

АНАЛИЗ КОНЦЕПЦИЙ БАЗОВЫХ ОБЛИКОВ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ СВЕРХЗВУКОВЫХ ГРАЖДАНСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ОПЫТА ЗАРУБЕЖНЫХ РАЗРАБОТЧИКОВ

© 2021

А. Д. Алendarь аспирант кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); artem.alendar@mail.ru

А. Н. Грунин аспирант кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); grunin.anton@mail.ru

М. В. Силуянова доктор технических наук, доцент, профессор кафедры «Технология производства и эксплуатации двигателей летательных аппаратов»; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет); dc2mati@yandex.ru

Работа содержит результаты исследования концепций базовых обликов перспективных двигателей для сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов, проведённого в целях формирования прогноза развития авиационной техники с учётом опыта зарубежных разработчиков. Приводятся схемы двигателей, рассматриваемые в настоящее время как наиболее рациональные с точки зрения достижения высоких технико-экономических характеристик в диапазоне чисел Маха крейсерского полёта от 1,2 до 6. Рассматриваются преимущества и недостатки различных схемных решений по двигателям, а также вопросы их регулирования на различных режимах полёта. Представлены параметры некоторых двигателей, разрабатываемых и исследуемых в настоящее время для сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов. Анализ схем показывает, что увеличение числа Маха крейсерского полёта приводит к усложнению схем двигателей в направлении увеличения числа регулируемых элементов, числа контуров течения рабочего тела, усложнения архитектуры турбомашин, а также в направлении применения комбинированных схем и альтернативных топлив. При этом стремление удовлетворить ужесточающимся экологическим требованиям за счёт применения новых сложных схем двигателей, значительно отличающихся от газотурбинных двигателей традиционной архитектуры, неизбежно повлечёт за собой дополнительные технические риски ввиду недостаточности уровня технологической готовности большинства новых регулируемых узлов.

Сверхзвуковой гражданский летательный аппарат; число Маха; силовая установка; двухконтурный турбореактивный двигатель; двигатель изменяемого цикла; комбинированная силовая установка; турбопрямочный двигатель

Цитирование: Алendarь А.Д., Грунин А.Н., Силуянова М.В. Анализ концепций базовых обликов перспективных двигателей сверхзвуковых гражданских летательных аппаратов на основе опыта зарубежных разработчиков // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2021. Т. 20, № 3. С. 24-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36

Окончательный выбор рационального облика двигателя может быть сделан только при рассмотрении двигателя в системе силовой установки (СУ) на летательном аппарате (ЛА). Данный процесс представляет собой сложную междисциплинарную задачу, так как помимо уровня существующих технологий на облик двигателя значительное влияние оказывают проектные параметры самого ЛА, основным из которых является число Маха крейсерского полёта. В случае сверхзвуковой гражданской

техники дополнительными факторами, влияющими на облик двигателя, являются также экологические ограничения, в частности, уровень шума в районе аэропорта. Противоречивость требований к двигателю сверхзвукового и высокоскоростного пассажирского самолёта повлекла за собой исследования новых сложных схем двигателей, значительно отличающихся от классических газотурбинных двигателей (ГТД).

На первых сверхзвуковых пассажирских самолётах (СПС) (Ту-144, Concorde), а также в ходе работ по другим ранним проектам СПС (Boeing 2707 и пр.) в 60 – 70-х годах XX века рассматривались ГТД традиционных схем: турбореактивный двигатель с форсажем (ТРДФ) и двухконтурный турбореактивный двигатель с форсажем (ТРДДФ). Схема и значения параметров данных двигателей выбирались, в первую очередь, исходя из обеспечения их технических показателей без каких-либо экологических ограничений. Двигатели имели многоступенчатые компрессоры со степенью повышения давления $\pi_{к\Sigma}^* = 14 \dots 16$ и сравнительно низкие значения температуры газа перед турбиной $T_T^* = 1200 \dots 1400$ К. При таком уровне технологий целесообразными схемами являлись ТРД, ТРДФ и ТРДДФ с низкой степенью двухконтурности ($m_0 \approx 0,6$). Двигатели оснащались сверхзвуковыми плоскими воздухозаборниками внешнего сжатия, характеризующимися простотой конструкции, технологии изготовления и организации процесса торможения воздушного потока. Основные данные силовых установок СПС первого поколения представлены в табл. 1 [1].

