

Перспективы развития современных сверхзвуковых пассажирских самолетов

© Н.И. Сидняев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Изложены основы сверхзвуковой динамики пассажирских самолетов. Даны основные сведения о конструкциях и технических характеристиках, рассмотрены типовые параметры сверхзвуковых пассажирских самолетов и освещены основные вопросы их проектирования. Представлены облики перспективных сверхзвуковых самолетов, обладающих конкурентным преимуществом за счет лучших технико-экономических, эксплуатационных и экологических показателей. Рассмотрены ключевые направления в обеспечении разработки отечественных сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) следующего поколения, включающего в себя передовые научно-технические решения. Постулируется, что приемлемые экологические характеристики СПС нового поколения необходимы в связи с существенным ужесточением национальных и международных требований к экологическим характеристикам самолетов гражданской авиации, а именно в контексте проблемы минимизации вредного воздействия СПС на окружающую среду. Рассмотрены пути обеспечения допустимого уровня звукового удара при полете на сверхзвуковой крейсерской скорости, соблюдение норм по шуму в районе аэропорта и вредных эмиссий в атмосферу, что требует поиска новых технических решений, комплексного анализа и выбора наиболее рациональных вариантов аэродинамической схемы планера СПС и его силовой установки. Проанализированы научно-исследовательские и проектно-конструкторские работы, выполняемые по сверхзвуковой тематике в Российской Федерации и за рубежом. Рассмотрена экономическая эффективность эксплуатации самолетов гражданского назначения с перспективой полета на сверхзвуковой скорости. Показаны сложности проектирования сверхзвукового пассажирского самолета. Отмечены противоречия, возникающие при проектировании, а именно, что выбор правильной модели для авиационной промышленности играет важную роль и в большинстве случаев становится основой для принятия подхода к решению той или иной задачи.

Ключевые слова: сверхзвук, авиалайнер, крыло, конструкция, реактивный двигатель, проектирование, аэродинамические характеристики

Введение. Развитие летательных аппаратов (ЛА), связанное с переходом на реактивные двигатели и достижением скоростей, приближающихся к звуковым, привело к соответствующим изменениям внешней формы самолетов, в том числе и пассажирских [1–3]. На протяжении многих лет становления авиации была возможность убедиться в том, что на темпы развития ЛА влияет совершенствование двигателей и многообразного комплекса оборудования, включая электро- и радиоаппаратуру ЛА.

Особенно тесно конструкция летательного аппарата связана с конструкцией двигателя, от характеристик которого зависят летные

данные системы аппарат — двигатель. Очевидно, что требования к развитию ЛА, обусловленные нуждами экономики и обеспечением обороноспособности России, определяли также совершенствование силовых установок и оборудования. Все нарастающие темпы развития науки, техники и производственных процессов в целом открывают перед авиацией широкие перспективы.

Основные направления, определявшие развитие ЛА в прошлом, — борьба за увеличение скорости, высоты и дальности полета — остаются руководством к действию и в будущем. Однако в последнее время появились и новые требования, особенно к значению диапазона скоростей, которые обусловили рождение новых направлений развития авиации. Предположения, что такие основные в прошлом ЛА, как пилотируемые людьми самолеты, отжили свой век и должны уступить место беспилотным аппаратам, малообоснованны. Летательные аппараты всех типов, как пилотируемые, так и беспилотные, независимо от типа двигателя и схемы способны к развитию и имеют перспективы для этого. Но несомненно, что ЛА отдельных классов в связи с особенностями их двигателей будут использовать в разных областях. Следует отметить, что тяга P является одной из главных характеристик, определяющих летные свойства аппарата в зависимости от параметров двигателя.

Вес дозвуковых самолетов, как правило, более чем вдвое превышает вес сверхзвуковых машин, потому что у истребителей рост тяговооруженности был обеспечен значительно более высокими темпами нарастания тяги двигателей, чем увеличением веса, а бомбардировщики находились в менее выгодных условиях: для них рост тяговооруженности определялся только снижением веса, так как повышение тяги двигателей было непропорционально возрастанию веса самолетов.

Наметилась тенденция к снижению веса и истребителей, но развитие самолетов предшествующих типов не предоставляет таких возможностей. Для обеспечения прогресса требуется создание легкого скоростного пассажирского самолета нового класса с весом втрое-вчетверо меньшим, чем у так называемых всепогодных истребителей [4, 5]. За числами Маха около 3,0 смыкается область использования пилотируемых истребителей с областью применения бомбардировщиков с беспилотными аппаратами, в основном ракет класса воздух — воздух, земля — воздух и земля — земля [6–10].

Скоростным самолетам выпуска 1955–1975 гг. необходимы для взлета и посадки значительные по размерам и стоимости аэродромы, что помимо экономического фактора (дороговизны) приводило к снижению мобильности военно-воздушных сил и резко сокращало возможности взаимодействия с наземными частями [11–16]. Поэтому

начались изыскания таких схем и конструкций ЛА, которым бы требовалась резко сокращенная взлетно-посадочная полоса. Наряду с самолетами, вертолетами и ракетными аппаратами классической схемы стали развиваться всевозможные комбинации ЛА этих основных типов и появились их новые конструктивные формы, вплоть до бескрылых [17–24]. Границы развития машины каждого типа тесно связаны с особенностями двигателей, свойства которых, как было отмечено выше, главным образом и определяют возможности ЛА.

Характерным показателем для двигателей, от величины которых зависит область целесообразного использования силовых установок разных типов, является коэффициент весовой эффективности — отношение суммы веса двигателя и топлива, потребного для полета с заданной продолжительностью, к произведению свободной тяги на время полета [25–32]. Под свободной тягой понимается разность тяги двигателя и тяги, потребной для продвижения самого двигателя и топлива. Чем ниже значение этого коэффициента для двигателя, тем выгоднее его применять для заданных условий полета.

Следует отметить, что даже в дозвуковой области ракетный двигатель при малой длительности полета конкурентоспособен с прочими двигателями [33–36]. Он превосходит их при полете «на газе» в течение 15 с и уступает турбореактивному двигателю (ТРД) лишь при длительности полета, превышающей 1 мин. В сверхзвуковой области, при $M = 2,0$, лучше всех остальных проявляет себя прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД) [37–42]. Что же касается жидкостно-реактивного двигателя (ЖРД), то, уступая газотурбинному воздушно-реактивному двигателю (ГТВРД) на всем диапазоне времени полета, он выгоднее, чем ТРД, при продолжительности полета менее 2 мин.

Преимущества ПВРД при полете с большими сверхзвуковыми скоростями на дальность сказываются особенно ощутимо. Оптимальное использование ТРД соответствует на современном уровне числу Маха $M = 2,5$, но и свыше этого значения дальность продолжает возрастать, хотя уже при числе $M > 2,3$ выгоднее по дальности оказываются самолеты с ПВРД. Так, при полете в воздушной среде ЛА с ЖРД даже при числах $M > 6$ уступают самолетам с воздушно-реактивным двигателем (ВРД), и при $M > 2,3$ самолеты с ПВРД также выгоднее, чем с ТРД. Заметим еще раз, что установка на ЛА только ПВРД не обеспечивает ему автономности взлета, поэтому с этим двигателем сочетают либо ЖРД (или ракетный двигатель на твердом топливе), либо ТРД. Из-за больших удельных расходов топлива ракетными двигателями комбинация ПВРД с ракетным двигателем не обеспечивает большой продолжительности полета.

Сочетание ПВРД и ТРД более выгодно, так как это дает возможность осуществлять на ЛА длительный сверхзвуковой полет. Такой

комбинированный двигатель устанавливать целесообразнее, чем ТРД с форсажной камерой, которому свойственно существенное снижение КПД при числах $M > 2,0$, в то время как КПД комбинированного двигателя продолжает нарастать и при более высоких значениях M . К тому же если учесть, что мидель комбинированного двигателя ПВРД+ТРД меньше, чем у ТРД с форсажной камерой (для тех же конечных условий по величине потребной тяги), то станет понятно, насколько перспективны самолеты и другие ЛА с подобными комбинированными двигателями. Выгода сочетания ПВРД и ТРД в одном агрегате делает в известной мере перспективной и схему колеоптера (Coleopter), самолета вертикальных взлета и посадки, в которой диффузором прямооточного двигателя может служить кольцевое крыло.

Цель представленного исследования — обзор и анализ современного состояния сверхзвуковой авиации в плане создания экологичного и экономичного сверхзвукового пассажирского самолета с низким уровнем шума и минимальным количеством выбросов вредных веществ.

Современное развитие сверхзвуковой транспортной авиации.

Центральными задачами развития самолетостроения остаются борьба за безопасность полета и всемерное улучшение экономических показателей [7–10], но при решении этих задач в новых условиях полета с высокими скоростями, в частности со сверхзвуковыми, требуется искать новые подходы. Например, если рост крейсерской скорости транспортного самолета с приближением к транзвуковой зоне ухудшает его экономические показатели, то в сверхзвуковой области, как это показывают соответствующие исследования, по мере увеличения числа M полета, вплоть до диапазона значений $M = 2,5–3,0$, эти показатели улучшаются.

Предполагается, что существенное улучшение летных характеристик ЛА, особенно по критерию дальности, обеспечит внедрение в практику атомных двигателей. Не вдаваясь в детали возможного устройства последних, следует отметить, что такие двигатели могут отдавать энергию на винт реактивного действия. В скоростных самолетах, очевидно, найдут применение ядерно-реактивные двигатели. Проекты атомных самолетов позволяют представить, что внешне они будут несущественно отличаться от обычных самолетов. Вероятно, у них будет увеличена длина фюзеляжа, а реактор, скорее всего, будет размещен как можно дальше от кабин с людьми. Применение атомной энергии открывает возможности для создания ионных, фотонных и подобных им двигателей, способных обеспечить длительный полет в космосе.

Среди существующих в наши дни двигателей полет на высотах, превышающих 60...90 км в сильно разреженном воздухе, и за пределами атмосферы обеспечивает только ракетный двигатель. Опыт

запуска искусственных спутников Земли и космических кораблей дает возможность судить о тех направлениях в развитии ЛА, которые обеспечили человеку выход в космическое пространство и открыли пути для полетов на другие планеты. Обещающими являются направления, связанные с применением роторов (винтов) в кожухах, а также ветвь бескрылых самолетов. Предполагается развитие и сверхскоростных ЛА — крылатых и бескрылых, которые, на основе принципа реактивного движения, обеспечат вертикальные взлет и посадку, позволяющие избежать недопустимого нагрева несущих поверхностей.

Следует отметить, что с развитием авиации возрастала насыщенность самолетов оборудованием и усложнение последнего [5–8], причем особенно это относится к беспилотным самолетам. Для перехода к большим околозвуковым (до- и сверхзвуковым) скоростям потребовалось решить ряд специфических задач, например, борьбы с высокими температурами на поверхности самолета. С развитием реактивной авиации приходится разрешать все новые и новые проблемы, связанные с такими областями авиационной техники, как аэродинамика, прочность, авиационное материаловедение, двигателестроение, технологии и др.

