проектирования СУ и определён перечень вопросов для первоочередного решения на данном этапе работы.

2. Рассмотрена задача интеграции СУ и ЛА при формировании облика двигателя, выбора его проектных параметров, согласованных с основными проектными параметрами самолёта, по комплексу противоречивых многодисциплинарных критериев эффективности (целевых показателей), включающему лётно-технические, взлётно-посадочные и акустические характеристики самолёта.

3. Выполнено решение задачи по согласованию проектных параметров самолёта и двигателя, в результате которого выделено 2 альтернативных варианта СПС. При отсутствии требований к шуму СПС наиболее привлекательным является вариант с $R_0=10,5$ тс, $m=1,0$, $R_{кр\ max}/R_0=0,31$) с наибольшей дальностью полёта ~6000 км. При учете в процессе разработки СУ СГС требований норм по шуму наилучшим представляется вариант с $R_0=12$ тс, $m=2,7$, $R_{кр\ max}/R_0=0,3$ с меньшей дальностью полёта ~5300 км, но потенциально удовлетворяющий перспективным нормам по шуму при применении средств шумоглушения.

4. На следующих этапах исследования по формированию облика перспективного СПС необходимо, используя результаты экспериментов, оценить параметры звукового удара и возможности экранирования шума, произвести исследования с учетом оптимизации параметров крыла, рассмотреть различные варианты размещения двух, трёх и четырёх двигателей на ЛА, а также изучить целесообразность применения на СПС двигателей изменяемого цикла. Также целесообразно оценить экологическую и экономическую эффективность применения SAF и LCAF на СПС.

Литература:

1. Flight International. 2019, March 5–11. P. 34 – 36.
2. Интернет-ресурс: <https://www.spikeaerospace.com/about-spike-aerospace/>
3. Интернет-ресурс: <https://boomsupersonic.com/overture>
4. Raymond Castner, Stephanie Simerly, Michael Rankin. Supersonic Inlet Test for a Quiet Supersonic Transport Technology Demonstrator in the NASA Glenn 8- by 6-Foot Supersonic Wind Tunnel. NASA/TM—2018-219956.
5. Силовые установки в системе летательного аппарата: Интеграция двигателя и ЛА. Определение облика силовых установок. Гл. 2 под ред. О.Д. Селиванова в книге 1 Сборника статей «Научный вклад в создание авиационных двигателей». – М.: Машиностроение, 2000.

- С. 353-374 [Power plants in the aircraft system: Integration of the engine and aircraft. Determining the concept of power plants. Chapter 2 edited by O.D. Selivanov in book 1 of the Collection of papers "Scientific Contribution to the Design of Aircraft Engines". – Moscow: Mashinostroenie, 2000. P. 353-374 (in Russian)].
6. Интеграция силовой установки и летательного аппарата. Гл. 2.1 под ред. О.Д. Селиванова в томе 1 Сборника статей «ЦИАМ 2001-2005. Основные результаты научно-технической деятельности». – М.: ЦИАМ, 2005. С. 167-192 [Integration of the power plant and aircraft. Chapter 2.1 edited by O.D. Selivanov in volume 1 of the Collection of papers "CIAM 2001-2005. The Main Results of Scientific and Technical Activities." – М.: CIAM, 2005. P. 167-192 (in Russian)].
7. Нечаев Ю.Н., Селиванов О.Д. Выбор оптимальных параметров двигателей при формировании облика силовых установок. Гл. 2.2 в кн. Машиностроение. Энциклопедия. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. – М.: Машиностроение, 2010 г. – С. 157-174 [Yu.N. Nechaev, O.D. Selivanov, The choice of optimal engine parameters in the formation of the concept of power plants. Chapter 2.2 in the book: Mechanical Engineering. Encyclopedia. Vol. IV-21. Airplanes and Helicopters. Book 3. Aviation Engines. – Moscow: Mashinostroenie, 2010. – P. 157-174 (in Russian)].
8. Коровкин В.Д., Евстигнеев А.А. Программа расчета авиационного ГТД на этапе предварительного проектирования с использованием визуальных программных средств. – Тезисы докладов. Международная конференция «Авиационные технологии 2000». Жуковский, Московская область, Россия, 19-24 августа 1997 [V.D. Korovkin, A.A. Evstigneev, Program for calculating the aviation gas turbine engine at the stage of preliminary design using visual software. – Abstracts of the International Conference "Aviation Technologies 2000". Zhukovsky, Moscow region, Russia, August 19-24, 1997 (in Russian)].
9. Югов О.К., Селиванов О.Д. Основы интеграции самолёта и двигателя / Под общ. Ред. О. К. Югова. – М.: Машиностроение, 1989. – 304 с. [O.K. Yugov, O.D. Selivanov, Fundamentals of aircraft and engine integration / Under the general editorship of O.K. Yugov. – Moscow: Mashinostroenie, 1989. – 304 p. (in Russian)].
10. Авиационная акустика: в 2-х ч. Ч. 1. Шум на местности дозвуковых пассажирских самолетов и вертолетов / А.Г. Мунин, В.Ф. Самохин, Р.А. Шипов [и др.]. – М.: Машиностроение, 1986. – 248 с. [Aviation Acoustics: in 2 parts. Part 1. Environmental Noise of Subsonic Passenger Aircrafts and Helicopters / A.G. Munin, V.F. Samokhin, R.A. Shipov, et al. – Moscow: Mashinostroenie, 1986. – 248 p. (in Russian)].
11. Соболев И.М., Статников Р.Б. Выбор оптимальных параметров в задачах со многими критериями. М.: Наука, 1981 [I.M. Sobol, R.B. Statnikov, Choice of Optimal Parameters in Problems with Many Criteria. Moscow: Nauka, 1981 (in Russian)].