Повышение скорости полета самолетов в плотных слоях атмосферы в соответствии с числом M выше 3,0 существенно затрудняется из-за кинетического нагрева. Этим обстоятельством в значительной мере можно объяснить то разграничение областей применения самолетов и ракет, которое сложилось в настоящее время. Причем нельзя упускать из виду и ограничения, обусловленные требованиями достаточных значений подъемной силы и прочности. Кроме того, определены границы той области, в которой установлено значение аэродинамической подъемной силы, недостаточной для горизонтального полета машины, и области, в которой в результате кинетического нагрева температура на поверхности ЛА превосходит 1200 °С. Возможности самолетов со всей гаммой используемых на них двигателей реализуются лишь в небольшой области, лежащей в зоне между первой и второй космическими скоростями и соответствующей возможностям полета искусственных спутников Земли и космических ракет.

Совершенствование материалов и конструкций оболочек, систематические работы по повышению эффективности химических топлив, по созданию ракетных двигателей, использующих ядерную энергию, электрических ракетных двигателей, служат основой дальнейшего развития космических ЛА. Решается широкий спектр как общих задач, так и многочисленных частных проблем, возникающих при создании таких ЛА, открывающих большие перспективы. В этом залог успеха будущих достижений во всех областях авиационной техники.

Следует признать, что англичане первыми начали более плотно проводить исследования в этой области в 1956 г., когда министерство снабжения создало комитет по сверхзвуковым транспортным самолетам, в котором объединились девять крупнейших предприятий авиационной отрасли. Работа этого комитета сначала базировалась на военных образцах. В начале 1960-х годов работы начались и во Франции, а в 1962 г. правительства этих стран объединили свои усилия: появился проект сверхзвукового пассажирского самолета (СПС) Concorde (в переводе означает «согласие»), схема которого приведена на рис. 1. Тактико-технические характеристики самолета Concorde приведены ниже:

- при взлете и посадке носовая часть фюзеляжа отклонялась вниз на $12,5^\circ$ для улучшения обзора из кабины;
- треугольное крыло с непрерывно меняющимся по размаху углом стреловидности от очень большого у корня ($75\dots 85^\circ$) до средних значений в концевой части ($50\dots 65^\circ$);
- крейсерская скорость 2640 км/ч;
- устанавливались двигатели Rolls-Royce/SNECMA/Olympus 593/Mrk 610 turbojet.

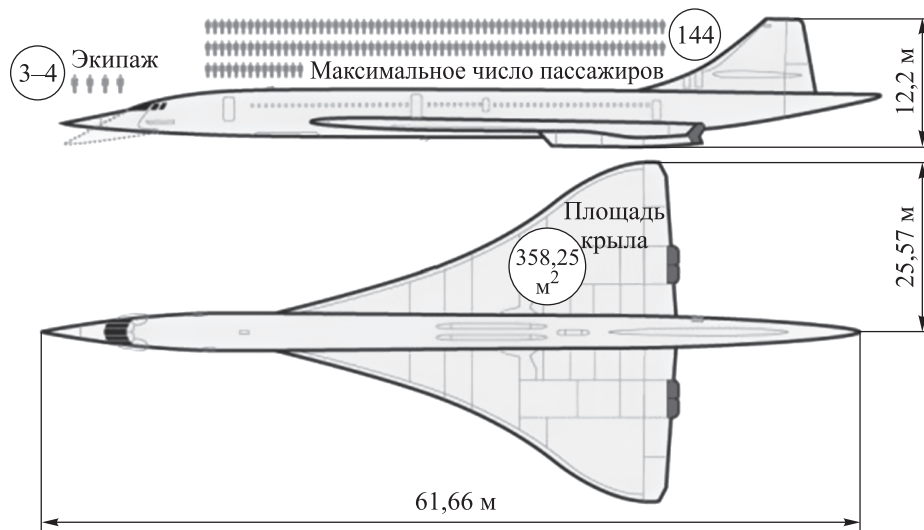


Рис. 1. Схема сверхзвукового пассажирского самолета Concorde

Подобное содружество тогда вообще возникало часто — западные союзники начали сотрудничать в сфере авиации и флота еще во время Второй мировой войны. Достаточно сказать, что на подводном флоте Великобритании до сих пор используются баллистические ракеты производства США. Однако в США пошли своим путем: там разработкой сверхзвукового самолета занялась компания Boeing — согласно проекту, самолет Boeing 2707 должен был иметь скорость 3000 км/ч и перевозить 300 пассажиров.

К разработкам таких самолетов СССР подключился позже всех, исследования проводили с оглядкой на демонстрировавшиеся на выставках английские и французские образцы, что вылилось в 1962 г. в постановление ЦК и Совета Министров Союза ССР «О создании ОКБ А.Н. Туполева СПС Ту-144 с четырьмя реактивными двигателями и о постройке партии таких самолетов».

Здесь необходимо подробнее остановиться на испытаниях самолета Concorde на дальность полета и на выносливость двигателя. Например, выдача удостоверения годности к полетам самолета Concorde, согласно стандартам ТСС (транспортных сверхзвуковых самолетов), была связана с достаточным числом полетов, осуществленных авиакомпаниями при различных массах, высотах, разнообразных климатических и температурных условиях. Кроме того, результаты исследований на дальность полета позволяли разрешить следующие проблемы: подготовку экипажа и снаряжения на земле, степень подготовленности экипажа в полет, опробование программ обслуживания, оценку обслуживания пассажиров на земле и в полете.

С 28 мая по 13 сентября 1975 г. демонстрационные самолеты осуществили 255 полетов общей продолжительностью 756 ч, из них 690 ч чисто летного времени, причем 467 ч полеты выполнялись со сверхзвуковой скоростью. В период полетов на продолжительность ежедневный налет «Конкорда» равнялся примерно 5 ч в день. Со времени введения в эксплуатацию этого самолета на регулярных авиалиниях его ежедневный налет составлял около 2 ч в день. Результаты полетов на продолжительность оставались более эффективными, чем результаты эксплуатации в авиакомпаниях до самого конца 1976 г., после чего наступал период, когда интенсификация воздушных сообщений с Северной Америкой позволяла достигнуть ежедневной 5-часовой эксплуатации каждого самолета Concorde.

Кроме результатов, достигнутых демонстрационными самолетами № 3 и № 4 (табл. 1), необходимо также отметить и участие демонстрационных самолетов № 1 и № 2 в программе на продолжительность полетов. Эти самолеты послужили в основном для подготовки и обучения пилотов авиакомпании Air France и British Airways, а также для демонстрационных полетов в европейские аэропорты. Демонстрационные самолеты № 1 и № 2 налетали в общей сложности по программе, а продолжительность полетов составила 288 ч. Летно-технические характеристики этих самолетов (см. табл. 1) соответствуют серийным машинам:

Максимальная масса при взлете / посадке, т	181,5 / 111,2
Коммерческая нагрузка, тс	10,9
Длина × высота, м	61,66 × 12,20
Ширина (размах крыльев), м	25,56

Вес самолетов Concorde, поступивших в эксплуатацию

Характеристика	Самолет Concorde				
	№ 3	№ 4	№ 5	№ 6	№ 7
Численность пассажиров, чел.	72	94	100	100	100
Вес:					
пустого самолета, тс	76,461	76,526	76,267	76,495	76,061
стандартного оборудования, кгс	750	736	750	736	750
экспериментального оборудования, кгс	1932	552	–	–	–
экипажа, кгс	1116	1068	749	876	749
станции управления, кгс	953	1212	1064	1434	1064
оснащенного самолета, тс	81,212	81,094	78,830	79,511	78,327
бортового комплекта и запасных частей, кгс	912	956	–	–	–
самолета при выполнении программы на продолжительность полета, тс	82,124	82,050	81,950	81,920	81,890

Самолет № 3, предназначенный для компании Air France, в период выполнения программы на продолжительность полетов был оснащен оборудованием для проверки до 72 пассажиров. На самолете № 4, предназначенном для авиакомпании British Airways, аппаратура для проведения исследований в полете была значительно сокращена, что позволило довести численность пассажиров до 94 человек. Самолеты, поступившие в эксплуатацию, имеют 100 пассажирских мест. Анализ данных табл. 1 показывает, что масса пустого самолета уменьшается в нечетном ряду, что обусловлено расширенным применением титана на самолетах последующих разрядов.

В период испытаний на продолжительность полета на самолетах находился бортовой комплект инструментов и запасных частей, вес которого в совокупности с оборудованием для проведения экспериментов в полете и весом пассажиров соответствует коммерческой нагрузке в пределах 9,525...9,980 тс. Что касается выбора маршрутов, то самолет № 3 выполнял полеты по пяти маршрутам: Париж — Рио-де-Жанейро, Париж — Каракас, Париж — Гандер, Средиземноморье и районы Северной Атлантики. База технического обслуживания самолета № 3 находилась в аэропорту Руасси (Шарль-де-Голь), Франция. Самолет № 4 выполнял полеты по более сложной трассе: Лондон — Бахрейн — Сингапур — Мельбурн. Базы его техобслуживания размещались последовательно в аэропортах Бахрейна, Сингапура и Лондона. Самолет № 4 осуществлял также перелет Лондон — Гандер (Канада), совершая по два полета туда и обратно в один и тот же

день. Рейсы Европа — Гандер являлись имитацией перелета Европа — Нью-Йорк. Анализ полетов выявил, что самолет Concorde достиг поставленной цели, т. е. обслуживания регулярной авиалинии Париж — Нью-Йорк с коммерческой нагрузкой в 9,071 тс при скорости полета, соответствующей $M = 2$. В табл. 2 показан средний расход горючего этим самолетом на характерных этапах полетов. в частности, на линии Лиссабон — Каракас протяженностью 3600 морских миль. В ходе 12 полетов расход горючего изменялся незначительно.

Таблица 2

Технические характеристики сверхзвукового самолета Concorde

Характеристика	Маршрут					
	Париж — Дакар	Дакар — Рио-де- Жанейро	Рио-де- Жанейро — Дакар	Дакар — Париж	Лисса- бон — Каракас	Кара- кас — Лисса- бон
Число полетов	15	15	15	15	12	12
Среднее расстояние, км	2533	2823	2777	2491	3550	3608
Средняя масса, т: при посадке при взлете	104,338 163,013	103,278 166,814	105,447 167,067	102,077 158,917	99,613 180,379	97,832 177,825
Средняя потребность в горючем, т	55,181	58,329	58,423	49,450	77,458	75,950
Отклонение расхода горючего, кг	1046	944	1449	826	426	473

Изменения силы и направления ветра, а также температуры на крейсерской высоте полета Concorde были незначительны. Зарегистрированные отклонения в расходе топлива происходят в дозвуковой фазе полета, где Concorde ведет себя, как и любой другой самолет, и обнаруживает такую же чувствительность к ветрам. Изменения времени полета также незначительны по сравнению со стандартным отклонением примерно 3 мин на маршруте Париж — Дакар, Дакар — Рио-де-Жанейро, Лондон — Гандер и Гандер — Лондон.

При анализе характера полета выявляются различные технические усовершенствования, используемые в методике проведения экспериментов на продолжительность полетов и выносливость двигателей:

- полет с горизонтальными этапами маршрута (Рио-де-Жанейро — Дакар: маршрут 147);
- полет без горизонтальных этапов в дозвуковом режиме в начале и конце пути на трассе Лиссабон — Каракас (3630 морских миль);

– полет над Средиземноморьем (маршрут 111) с горизонтальным этапом в дозвуковом режиме в начале и конце пути;

– полет над Северной Атлантикой (Париж — Париж: маршрут 112) горизонтально, что позволяло ликвидировать 10-минутное опережение перед входом в зону аэропорта.

Запасы горючего складываются из расходных запасов и резерва, установленного правилами. Это топливо необходимо для того, чтобы покрыть все непредвиденные в плане полета случаи, которые могут произойти на трассе (отклонение от курса, ошибка в прогнозе ветров и температур, изменение крейсерской высоты или крейсерской скорости). Например, на крейсерской высоте изменения ветра и температуры у Concorde менее значительны, чем на высотах в дозвуковом режиме. Однако этот самолет менее чувствителен к воздействию ветра из-за высокой скорости. Кроме того, статистические исследования показали, что Concorde мог иметь меньше расходных запасов топлива, чем принято на дозвуковых самолетах. В период выполнения программы на выносливость двигателей и продолжительность полета были утверждены две нормы резерва:

– норма резерва топлива, основанная на изучении статистических данных и связанная с конкретным маршрутом (она изменялась в пределах 1,4 % на маршруте Лиссабон — Каракас до 2,6 % общего запаса горючего на маршруте Париж — Лиссабон);

– норма резерва топлива, заранее обусловленная для всех маршрутов для самолета № 4, составила 3500 кг горючего (см. табл. 2).

Еще рассматривались регламентные резервы (рекомендация ИКАО) — количество горючего, которое должно покрыть нахождение в зоне ожидания и подход к аэродрому (заход на посадку). Это горючее распределяется следующим образом:

– для нахождения в зоне ожидания в течение 30 мин;

– для взлета и выполнения полета до запасного аэропорта в случае отклонения от курса;

– для захода на посадку по приборам и выполнение посадки в запасном аэропорте в случае отклонения от курса.

Исследование обычного порядка нахождения самолета в зоне ожидания, порядка захода на посадку, а также его теоретическое изучение на моделирующем устройстве совместно с Евроконтролем позволили совершенствовать технику захода на посадку. Обеспечение полетов Concorde на этих этапах не вызывало сложности для службы УВД. Два отклонения от маршрута были включены в программу испытаний на продолжительность полета и выносливость двигателей. Первое отклонение было осуществлено в процессе снижения над Лиссабоном с выходом на Фару. Самолет был продемонстрирован в Фару на заключительном этапе полета в 3680 морских миль (запас

горючего 10 000 кг). Второе отклонение на Кюрасао (175 морских миль от Каракаса) было осуществлено после входа в зону и захода на посадку в аэропорту Каракаса. Concorde был продемонстрирован в Кюрасао по окончании полета в 3760 морских миль (запас топлива — 7300 кг).

Важным фактором в эксплуатации самолета Concorde является уменьшение воздействия звукового удара на земле. Для контроля этого воздействия одна станция регистрации была размещена на западном побережье Франции для регистрации прилета самолетов в парижские аэропорты и отлета из них по авиалиниям Париж — Южная Америка, другая — на авиатрассе в проливе, ограниченном с севера островами Антигуа и Монтсеррат, а с юга — Гваделупой. В этом районе Concorde летал на сверхзвуковой крейсерской скорости на максимальной высоте 15 240 м. В таких условиях шумовой след немного превышает ширину пролива, поэтому острова Гваделупа и Монтсеррат частично находились под воздействием звукового удара. Были предприняты меры, для того чтобы определять избыточное давление на протяжении всей трассы.

Станции регистрации были также расположены в Италии (для контролирования маршрутов на Средний Восток) и в зоне Ла-Манша (для контроля прилетов и отлетов в Северную Атлантику). Австралийское правительство разместило пункты контроля на материке и на острове Кенгуру. Эти станции позволили австралийскому правительству уточнить разницу коридора для полета в сверхзвуковом режиме над австралийской пустыней. Опрос населения показал, что звуковой удар был слышен, но к каким-либо последствиям не привел. В период отлетов из Франции организация наблюдения за сверхзвуковым ускорением позволила четко контролировать звуковой удар, но никакого избыточного давления зарегистрировано не было. При возвращении самолета во Францию избыточные давления, зарегистрированные в Нуармутье, были достаточно слабыми — $p = 50 \text{ Н/м}^2$, за исключением одного полета (№ 57), при котором из-за ошибки в навигации в Нуармутье было зарегистрировано избыточное давление 105 Н/м^2 . В целом результаты подтвердили, что предусмотренные меры позволили избежать воздействия звукового удара на населенные районы при прохождении звукового барьера.

В период испытаний на продолжительность полета и выносливость двигателей Concorde показал высокую техническую надежность, сопоставимую с технической надежностью широкофюзеляжных самолетов после их поступления в эксплуатацию. На 255 вылетов было зарегистрировано 26 опозданий более чем на 15 мин, что составляет техническую надежность 90 %. Такая же надежность сохранилась и после поступления Concorde в эксплуатацию. После трех месяцев эксплуатации, т. е. к 8 апреля 1976 г., техническая

надежность этих самолетов достигла 95 %, в то время как в идентичных условиях у самолета Boeing 747 она составляла только 88 %.

В период полетов на продолжительность коэффициент аварийности составил 0,9 на 1 ч полета: например, это 0,731 для самолетов Boeing 747, 0,677 — для Airbus 300, 0,533 — для Concorde. Можно заметить, что из-за гораздо большей скорости самолета Concorde его коэффициент аварийности на 1 км полета меньше, чем у Boeing 747 и Airbus 300.

Программа на продолжительность полета и выносливость двигателей характеризуется более благоприятными результатами, чем предполагалось. Здесь освещены лишь некоторые аспекты. Программа позволила изучить технические данные самолета, ввести в действие систему техобслуживания, проверить и окончательно утвердить минимальное количество снаряжения и его зависимость от численности пассажиров. Завершение исследовательской программы и получение свидетельства о летной годности самолетом Concorde открыли перспективы для его коммерческой эксплуатации. Первые результаты были следующие: к 27 мая 1976 г. пять самолетов, поставленные авиакомпаниям British Airways и Air France, имели суммарный налет 798 ч за 255 полетов. Продолжительность ежедневной коммерческой эксплуатации равнялась 1 ч 25 мин при технической надежности 92,54 %. Были выполнены маршруты (частота рейсов/дней): Париж — Рио-де-Жанейро (2/5), причем обратные полеты из Рио-де-Жанейро проходили в ночных условиях; Париж — Каракас (1/7), Париж — Вашингтон (3/7), Лондон — Бахрейн (2/7), Лондон — Вашингтон (2/7). Время полета на этих маршрутах Concorde сокращал примерно на 50 % по сравнению с дозвуковыми самолетам. Возможно, еще рано говорить о выгоде, принесенной Concorde, но следует отметить, что коэффициент загрузки у авиакомпаний Air France на линии Париж — Рио-де-Жанейро был более 70 %, в то время как на «менее привлекательной» авиалинии Лондон — Бахрейн численность пассажиров в среднем не превышала 40 человек за полет.

Конструктивные особенности современных сверхзвуковых транспортных самолетов. Характерными чертами современных самолетов являются стреловидность крыла, воздухозаборники значительных размеров, шасси с носовым колесом (высокое по отношению к крылу), а также размещение горизонтального оперения. Переход к сверхзвуковым скоростям был ознаменован дальнейшими изменениями в схемах самолетов. Начали широко применять самолет с треугольным крылом, нередко типа «безхвостки», т. е. без горизонтального оперения. Намечается также возврат к прямому крылу, но с профилем очень малой толщины. Для самолетов сверхзвуковых скоростей характерна относительно малая площадь крыльев, что придает своеобразие внешнему виду сверхзвуковых пассажирских самолетов.

Наряду с совершенствованием принятых в эксплуатацию типов самолетов осуществляются широкое экспериментальное производство СПС и поиск новых схем. Так, в начале 2021 г. в пустыне Мохаве (шт. Калифорния, США) началась испытательная программа демонстратора технологий Boom XB-1, будущего СПС Boom Overture на 75 мест с предполагаемой скоростью, соответствующей числу $M = 2,2$. Демонстрационная машина XB-1 представляет собой модель в масштабе 1:3, ее длина — 18,7 м, размах крыла — 6,4 м. Крыло СПС XB-1, выполненное из современных композитных материалов, смонтировано в верхней части фюзеляжа. Демонстрационная модель XB-1 оснащена тремя двигателями. Один из них расположен в верхней части фюзеляжа перед зоной хвостового оперения, два других установлены под крылом. Для того чтобы выдерживать при касании взлетно-посадочной полосы вертикальную скорость более чем 4 м/с, носовая стойка шасси усилена. Основные стойки шасси выполнены из титана, так как они должны выдерживать ударные нагрузки в 50,8 тс. Двигатели General Electric J85 развивают общую тягу 5,6 тс. Плоские нерегулируемые воздухозаборники смонтированы под крылом, вплотную к фюзеляжу. Предполагается, что СПС Overture будет иметь регулируемые воздухозаборники, а их гондолы будут больше разнесены под крылом. Воздухозаборник среднего двигателя предполагается выполнить двухканальным, с клиновидным центральным телом. Кроме того, в отличие от демонстрационной модели XB-1, СПС Overture не будет оснащен стабилизатором. Хвостовой конус у него будет значительно выступать за заднюю кромку руля направления, а треугольное крыло будет более развитым, с наплывами. Скорость при заходе на посадку у самолета XB-1 оценивается в 143 км/ч.

Предполагается, что самолет Overture на сверхзвуковой скорости будет летать только над океанами, где уровень шума не беспокоит население. И все же, чтобы не нанести вреда окружающей среде, компания Boom работает над тем, чтобы уровень шума при взлете и посадке самолета соответствовал стандартам раздела 14 ИКАО (главы 5 FAA). Предполагается также, что перспективный СПС будет соответствовать новым стандартам FAA для сверхзвуковых самолетов, известных под названием «Сверхзвуковой уровень (SSL 1)» и рассчитанных на самолеты, чья взлетная масса не превышает 68 т, а максимальная крейсерская скорость соответствует числу $M = 1,8$.