Об авторах:

СЕЛИВАНОВ Олег Дмитриевич, кандидат технических наук.

ФОКИН Даниил Борисович, начальник отдела «Оценка эффективности применения СУ на летательных аппаратах различного назначения», ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», +7 985 442-30-79; dbfokin@ciam.ru.

НЯГИН Павел Владимирович, инженер отдела «Оценка эффективности применения СУ на летательных аппаратах различного назначения», ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», +7 953 015-81-89; pvnnyagin@ciam.ru.

МИРЗОЯН Артур Амазаспович, начальник сектора отдела «Оценка эффективности применения СУ на летательных аппаратах различного назначения», ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова», +7 910 477-16-90; mirzoayan@ciam.ru.

ЕВСТИГНЕЕВ Александр Александрович, начальник сектора отделения «Авиационные двигатели», ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова»; aaevstigneev@ciam.ru.

Metadata:

Title: Problems of selecting the concept and parameters of the advanced supersonic passenger aircraft propulsion system during multidisciplinary integration of the propulsion system with the airframe.

Author 1: Oleg Dmitrievich Selivanov, ORCID ID - , Web of Science ResearcherID AAR-3157-2021.

Author 2: Daniil Borisovich Fokin, Central Institute of Aviation Motors, 2, Aviamotornaya Street, Moscow 111116, Russian Federation, dbfokin@ciam.ru, Web of Science ResearcherID – AAR-3230-2021. Head of the Department for Assessing the Efficiency of Applying Propulsion Systems in Aircraft for Various Purposes, CIAM named after I.P. Baranov.

Author 3: Pavel Vladimirovich Nyagin, Central Institute of Aviation Motors, 2, Aviamotornaya Street, Moscow 111116, Russian Federation, pvnyagin@ciam.ru. Engineer of the Department for Assessing the Efficiency of Applying Propulsion Systems in Aircraft for Various Purposes, CIAM named after I.P. Baranov.

Author 4: Artur Amazaspovich Mirzoyan, Central Institute of Aviation Motors, 2, Aviamotornaya Street, Moscow 111116, Russian Federation, mirzoyan@ciam.ru, ORCID ID 0000-0003-0663-9625, Scopus Author ID 55753878400. Sector Head at the Department for Assessing the Efficiency of Applying Propulsion Systems in Aircraft for Various Purposes, CIAM named after I.P. Baranov.

Author 5: Alexander Alexandrovich Evstigneev, Central Institute of Aviation Motors, 2, Aviamotornaya Street, Moscow 111116, Russian Federation, aaevstigneev@ciam.ru, Scopus Author ID 55247845700. Sector Head at the Division of Aircraft Engines, CIAM named after I.P. Baranov.

Abstract: The paper describes the concept formation and selection of the parameters of the propulsion system of an advanced supersonic passenger aircraft with a take-off weight of ~ 80 tons based on a multidisciplinary approach with an assessment of the main target indicators of the aircraft. The solution of the problem was carried out using a set of mathematical models which provide the calculation of the parameters of the engine, propulsion system, aircraft, as well as the flight, take-off and landing, and acoustic characteristics. The vector of rational solutions is presented in the form of a set of Pareto optimal options, from which several of the most preferable ones are selected.

Keywords: propulsion system, supersonic passenger aircraft, optimization, mathematical model.