В 2019 г. руководство компании Boom подписало договор о сотрудничестве с компанией Prometheus Fuels на поставку топлива с нейтральным уровнем эмиссии для СПС XB-1. При производстве такого топлива применяется технология прямого улавливания диоксида углерода из воздуха (Direct Air Capture, DAC). Проблема здесь заключается в отсутствии возможности до сих пор получать CO_2 в промышленных масштабах, но она должна быть решена в ближайшее время.

Двигатель для самолета ХВ-1 пока не выбран, однако специалисты компании Boom склоняются к бесфорсажному ТРДД со средней степенью двухконтурности. В июле 2020 г. стало известно, что между компаниями Boom и Rolls-Royce подписан договор о намерениях для изучения возможности интеграции силовой установки Rolls-Royce в перспективный сверхзвуковой авиалайнер Overture. Уже известны первые заказчики самолетов Overture: японский авиаперевозчик Japan Airlines (предварительный заказ на поставку 20 СПС Overture) и британская фирма Virgin Atlantic (10 СПС этого типа).

Малоизвестная американская компания-стартап Exosonic ведет разработку СПС на 50–70 мест. Предполагаемая скорость данного СПС соответствует числу $M = 1,8$, дальность — 9260 км. Самолет будет оснащен двумя двигателями, он, как утверждают в компании Exosonic, сможет летать на сверхзвуковой скорости над сушей. Выпуск первого сертифицированного СПС запланирован на 2030-е годы. График программы включает в себя создание уменьшенной модели для оценки расчетной шумности разрабатываемого СПС, создание полноценной пилотируемой демонстрационной модели и последующего прототипа. Выкатка уменьшенной модели должна состояться в 2025 г.

В начале августа 2020 г. руководство компании Virgin Galactic представило общественности изображения концептуального облика СПС Max 3, рассчитанного на 9–19 пассажиров при рабочем потолке полета 18,3 км. Самолет предназначен для выполнения ряда задач, включая перевозку пассажиров по дальним коммерческим маршрутам. Тогда же компания сообщила о подписании меморандума о взаимопонимании с компанией Rolls-Royce, предполагающего совместную разработку технологий силовой установки для этого перспективного СПС. Несколько ранее в Центре разрабатываемых концепций и инновационных идей FAA (FAA Center for Emerging Concepts and Innovation) успешно прошло рассмотрение этой концепции, в процессе которого были очерчены рамки сертификации самолета Max 3.

Следующая сверхзвуковая авиационная платформа — самолет деловой авиации A52 компании Aerion. Его длина — 52 м, высота — 6,7 м, размах крыла — 23 м. Дозвуковая крейсерская скорость СПС A82 соответствует числу $M = 0,85$, на сверхзвуковом режиме это значение увеличивается до числа $M = 1,4$. Дальность самолета составляет 7780 км. Самолет A82 сможет совершать полеты на сверхзвуковой скорости над сушей благодаря использованию технологии «безударного полета на крейсерском режиме» (Boomless Cruise technology). В результате применения этой технологии уменьшается звуковой удар, однако ограничивается скорость самолета до соответствующей числу $M = 1,2$. В настоящее время руководство компании Aerion изыскивает возможности сертифицировать данную технологию.

Программа создания СПС А82 была анонсирована в 2014 г. Изначально планировалось, что этот самолет получит два ТРДД с малой степенью двухконтурности Pratt&Whitney JT8D. Однако в 2020 г. ИКАО выпустила новые стандарты шумности, согласно которым двигатели с малой степенью двухконтурности признавались слишком шумными на взлете. Сверхзвуковой пассажирский самолет А82 был перепроектирован под установку трех двигателей — бесфорсажных ТРДД GE Affinity тягой 8100 кг каждый. Предполагается, что топливо для самолета А82 будет синтетическим с нейтральным уровнем эмиссии. Особенностью этого самолета можно назвать крыло с естественным невозмущенным ламинарным обтеканием. По расчетам, использование вышеназванной технологии снизит суммарное сопротивление самолета на 20 %, а также уменьшит количество сжигаемого топлива, увеличив его дальность. Длина салона самолета А82 составляет 9,1 м, высота — 1,9 м, ширина — 2,2 м, пассажироместимость — от 8 до 11 человек, не считая двух пилотов. Предполагается установка мягких кресел с откидывающейся спинкой и диванов, которые можно использовать в качестве спальных мест.

Еще до конца 2020 г. в г. Мельбурне (шт. Флорида, США) было начато строительство производственных мощностей компании Aerion — Aerion Park. Запуск в производства первого самолета А82 намечен на 2023 г., его первый полет планируется осуществить в 2025 г. В эксплуатацию СПС А82 должен вступить в 2027 г. На сегодня единственный заказчик самолета этого типа — компания Flexjet, разместившая твердый заказ на 20 СПС А82 общей стоимостью 2,4 млрд долл.

Сверхзвуковые самолеты, предназначенные для перевозок первых лиц государства, разрабатывают компании Boom Supersonic, Exosonic и Hermaesus, причем НИОКР финансируют ВВС США в рамках контрактов, заключенных в 2020 г. Специалисты компании Hermaesus из г. Атланта (шт. Джорджия) ведут работы по самолету, рассчитанному на полеты со скоростью, которая соответствует числу $M = 5$. Предполагается, что расстояние между Нью-Йорком и Лондоном он сможет преодолеть за 90 мин вместо обычных 7 ч. Сотрудники двух других компаний заняты проектированием сверхзвуковых самолетов. Так, компанией Boom Supersonic разрабатывается проект 55-местного трехдвигательного сверхзвукового самолета Overture, в то время как сотрудники фирмы Exosonic работают над проектом 70-местного самолета с крейсерской скоростью, соответствующей числу $M = 1,8$. В феврале 2020 г. были проведены успешные наземные испытания прототипа двигателя гиперзвукового самолета компании Hermaesus.

В настоящее время для перевозок президента и вице-президента используются два самолета YC-25A, являющиеся модификацией VC

Boeing 747-200В, с бортовыми номерами 28 000 и 29 000. В феврале 2020 г. были начаты работы по модернизации первого из двух самолетов Boeing 747-8 до уровня VC-25В. Самолетами VC-25В планируется заменить самолеты VC-25А; срок эксплуатации самолетов VC-25В определен в 30 лет.

Различают два поколения наиболее популярных на рынке региональных пассажирских самолетов E-Jet компании Embraer. К первому поколению Embraer относятся модификации 170-E1, 175-E1, 190-E1 и 195-E1 вместимостью 70–80, 78–88, 98–114 и 108–122 пассажира соответственно. Семейство E-Jet первого поколения завоевали популярность у авиакомпаний мира. В сентябре 2013 г. построен 1000-й самолет E175-E1, который был передан авиакомпании Republic Airlines. На конец 2019 г. поставлено 1746 пассажирских самолетов Embraer первого поколения. Второе поколение Embraer E2 представлено авиалайнерами модификаций 175-E2, 190-E2 и 195-E2. Приняв во внимание тенденцию к увеличению пассажироместимости авиалайнеров, компания Embraer отказалась от разработки модели 170 второго поколения.

Авиалайнеры обоих поколений выпускаются параллельно. В последние годы самолеты модификации 175-E1 пользовались спросом у региональных авиаперевозчиков США, однако портфель заказов компании Embraer, по состоянию на 31 декабря 2019 г., включал в себя 185 самолетов 195-E1 и всего четыре самолета E175-E1.

Компания Embraer приступила к разработке пассажирских самолетов модификации E-Jet второго поколения в конце 2000-х годов, когда предполагалось, что у компаний Boeing и Airbus отсутствуют планы по созданию авиалайнеров вместимостью менее 150 пассажиров. Считалось, что эти две компании отдадут предпочтение развитию линейки самолетов Boeing 737 с кодом N0 и A320, но такое предположение оказалось ошибочным. В декабре 2010 г. Airbus объявила о начале разработки самолетов A320neo и A319neo. В августе 2011 г. компания Boeing сообщила о начале работ по созданию самолета Boeing 737MAX четвертого поколения. На этом фоне компания Embraer ускорила работу по самолетам семейства E-Jet второго поколения, сделав упор на увеличение топливной эффективности. Была поставлена цель добиться снижения удельного расхода топлива на 15 %, прежде всего, в результате использования экономичных двигателей. Рассматривалась возможность оснащения самолетов турбореактивным двухконтурным двигателем (ТРДД) компаний General Electric (N034), CPM International, Rolls Royce (вариант ТРДД Advanced 2) и Pratt & Whitney. В январе 2013 г. был выбран двигатель семейства PW1000G компании Pratt & Whitney, который является первым в мире серийным редукторным ТРДД большой тяги. Традиционно в ТРДД вентиляторы турбин и компрессоров находились на одном валу; для компрессоров

оптимальна меньшая, чем у турбины, частота вращения вала. Редуктор позволяет разнести частоты вращения валов турбин и компрессоров.

Для самолета модификации E175-E2 был выбран ТРДД PW1700G с вентилятором диаметром 1,42 м, для модификаций E190-E2 и E195-E2 — ТРДД PW1900G с вентилятором диаметром 1,85 м. Размеры обоих двигателей больше, чем у ТРДД GF34-10E компании General Electric, установленного на самолетах семейства E-Jet первого поколения компании Embraer. Необходимость обеспечения зазора в 46 см между двигателем и ВПП привела к увеличению высоты стоек шасси самолетов E-Jet второго поколения. Значительному пересмотру подверглись конструкция планера и состав бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). На самолетах второго поколения использованы новое крыло, электронные дистанционные системы управления (ЭДСУ), комплект приборного оборудования Primus Epic 2 с четырьмя малоформатными индикаторами (МФИ) размерами 330×254 мм, вспомогательной силовой установкой (ВСУ) Pratt & Whitney AeroPower AP82500(E). Презентация авиалайнеров модификации E2 состоялась в июне 2013 г. на Парижском авиационно-космическом салоне в Ле Бурже. Первым оператором самолетов Embraer E190 второго поколения стала крупнейшая региональная авиакомпания Скандинавии Widerøe. Авиакомпания Sky West (США) первой сделала заказ на 40 самолетов E175-E2 и еще с опционом на 60 единиц.

Однако в компании Embraer приоритет отдавался работам по самолету модификации E190-E2. Выкатка первого прототипа самолета E190-E2 состоялась 25 февраля 2016 г., первый полет продолжительностью 3 ч 25 мин был выполнен 23 мая 2016 г. Второй прототип выполнил первый полет 8 июля 2016 г., третий — впервые поднялся в воздух 27 августа 2016 г. Летные испытания четвертого прототипа, на котором впервые был оборудован пассажирский салон, начались в марте 2017 г. В феврале 2018 г. самолет E190-E2 был сертифицирован по нормам летной годности Бразилии, США и ЕС. К тому времени суммарный налет прототипов составил 2200 ч. Летные испытания показали, что удельный расход топлива по сравнению с модификацией E190-E1 удалось снизить на 17,8 %, что соответствовало увеличению дальности полета на 833 км. На самолете E190-E2 сохранен фюзеляж модификации E190-E1 пассажироместимостью 97 человек в конфигурации с тремя классами: 106 человек — в конфигурации «эконом» и 114 человек — в конфигурации максимальной плотности. Новое крыло лайнера E190-E2 имеет большее удлинение, чем у E190-E1; размах крыла увеличен на 5 м. Крыло самолета E190-E2 оборудовано одноцелевыми закрылками, в то время как на E190-E1 были использованы двухцелевые закрылки. Изменена конструкция створок ниш основных опор шасси. Авиалайнер E190-E2 всего на 12 см выше, чем самолет E190-E1. Силовая установка на E190-E2 состоит из

двух ТРДД PW1919G или PW1922G тягой по 9208 кг на уровне моря. Двигатель PW1922G, на взлетном режиме развивающий тягу несколько большую, чем у ТРДД PW1919G, монтируется на доработанном пилоне. Использование ЭДСУ позволило немного сместить центр тяжести самолета ближе к хвосту и уменьшить размах горизонтального хвостового оперения. Летно-технические характеристики пассажирских самолетов модификации E2 компании Embraer приведены в табл. 3.

Таблица 3

Летно-технические характеристик пассажирских самолетов Embraer E2

Характеристика	Модификация самолета		
	175-E2	190-E2	195-E2
Размах крыла, м	31.40	33.72	35.12
Длина, м	32.30	36,24	41,60
Высота, м	9,98	10,69	10,71
Масса, кг	пустого снаряженного	36078	46700
	максимальная взлетная	44600	56400
	максимальная посадочная	40000	49050
Длина пробега, м	1345	1315	1520
Практический потолок, м	12500	12500	12500
Максимальная эксплуатационная скорость, соответствующая числу М	0,82	0,82	0,82
Дальность полета, км	3700	5300	4540

Первым реальным получателем самолета E190-E2 стала норвежская авиакомпания Widerøe, которой 4 апреля 2018 г. был передан первый авиалайнер E190-E2. Через восемь дней самолет прибыл в г. Тромсё, а 24 апреля 2018 г. совершил первый рейс. До конца 2019 г. заказчикам было поставлено еще 11 самолетов E190-E2: три самолета авиакомпании Widerøe, один — авиакомпании Air Kiribati, два — авиакомпании Helvetic Airways, пять — лизинговой компании AerCap, которая сдала самолеты в аренду авиакомпании Air Astana из Казахстана. По состоянию на 31 декабря 2019 г., компания Embraer располагала заказами на 16 самолетов E190-E2 и опционом еще на 61 самолет. Индийская авиакомпания Air Costa в феврале 2014 г. разместила заказ на 50 самолетов E190-E2 (твердый заказ — на 25 авиалайнеров, 25 — опцион), но в 2016 г. она прекратила свою деятельность. Заказ лизинговой компании AerCap был сокращен с 25 до 5 самолетов.

Портфель заказов на самолет E195-E2 выглядит более внушительным: 144 твердых заказа и 47 — опцион. В ноябре 2018 г. было

объявлено о намерении нидерландской авиакомпании KLM Cityhopper приобрести 21 лайнер E195-E2. В пассажирском салоне самолета E195-E2 возможна установка трех дополнительных рядов кресел по сравнению с салоном самолета E190-E2. Максимальная пассажироместимость модификации E195-E2 составляет 146 человек, но более типична конфигурация вместимостью 132 пассажира. Планы по оснащению самолетов E190-E2 и E195-E2 одинаковым крылом были аннулированы в 2016 г. На самолете E195-E2 использовано крыло, конструктивно аналогичное крылу самолета E190-E2, но с размахом на 1,4 м больше. Силовая установка самолета E195-E2 состоит из двух ТРДД PW1921G, PW1923G или PW1923G-A, различающихся тягой на взлетном режиме работы. Максимальная продолжительная тяга всех трех двигателей составляет 97 кН.

Выкатка первого прототипа самолета E195-E2 состоялась 7 марта 2017 г., первый полет был выполнен 29 марта 2017 г. Второй прототип E195-E2 выполнил первый полет 18 ноября 2017 г. Самолет E195-E2 сертифицирован по нормам летной годности Бразилии, США и ЕС. По сравнению с модификацией E195-E1 расход топлива самолета E195-E2 снижен на 25,4 %, эксплуатационные расходы уменьшены на 20 %. Первым эксплуатантом самолета E195-E2 стала авиакомпания Azul Linhas Aéreas Brasileiras, получившая от лизинговой компании AerCap первый авиалайнер 12 сентября 2019 г. До конца 2019 г. компания AerCap получила еще три самолета E195-E2, переданных бразильской авиакомпании Azul. В декабре 2019 г. началась эксплуатация трех самолетов E195-E2 в авиакомпании Binter Canarias.

Летные испытания первого из трех прототипов модификации E175-E2 начались в декабре 2019 г. Самолет E175-E2 рассчитан на перевозку 88 пассажиров в конфигурации салона одного класса с шагом 79 см между рядами кресел или 80 человек в конфигурации с салонами трех классов. Расчетный расход топлива самолета E175-E2 снижен на 16 % по сравнению с модификацией E175-E1. Сертификация самолета E175-E2 была запланирована на 2021 г. На самолет E175-E2 был сделан заказ региональной авиакомпанией SkyWest Airlines (США), но в сентябре 2018 г. он был аннулирован; переговоры с представителями региональных авиаперевозчиков США продолжаются.

Дополнением в семействе самолетов E2 может стать ультрабольшой лайнер бизнес-класса Embraer Lineage 1000-E2, проектируемый на основе авиалайнера E175-E2. Разработка этой модификации самолета была анонсирована в ноябре 2015 г. Официальная информация о ходе работ по самолету Lineage 1000-E2 отсутствует.

Экспериментальные сверхзвуковые летательные аппараты. Компания Boom Technology продолжает работы по созданию демонстрационной модели технологий XB-1, которая, возможно, окажет

помощь в возрождении идеи СПС. Это будет экспериментальная модель размером в 1/3 полноценного самолета. Первый полет демонстратора был запланирован на 2020 г. Обширная программа испытаний СПС на 55–75 мест, получившего название *Overture*, была также намечена на 2020 г., предполагается, что в середине 2020-х годов он вступит в эксплуатацию. Предварительные заказы на самолет *Overture* уже сделаны компаниями-авиаперевозчиками *Virgin Group* и *Japan Airlines* — 10 и 20 единиц соответственно.

Помимо излишне больших затрат на строительство и эксплуатацию, обусловленных необходимостью использования самых современных технологий и материалов, для того чтобы создать все условия для безопасного полета пассажиров, еще одной проблемой самолетов этого типа является излишняя шумность. Не так давно NASA закончило программу испытаний с применением зонда, измеряющего ударные волны, которые образуются при полете самолета на сверхзвуковых скоростях. Испытания проводились, чтобы подтвердить возможность низкого звукового удара при полете экспериментального СПС X-59 QueSST, разрабатываемого корпорацией Lockheed Martin. Полеты совершались из летно-испытательного центра им. Армстронга (аэробаза Edwards, шт. Калифорния, США). Зонд был смонтирован на носу истребителя F-15 Eagle. Конусообразный зонд имел пять отверстий, через которые с помощью датчиков измерялось распределение давления по его поверхности. Во время испытаний моделировались условия будущей летной испытательной программы самолета X-59. С помощью датчика проводились измерения давления ударных волн от другого самолета — истребителя McDonnell Douglas F/A-18 Hornet, летевшего на скорости, соответствующей примерно $M = 1,3$. Выполняя измерения, самолет F-15 входил и выходил из зоны ударных волн. Как было отмечено выше, этот этап испытаний уже завершен. В настоящее время ученые и инженеры NASA сравнивают результаты испытаний с расчетной моделью, полученной методами вычислительной газодинамики. Вторая фаза проекта, начавшаяся в 2020 г., включает в себя усовершенствования, которые позволят отрегулировать температуру зонда, влияющую на его возможности измерять давление, так как стабильная температура измерительного инструмента в полете даст более точные данные.

Недавно стало известно, что в 2020 г. была утверждена окончательная конфигурация СПС AS2 компании Aegion. Усовершенствованный самолет отличается трапециевидным крылом с передней кромкой умеренной положительной и задней кромкой обратной стреловидности размахом 24,08 м. Эта последняя модификация крыла связана с желанием разработчиков увеличить скорость над населенной местностью до соответствующей примерно $M = 1,2$ без

проявления звукового удара. Два из трех двигателей были перемещены под крыло, изменена также и форма их гондол. В воздухозаборниках круглого сечения со скошенными передними кромками используется эффект предварительного сжатия воздуха на входе (Diverterless Supersonic Inlet, DSI). По некоторым данным, одна из секций тракта воздухозаборника, имеющая изменяемую геометрию, управляется автоматически. Длина фюзеляжа была уменьшена с 51,82 м до 44,17 м. Разработчики переделали хвостовую часть самолета: Т-образное хвостовое оперение они поместили поверх тракта третьего двигателя. Скорость самолета Aegion AS2 соответствует $M = 1,4$, дальность полета на максимальной скорости — 7778 км. При скорости, соответствующей $M = 0,95$, дальность полета стала превышать 9260 км. Самолет сможет вмещать до 12 пассажиров.

Первоначальная конфигурация Aegion AS2 была представлена широкой публике в 2004 г. Предполагалось, что такой самолет на сверхзвуковой скорости будет преимущественно двигаться над водной поверхностью мирового океана, а над населенными пунктами суши переходить на дозвуковой или околосзвуковой полет со скоростью, соответствующей примерно $M = 0,96$. Для того чтобы отвечать подобным критериям полета, для самолета создали крыло новой конструкции с обтеканием ламинарным потоком при сверхзвуковой скорости (Supersonic Natural Laminar Flow, SNLF). Вначале разработчики посчитали, что тонкий профиль крыла через распределение давления позволит стабилизировать пограничный слой лучше активных систем контроля. Обнадеживающие результаты дали и испытания секции крыла в уменьшенном масштабе, проведенные NASA в 2010 г. На основе этих результатов разработчики предположили, что лобовое сопротивление крыла SNLF будет на 20 % меньше, чем у обычного треугольного крыла. Они также настаивали на том, что увеличение доли ламинарного потока в обтекании позволит значительно снизить массу самолета.

В 2014 г., для того чтобы уменьшить шумоизлучение, самолет из двухдвигательного стал трехдвигательным. В процессе разработки компания Aegion сотрудничала с Airbus и Lockheed Martin. В 2018 г. она заключила договор с компанией General Electric на разработку для своего самолета двигателя Affinity. В настоящее время закончена первоначальная оценка его проекта, детали которого держатся в секрете из опасений, связанных с конкуренцией. В компании Aegion его описывают просто как «типичный». По некоторым данным, он представляет собой усовершенствованную версию ТРДДФ F110 с внутренним контуром высокого давления, имеет среднюю двухконтурность и систему контура низкого давления с особенностями, которые ранее не встречались на гражданских двигателях. На ранних изображениях двигателя Affinity показан характерный двухступенчатый

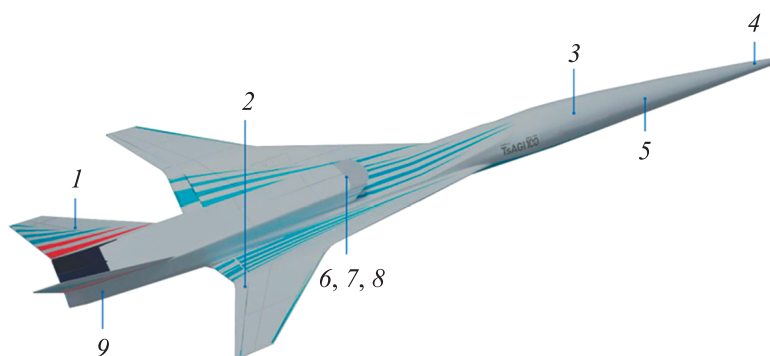
вентилятор с широкохордными титановыми лопатками вместо обычного одноступенчатого вентилятора и компрессора низкого давления. По некоторым предположениям, последняя модификация двигателя отличается изменениями в сопловой части, позволяющими оптимизировать летно-технические характеристики самолета и снизить уровень его шумности. Тяга двигателя предположительно составляет 9072 кг.

Среди других участников программы СПС AS2 можно назвать компанию Boeing, в обязанности которой входят выполнение инженерно-конструкторских работ, производство ЛА и проведение летных испытаний, а также компании Honeywell (зона ответственности — кабинное оборудование), Safran SA (шасси и гондолы двигателя). Британская оборонная и аэрокосмическая компания British Aerospace и голландская аэрокосмическая компания Fokker Technologies, купленные компанией Aegion в 2015 г., занимаются электропроводкой и конструированием хвостового оперения. Носовая часть фюзеляжа находится в зоне ответственности компании Spirit AeroSystems, средняя часть — испанской компании Aernnova Aerospace. Двери поставляла фирма Potez Aéronautique из Франции.

За время разработки конструкция самолета AS2 изменялась несколько раз, однако сейчас в компании Aegion утверждают, что последний вариант наиболее близок к производственному стандарту. Во второй половине 2030 г. планируется начать анализ предварительного проектирования. Предприятие компании Aegion по производству перспективного самолета разместится в Международном аэропорту г. Мельбурн (шт. Флорида, США). Работы начнутся в конце 2030 г., запустить там производство компания планирует в 2025 г., а провести летные испытания — годом позже. Вступление самолета AS2 в эксплуатацию намечено на 2026 г.

Базирующийся в Хьюстоне (США) стартап Venus Aerospace опубликовал рендеры сверхзвукового пассажирского самолета Stargazer. Предполагается, что СПС Stargazer будет летать на высоте 50 км со скоростью, соответствующей до 9 М. Компания уже привлекла 33 млн долл. на разработку невероятно быстрого летательного средства, способного двигаться со скоростью, в 9 раз превышающей скорость звука. Судя по представленной компанией информации, Venus Aerospace работает над созданием самолета с 2020 г. Из привлеченных 33 млн долл. только 1 млн долл. приходится на финансирование из государственного бюджета США. Гиперзвуковыми считаются воздушные объекты, летящие со скоростью, соответствующей 5 М и выше, а Stargazer потенциально будет способен достигать скорости, соответствующей 9 М. По данным компании, летательное средство сможет нести 12 пассажиров на высоте 51,8 км. Хотя Venus и называет Stargazer «космическим самолетом», технически граница космоса

находится на 30...50 км выше максимально доступной для него высоты полета, так что даже теоретически полет будет осуществляться намного ниже воображаемой линии Кармана, отделяющей земную атмосферу от космического пространства. Тем не менее на такой высоте пассажирам будет уже хорошо видна кривизна Земли (рис. 2).



Целевые характеристики СПС





-  Скорость до 1900 км/ч
-  Полеты на дальность более 7000 км
-  Стоимость бизнес-джета на уровне стоимости больших дозвуковых деловых самолетов
-  Уровень безопасности полета, соответствующий уровню перспективных гражданских самолетов

Рис. 2. Уникальные конструкторские решения для создания СПС:

1 — малолушное сопло с эжектором и экранирующими элементами планера; 2 — плазменные актюаторы для снижения шума; 3 — термо-звукоизолирующие панели гермокабины; 4 — изогридная конструкция носового отсека фюзеляжа; 5 — безоконная «стеклянная» кабина; 6 — воздухозаборник с системой слива /отсоса пограничного слоя; 7 — звукопоглощающая конструкция малой массы; 8 — верхнее расположения двигателей; 9 — аэродинамическая компоновка с низким уровнем звукового удара и системой дистанционного управления

Ожидается, что Stargazer сможет доставлять пассажиров из Токио в Лос-Анджелес менее чем за 1 ч — сейчас такой полет коммерческого авиалайнера продолжается около 11 ч.

Stargazer будет взлетать, как обычный самолет, а ракетные двигатели будут включаться вдали от городов. Наземные испытания пройдут не раньше 2025 г., на проведение полетных испытаний потребуется не менее 5 лет. В идеале стоимость полетов не будет превышать цену билетов на места первого класса в авиалайнере, но, по словам разработчиков, она будет зависеть от нескольких условий (см. рис. 2). Не следует сбрасывать со счетов и психологический фактор, способный повлиять на успех проекта, — не все готовы путешествовать, глядя по дороге в иллюминатор на черноту космоса. Впрочем, судя по количеству желающих стать космическими туристами, эта

проблема вряд ли столь важна, и у гиперзвуковых самолетов найдется своя аудитория.

Заключение. Создаваемый летательный аппарат призван решить проблемы, которые возникли в период использования СПС первого поколения. Ученым предстоит решить множество невероятно сложных задач. В настоящее время проводятся очень интересные исследования во многих направлениях, результаты которых, несомненно, будут полезны не только в авиации. На пути авиастроителей, создающих сверхзвуковые пассажирские самолеты, встают проблемы, связанные со спросом на эти самолеты. Как показывает статистика, авиакомпании, за исключением, пожалуй, нескольких крупнейших, попросту не заинтересованы в эксплуатации подобных ЛА вследствие их высокой стоимости и трудоемкости обслуживания. Кроме того, в гражданской авиации не было, да и сейчас не наблюдается массового платежеспособного спроса на быстрые перевозки. Возникают также проблемы, связанные со звуковым ударом, когда в момент преодоления скорости звука окрестности аэропорта оглашаются очень сильным шумом. Поэтому следует достигать конкурентоспособных летно-технических характеристик СПС с учетом дополнительных факторов, учитывающих специфику их применения.

Вследствие кинетического нагрева, который называют также аэродинамическим нагревом, конструкция планера СПС (в частности выбранные конструкционные материалы) и его системы, включая системы жизнедеятельности, должны обеспечивать длительную работу в высоких тепловых полях, для чего требуется детально изучить и создать цифровые двойники теплового состояния отсеков в зависимости от компоновки СПС и его конструктивного исполнения для разных высотно-скоростных условий.

Конечно, у авиастроителей имеется множество наработок в области создания сверхзвуковых пассажирских лайнеров. С учетом того факта, что в конце 1960-х годов были созданы столь уникальные Ту-144 и Concorde, современные и перспективные самолеты будут во многом их превосходить. Однако будет иметь место высокий расход топлива — в условиях растущих цен на энергоносители и набирающей силу зеленой энергетики это серьезный аргумент против. Ресурс двигателя несопоставим с ресурсом турбореактивного самолета: обслуживание и запасные части стоят дороже, а специалисты, способные обслуживать такие самолеты, есть не в каждой стране. Всему этому СПС могут противопоставить лишь скорость, чего в условиях конкурентной экономики недостаточно, чтобы поддерживать проекты.

Однако если учитывать данный факт, может возникнуть большой спрос на частные сверхзвуковые самолеты, к тому же само производство подобных ЛА может быстро окупиться, что обусловлено и относительно недорогой разработкой, и довольно высокими темпами

производства. Так, специалисты из Spike Aerospace выбрали именно этот путь развития, что свидетельствует о его перспективности. Принимая во внимание приведенные выше аргументы, логично утверждать, что перспективы для появления в России сверхзвуковых гражданских самолетов, определенно, имеются, однако мнение специалистов сводится к тому, что первые шаги в этом направлении, вероятнее всего, будут сделаны не ранее 2030–2035 гг.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Эра сверхзвуковых пассажирских самолетов. *Авиация России как на ладони — последние события, технологии и история авиации*. URL: <http://www.poletim.net/history/jera-sverkhzvukovykh-passazhirskikh-samoletov> (дата обращения: 07.04.2015).
- [2] Airbus представил проект пассажирского сверхзвукового самолета. Общество. *РосБизнесКонсалтинг*. URL: <http://top.rbc.ru/society/20/06/2011/601402.shtml> (дата обращения: 07.04.2015).
- [3] Сверхзвуковой самолет N+2: от Нью-Йорка до Лос-Анджелеса за два с половиной часа. *Новости Online.ua*. URL: <http://news.online.ua/675262/sverhzhukovoy-samolet-n-plus-2-ot-nyu-yorka-do-los-andzhelesa-za-dva-s-polovinoj-chasa-4-foto> (дата обращения: 07.04.2015).
- [4] Скрипин В. Сверхзвуковой самолет нового поколения родом из Японии. *Hi-News.ru* URL: <http://hi-news.ru/technology/sverhzhukovoj-samolet-novogo-pokoleniya-rodом-iz-yaponii.html> (дата обращения: 07.04.2015).
- [5] Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И., Болотова Е.Е. Экспертная система продукционного типа для создания базы знаний о конструкциях летательных аппаратов. *Авиакосмическое приборостроение*, 2019, № 6, с. 38–52.
- [6] Сидняев Н.И., Бутенко Ю.И., Болотова Е.Е. Экспертная система для создания базы знаний о летательных аппаратах. *Системы управления полным жизненным циклом высокотехнологичной продукции в машиностроении: новые источники роста: II Всероссийская научно-практическая конференция (Москва, 23 апреля 2019 г.): материалы конференции*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, с. 24–29.
- [7] Сидняев Н.И. Математическое моделирование оценки надежности объектов сложных технических систем. *Проблемы машиностроения и надежности машин*, 2003, № 4, с. 24–31.
- [8] Сидняев Н.И. Сетевые управляющие системы и боевые операции. *Военная мысль*, 2021, № 12, с. 60–72.
- [9] Сидняев Н.И., Макриденко Л.А., Геча В.Я., Онуфриев В.Н. Факторы космической погоды, влияющие на бортовые элементы низкоорбитальных космических аппаратов. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Труды Четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли»*. Москва, АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2016, с. 90–100.
- [10] Сидняев Н.И., Геча В.Я., Барбул Р.Н. О современных подходах в развитии теории эффективности космических систем. *Системы управления полным жизненным циклом высокотехнологичной продукции в машиностроении: новые источники роста: Всероссийская научно-практическая конференция (Москва, 18 апреля 2018 г.): материалы конференции*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 69–75.

- [11] Первый в РФ сверхзвуковой гражданский самолет может быть спроектирован за семь–восемь лет. *ТАСС*. URL: <http://tass.ru/ekonomika/4911172>
- [12] Погосян М.А. Второе поколение сверхзвуковых самолетов может появиться в 2020-х годах. *ТАСС*. URL: <http://tass.ru/wfys2017/articles/4650115>
- [13] Давыдов Ю.В., Лищинский М.А., Рулин В.И. Предварительные этапы решения задачи глобальной транспортной системы сверхзвуковых перевозок. *Вестник МАТИ*, 2012, № 19 (91), с. 96–105.
- [14] Фомин В.М., Аульченко С.М., Звегинцев В.И. Анализ траекторий полета летательного аппарата с прямоточным воздушнореактивным двигателем. *Прикладная механика и техническая физика*, 2014, т. 55, № 6, с. 35–42.
- [15] Медякова Т.В. Сверхзвуковые пассажирские самолеты: история эксплуатации и перспективные проекты. *Материалы 54-й Международной научной конференции*. Новосибирск, 2016, с. 37–38.
- [16] Aerion AS2 SBJ — «истребитель» для бизнеса. URL: <https://topwar.ru/49520-aerionas2sbjstrebiteledlyabiznesa.html> (дата обращения: 07.04.2021).
- [17] Flexjet to become first fleet customer for Aerion supersonic business jet. *Aeron Corp.* URL: [https://www.aerionsupersonic.com/wpcontent/uploads/2017/01/FlexJet Press Release.pdf](https://www.aerionsupersonic.com/wpcontent/uploads/2017/01/FlexJet%20Press%20Release.pdf) (дата обращения: 12.09.2021).
- [18] Supersonic Natural Laminar Flow Technology. *Aeron Corp.* URL: <https://www.aerionsupersonic.com/wp> (дата обращения: 12.09.2021).
- [19] Мирзоян А.А. Сверхзвуковой пассажирский самолет: оценки и прогнозы. *АГНЦ «НАУКА»*. URL: <http://agnc.ru/publication/8767> (дата обращения: 12.09.2021).
- [20] Бирюк В.И., Ибрагимов М.Р., Коваленко В.В. Перспективы снижения уровня звукового удара коммерческих сверхзвуковых самолетов нового поколения. *Ученые записки ЦАГИ*, 2010, т. XLI, № 5, с. 13–18.
- [21] Жилин Ю.Л. О звуковом ударе. *Ученые записки ЦАГИ*, 1971, т. 2, № 3, с. 1–10.
- [22] Фомин В. М., Аульченко С. М., Звегинцев В. И. Полет гиперзвукового летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем по рикошетирующей траектории. *ПМТФ*, 2010, т. 51, № 4, с. 85–94.
- [23] Близнак В., Васильев Л., Вуль В. и др. *Правда о сверхзвуковых пассажирских самолетах*. Москва, Моск. раб., 2000, 335 с.
- [24] Цихош Э. *Сверхзвуковые самолеты*. Москва, Мир, 1983, 424 с.
- [25] Лернер А.М., Осташев В.Е., Фридман В.Е. К объяснению аномального распространения звука в атмосфере. *Акуст. журн.*, 1990, т. 36, № 2, с. 313–318.
- [26] Вождаев В.В., Коваленко В.В., Теперин Л.Л., Чернышев С.Л. Методика определения интенсивности звукового удара на местности при исследовании компоновки сверхзвукового пассажирского самолета. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2013, № 10, с. 17–27.
- [27] Жилин Ю.Л., Коваленко В.В. О связывании ближнего и дальнего полей в задаче о звуковом ударе. *Ученые записки ЦАГИ*, 1998, т. XXIX, № 3–4, с. 111–122.
- [28] Speziale C.G., Sarkar S., Gatski T.B. Modelling the pressure-strain correlation of turbulence: an invariant dynamical systems approach. *J. Fluid Mechanics*, 1991, vol. 277, pp. 245–272.
- [29] Якубович Н.В. *Первые сверхзвуковые — Ту-144 против «Конкорда»*. Москва, ЭКСМО, 2010, 150 с.
- [30] Woodward F.A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow. *NASA CR 2228, Part I, II*, 1973.
- [31] Лаврухин Г.Н. *Аэрогазодинамика реактивных сопел. Т. I. Внутренние характеристики сопел*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2003, 230 с.

- [32] Коваленко В.В., Чернышев С.Л. К вопросу о снижении звукового удара. *Ученые записки ЦАГИ*, 2006, т. 37, № 3, с. 53–62.
- [33] Wlezien R., Veitch L. Quiet supersonic platform program. *AIAA Paper*, 2002, no. 2002-0143, 17 p.
- [34] Whitham G.B. The flow pattern of a supersonic projectile. *Comm. Pure Appl. Math.*, 1952, vol. 5, no 3, pp. 301–338.
- [35] Waters M., Ardema M., Roberts C., Kroo I.M. Structural and aerodynamic considerations for an oblique all wing aircraft. *AIAA Aircraft Design Systems Meeting*, AIAA 92–4220, Aug. 24–26, 1992.
- [36] Menter F.R., Galpin P.F., Esch T., Kuntz M., Berner C. CFD simulations of aerodynamic flows with a pressure-based method. *Paper ICAS 2004.2.4.1*. Japan, Yokohama, 2004. 11 p.
- [37] Jones L.B. Lower bounds for sonic bangs. *J. Roy. Aeronaut. Soc.*, June 1961, vol. 65, no. 606, pp. 433–436.
- [38] Jones L.B. Lower bounds for sonic bangs in the far field. *Aeronaut. Q.*, Feb. 1967, vol. XVIII, pt. I, pp. 1–21.
- [39] Seebass R. Minimum sonic boom shock strengths and overpressures. *Nature*, 1969, Feb. 15, vol. 221, no. 5181, pp. 651–653.
- [40] George A.R. Lower bounds for sonic booms in the midfield. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1542–1545.
- [41] George A.R., Seebass R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks. *AIAA J.*, 1971, vol. 9, no. 10, pp. 2091–2903.
- [42] Seebass R., George A.R. Sonic boom minimization. *Journal of Acoustical Society of America*, 1972, vol. 51, no. 2, pp. 686–694.

Статья поступила в редакцию 22.12.2022

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Сидняев Н.И. Перспективы развития современных сверхзвуковых пассажирских самолетов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 1.
<http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-1-2243>

Сидняев Николай Иванович — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Высшая математика» научно-учебного комплекса «Фундаментальные науки» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: Sidnyaev@bmstu.ru

Prospects for development of modern supersonic passenger aircraft

© N.I. Sidnyaev

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper presents fundamentals of the passenger aircraft supersonic dynamics. Basic information about design and technical characteristics is given, typical parameters of supersonic passenger aircraft are considered and main issues of their design are highlighted. Images are presented of the promising supersonic aircraft, which have competitive advantages due to the best technical, economic, operational and environmental performance. Key areas in ensuring design and development of the domestic supersonic passenger aircraft (SPA) of the next generation are given including the advanced scientific and technical solutions. It is postulated that acceptable ecological performance of the new generation SPA is necessary due to significant tightening of the national and international requirements to ecological characteristics of the civil aviation aircraft, namely in the context of the problem of minimizing harmful effects of the supersonic passenger aircraft on the environment. Ways are considered to ensure acceptable level of the sonic boom during flight at the supersonic cruising speed, compliance with noise standards in the airport area and in reducing harmful emissions into the atmosphere. All this requires searching for new technical solutions, comprehensive analysis and selection of the most rational options for the SPA airframe aerodynamic scheme and its power plant. Russian and foreign scientific research, design and development works on the supersonic topics were analyzed. Economic efficiency of the civil aviation aircraft operation is considered with the prospect of flying at the supersonic speed. Difficulties in design and development of a supersonic passenger aircraft are noted. Contradictions that arise during design and development are shown. Namely, selection of the correct model for the aviation industry plays an important role and in most cases becomes the basis for taking an approach to solving a particular problem.

Keywords: *supersonic, airliner, wing, construction, jet engine, design, aerodynamic characteristics*

REFERENCES

- [1] Era sverkhzvukovykh passazhirskikh samoletov [The era of supersonic passenger aircraft]. *Aviatsiya Rossii kak na ladoni — poslednie sobytiya, tekhnologii i istoriya aviatsii* [Aviation of Russia at a glance: the latest events, technologies and history of aviation]. Available at: <http://www.poletim.net/history/jera-sverkhzvukovykh-passazhirskikh-samoletov> (accessed April 7, 2015).
- [2] Airbus predstavil proekt passazhirskogo sverkhzvukovogo samoleta. Obschestvo [Airbus presented a project for a passenger supersonic aircraft. Society]. *Ros-BusinessConsulting*. Available at: <http://top.rbc.ru/society/20/06/2011/601402.shtml> (accessed April 7, 2015).
- [3] Sverkhzvukovoy samolet N+2: ot Nyu-Yorka do Los-Andzhelesa za dva s polovinoj chasa [Supersonic aircraft N + 2: from New York to Los Angeles in two and a half hours]. *News Online.ua*. Available at: <http://news.online.ua/675262/sverkhzvukovoy-samolet-n-plus-2-ot-nyu-yorka-dos-andzhelesa-za-dva-s-polovinoj-chasa-4-foto> (accessed April 7, 2015).
- [4] Skripin V. Sverkhzvukovoy samolet novogo pokoleniya rodom iz Yaponii [New generation supersonic aircraft from Japan]. *Novosti vysokikh tekhnologiy — Hi*

- News. Available at: <http://hi-news.ru/technology/sverxzvukovoj-samolet-novogo-pokoleniya-rodom-iz-yaponii.html> (accessed April 7, 2015).
- [5] Sidnyaev N.I., Butenko Yu.I., Bolotova E.E. Ekspertnaya sistema produktsionnogo tipa dlya sozdaniya bazy znaniy o konstruktsiyakh letatelnykh apparatov [Rule-based expert system for creating a knowledge base on aircraft structures]. *Aviakosmicheskoye priborostroenie — Aerospace Instrument-Making*, 2019, no. 6, pp. 38–52.
- [6] Sidnyaev N.I., Butenko Yu.I., Bolotova E.E. Ekspertnaya sistema dlya sozdaniya bazy znaniy o letatelnykh apparatakh [Rule-based expert system for creating a knowledge base on the aircraft]. In: *Sistemy upravleniya polnym zhiznennym tsiklom vysokotekhnologichnoy produktsii v mashinostroenii: novye istochniki rosta: II Vserossiyskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya (Moskva, 23 aprelya 2019 g.): materialy konferentsii* [Full life cycle management systems for high-tech products in mechanical engineering: new sources of growth: II All-Russian scientific and practical conference (Moscow, April 23, 2019): conference materials]. Moscow, BMSTU Publ., 2019, pp. 24–29.
- [7] Sidnyaev N.I. Matematicheskoe modelirovanie otsenki nadezhnosti obyektov slozhnykh tekhnicheskikh sistem [Mathematical modeling of estimate the reliability of objects of complex technical systems]. *Problemy mashinostroeniia i nadezhnosti mashin — Problems of Mechanical Engineering and Reliability of the Machines*, 2003, no. 4, pp. 24–31.
- [8] Sidnyaev N.I. Setetsentricheskie upravlyayuschie sistemy i boevye operatsii [Network-centric control systems and combat actions (operations)]. *Voennaya mysl — Military Thought*, 2021, no. 12, pp. 60–72.
- [9] Sidnyaev N.I., Makridenko L.A., Getcha V.Ya., Onufriev V.N. Faktory kosmicheskoy pogody, vliyayuschie na bortovye elementy nizkoorbitalnykh kosmicheskikh apparatov [Space weather factors influencing the onboard elements of low-orbit spacecraft]. In: *Voprosy elektromekhaniki [Problems of Electromechanics]. Trudy VNIIEM. Trudy Chetvertoy Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii “Aktualnye problemy sozdaniya kosmicheskikh sistem distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Proceedings of VNIIEM. Proceedings of the Fourth International Scientific and Technical Conference “Actual problems of creating space systems for remote sensing of the Earth”]. Moscow, JSC Corp. VNIIEM, 2016, pp. 90–100.
- [10] Sidnyaev N.I., Gecha V.Ya., Barbul R.N. O sovremennykh podkhodakh v razvitiy teorii effektivnosti kosmicheskikh sistem [On modern approaches to the development of the theory of the efficiency of space systems]. In: *Sistemy upravleniya polnym zhiznennym tsiklom vysokotekhnologichnoy produktsii v mashinostroenii: novye istochniki rosta: Vserossiyskaya nauchno-prakticheskaya konferentsiya (Moskva, 18 aprelya 2018 g.): materialy konferentsii* [Full life cycle management systems for high-tech products in mechanical engineering: new sources of growth: All-Russian scientific and practical conference (Moscow, April 18, 2018): conference materials]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, pp. 69–75.
- [11] Pervyi v RF sverkhzvukovoy grazhdanskiy samolet mozhnet byt sproektirovan za sem–vosem let [The first supersonic civil aircraft in the Russian Federation can be designed in seven to eight years]. *TASS*. Available at: <http://tass.ru/ekonomika/4911172>
- [12] Pogosyan M.A. Vtoroe pokolenie sverkhzvukovykh samoletov mozhnet poyavitsya v 2020kh godakh [The second generation of supersonic aircraft may appear in the 2020s]. *TASS*. Available at: <http://tass.ru/wfys2017/articles/4650115>
- [13] Davydov Yu.V., Lischinsky M.A., Rulin V.I. Predvaritelnye etapy resheniya zadachi globalnoy transportnoy sistemy sverkhzvukovykh perevozok [Preliminary

- stages of solving the problem of the global transport system of supersonic transportation]. *Vestnik MATI — Bulletin of MATI*, 2012, no. 19 (91), pp. 96–105.
- [14] Fomin V.M., Aulchenko S.M., Zvegintsev V.I. Analiz traektoriy poleta letatel'nogo apparata s pryamotochnym vozdušnoreaktivnym dvigatelem [Analysis of flight trajectories of a ramjet-powered vehicle]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika – Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2014, vol. 55, no. 6, pp. 35–42.
- [15] Mednyakova T.V. Sverkhzvukovye passazhirskie samolety: istoriya ekspluatatsii i perspektivnye proekty [Supersonic passenger aircraft: history of operation and promising projects]. In: *Materialy 54y Mezhdunarodnoy konferentsii* [Materials of the 54th international scientific conference]. Novosibirsk, 2016, pp. 37–38.
- [16] Aerion AS2 SBJ — “istrebitel” dlya biznesa [Aerion AS2 SBJ is a ‘fighter’ for business]. *BizavNews*. Available at: <https://bizavnews.ru/230/13613>
- [17] Flexjet to become first fleet customer for Aerion supersonic business jet. *Aeron Corp.* Available at: https://www.aerionsupersonic.com/wpcontent/uploads/2017/01/FlexJet_Press_Release.pdf (accessed September 12, 2021).
- [18] Supersonic Natural Laminar Flow Technology. *Aeron Corp.* Available at: <https://www.aerionsupersonic.com/wpcontent/uploads/2017/01/SNLF-Backgrounder.pdf> (accessed September 12, 2021).
- [19] Mirzoyan A.A. Sverkhzvukovoy passazhirskiy samolet: otsenki i prognozy [Supersonic passenger aircraft: assessments and forecasts]. *Science Association*. Available at: <http://agnc.ru/publication/8767> (accessed September 12, 2021).
- [20] Biryuk V.I., Ibragimov M.R., Kovalenko V.V. Perspektivy snizheniya urovnya zvukovogo udara kommercheskikh sverkhzvukovykh samoletov novogo pokoleniya [Prospects for reducing the level of sonic boom of commercial supersonic aircraft of new generation]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2010, vol. XLI, no. 5, pp. 13–18.
- [21] Zhilin Yu.L. O zvukovom udare [About the sonic boom]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1971, vol. 2, no. 3, pp. 1–10.
- [22] Fomin V.M., Aulchenko S.M., Zvegintsev V.I. Polet giperzvukovogo letatel'nogo apparata s pryamotochnym vozdušno-reaktivnym dvigatelem po rikoshetiruyushey traektorii [Flight of a hypersonic aircraft with a ramjet engine along a rebounding trajectory]. *PMTF — Journal of Applied Mechanics and Technical Physics*, 2010, vol. 51, no. 4, pp. 85–94.
- [23] Bliznyuk V., Vasiliev L., Vul V., et al. *Pravda o sverkhzvukovykh passazhirskikh samoletakh* [The truth about supersonic passenger aircraft]. Moscow, Moskovskiy Rabochiy Publ., 2000, 335 p.
- [24] Cichosz E. *Rozwoj samolotow naddzwiekowych*. Wydawnictwa Komunikacji i Lacznosci, 1980, Warsaw [In Russ.: Tzikhosh E. Sverkhzvukovye samolety. Moscow, Mir Publ., 1983, 424 p.].
- [25] Lerner A.M., Ostashev V.E., Fridman V.E. K obyasnenu anomal'nogo rasprostraneniya zvuka v atmosfere [To an explanation of the anomalous propagation of sound in the atmosphere]. *Akusticheskij Zhurnal*, 1990, vol. 36, no. 2, pp. 313–318.
- [26] Vozhdaev V.V., Kovalenko V.V., Teperin L.L., Chernyshev S.L. Metodika opredeleniya intensivnosti zvukovogo udara na mestnosti pri issledovanii komponovki sverkhzvukovogo passazhirskogo samoleta [Method for determining the intensity of a sonic boom on the ground in the study of the layout of a supersonic passenger aircraft]. *Obscherossiyskiy nauchno-tekhnicheskij zhurnal “Polyot” — All-Russian Scientific-Technical Journal “Polyot” (“Flight”)*, 2013, no. 10, pp. 17–27.

- [27] Zhilin Yu.L., Kovalenko V.V. O svyazyvanii blizhnego i dalnego poley v zadache o zvukovom udare [On the coupling of the near and far fields in the sonic boom problem]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 1998, vol. XXIX, no. 3–4, pp. 111–122.
- [28] Speziale C.G., Sarkar S., Gatski T.B. Modeling the pressure-strain correlation of turbulence: an invariant dynamical systems approach. *J. Fluid Mechanics*, 1991, vol. 277, pp. 245–272.
- [29] Yakubovich N.V. *Pervye sverkhzvukovye – Tu-144 protiv “Konkorda”* [The first supersonic - Tu-144 against the Concorde]. Moscow, EKSMO Publ., 2010, 150 p.
- [30] Woodward F.A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing-body-tail configurations in subsonic and supersonic flow. *NASA CR 2228*, Part I, II, 1973.
- [31] Lavrukhin G.N. *Aerogazodinamika reaktivnykh sopel. T. I. Vnutrennie charakteristiki sopel* [Aerogas dynamics of jet nozzles. Vol. I. Internal characteristics of nozzles]. Moscow, FIZMATLIT Publ., 2003, 230 p.
- [32] Kovalenko V.V., Chernyshev S.L. K voprosu o snizhenii zvukovogo udara [On the issue of reducing sonic boom]. *Uchenye zapiski TsAGI — TsAGI Science Journal*, 2006, vol. 37, no. 3, pp. 53–62.
- [33] Wlezien R., Veitch L. Quiet supersonic platform program. *AIAA Paper*, 2002, no. 2002-0143, 17 p.
- [34] Whitham G.B. The flow pattern of a supersonic projectile. *Comm. Pure Appl. Math.*, 1952, vol. 5, no. 3, pp. 301–338.
- [35] Waters M., Ardema M., Roberts C., Kroo I.M. Structural and aerodynamic considerations for an oblique all wing aircraft. *AIAA Aircraft Design Systems Meeting*, AIAA 92–4220, Aug. 24–26, 1992.
- [36] Menter F.R., Galpin P.F., Esch T., Kuntz M., Berner C. CFD simulations of aerodynamic flows with a pressure-based method. *Paper ICAS 2004-2.4.1*. Japan, Yokohama, 2004, 11 p.
- [37] Jones L.V. Lower bounds for sonic bangs. *J. Roy. Aeronaut. Soc.*, 1961, vol. 65, no. 606, pp. 433–436.
- [38] Jones L.V. Lower bounds for sonic bangs in the far field. *Aeronaut. Q.*, 1967, vol. XVIII, pt. I, pp. 1–21.
- [39] Seebass R. Minimum sonic boom shock strengths and overpressures. *Nature*, 1969, vol. 221, no. 5181, pp. 651–653.
- [40] George A.R. Lower bounds for sonic booms in the midfield. *AIAA J.*, 1969, vol. 7, no. 8, pp. 1542–1545.
- [41] George A.R., Seebass R. Sonic boom minimization including both front and rear shocks. *AIAA J.*, 1971, vol. 9, no. 10, pp. 2091–2903.
- [42] Seebass R., George A. Sonic boom minimization. *Journal of Acoustical Society of America*, 1972, vol. 51, no. 2, pp. 686–694.

Sidnyaev N.I., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of the Department of Higher Mathematics, Scientific and Educational Complex “Fundamental Sciences”, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: Sidnyaev@bmstu.ru