Таблица 1. Параметры СУ СПС первого поколения

Самолёт	Ту-144С	Ту-144Д	Concorde	Boeing 2707-300
$M_{кр}$	2,35	2,15	2,04	2,7
Двигатель	НК-144А	РД-36-51А	Olympus 593-610	GE4
Кол-во двигателей	4	4	4	4
Тип двигателя	ТРДДФ	ТРД	ТРДФ	ТРДФ
Расположение двигателей	под крылом в спаренных мотогондолах			под крылом в изолированных мотогондолах
Тип ВЗ	плоский внешнего сжатия			с ЦТ смешанного сжатия
Тип сопла	сверхзвуковое коническое	сверхзвуковое с ЦТ	сверхзвуковое коническое	сверхзвуковое коническое
Тяга, кН	178	196,7	169,2	281
$\pi_{к\Sigma}^*$	14,75	16,1	15,5	12,5
T_T^* , К	1390	1442	1440	1204
m_0	0,6	–	–	–
Число ступеней	$2(+3)+6=1+2$	$15=3$	$7+7=1+1$	$9=2$

В ходе работ над ранними проектами сверхзвуковых самолётов бизнес-класса в 80 – 90-х годах помимо достижения высоких технических характеристик выполнялся учёт влияния вредных факторов на окружающую среду (шума, звукового удара и вредных выбросов в атмосферу). Проекты СПС этого периода имели более низкие значения числа Маха крейсерского полёта и взлётной массы по сравнению с СПС первого поколения. Кроме этого, экологические ограничения ещё не являлись столь критическими, чтобы привести к появлению принципиально новых схемных решений по СУ, поэтому в качестве основной схемы двигателя для проектов СПС данного периода являлся классический ТРДД с низкой степенью двухконтурности (до 0,8), параметрами на уровне

двигателей 4 поколения ($T_T^* = 1550 \dots 1650$ К, $\pi_{к\Sigma}^* = 15 \dots 25$) и без форсажной камеры. Двигатели для СПС разрабатывались, как правило, на основе двигателей военного назначения, среди которых можно выделить ТРДД Д-21А1, ТРДД ВК-21 и ТРДД АЛ-363 тягой 52,8 кН, 101,9 кН и 112,8 кН соответственно. Двигатель Д-21 являлся модификацией двигателя Д-30Ф6. Двигатель ВК21 являлся модификацией двигателя Р79 и в последующем получил обозначение Р134-300. Двигатель АЛ-363 разрабатывался на базе АЛ-31Ф [1].

В первой группе схем двигателей для СПС с ожидаемым годом ввода в эксплуатацию около 2025 – 2035 гг. можно выделить двигатели, предназначенные для полётов с крейсерским числом Маха до 1,2. В данном диапазоне скоростей полёта наиболее рациональной схемой представляется классический ТРДД со смешением потоков умеренной степени двухконтурности с нерегулируемым суживающимся соплом. Такая схема обеспечивает удовлетворительное согласование полётных режимов без использования регулируемых элементов двигателя и силовой установки в целом (воздухозаборника и сопла). Степень двухконтурности такого двигателя может находиться в диапазоне от 3,5 до 4,5, а суммарная степень повышения давления может достигать 40 и более [1; 2].

Для перспективного СПС с крейсерским числом Маха полёта от 1,4 до 1,8 в качестве основной схемы рассматривается ТРДД с регулируемым соплом. Считается, что такая схема двигателя способна обеспечить оптимальное согласование крейсерского и взлётного режимов двигателя с учётом требований по шуму в районе аэропорта за счёт перемещения рабочей точки на характеристике вентилятора. На взлётном малощумном режиме двигатель работает с максимальной приведённой частотой вращения вентилятора. При раскрытии критического сечения сопла рабочая точка на характеристике вентилятора опускается по напорной ветке, обеспечивая низкое значение степени повышения давления в вентиляторе и низкую скорость истечения струи из сопла. На трансзвуковом режиме площадь критического сечения сопла уменьшается при одновременном увеличении температуры газа перед турбиной для обеспечения максимального значения тяги. При этом рабочая точка на характеристике вентилятора поднимается к границе устойчивой работы. На сверхзвуковом крейсерском режиме рабочая точка на характеристике вентилятора занимает промежуточное положение, обеспечивая высокие значения коэффициента расхода воздухозаборника для снижения внешнего сопротивления. Следует учитывать, что диапазон возможного перемещения рабочей точки на характеристике традиционного вентилятора при максимальной приведённой частоте вращения ограничен областью работы без срывных явлений и флаттера. Также необходимо учитывать тот факт, что вентилятор с низким значением степени повышения давления работает в условиях с высокой неравномерностью потока на входе за сверхзвуковым воздухозаборником. Ограничение диапазона регулирования сужает возможности улучшения характеристик двигателя [2].

В настоящее время в данном диапазоне скоростей наиболее продвинулись General Electric и NASA, исследующие возможности создания ТРДД с регулируемым соплом для СПС на базе газогенератора ТРДД CFM56 (рис. 1). Данный газогенератор имеет оптимальную степень повышения давления ($\pi_k^* = 11$) для создания на его основе ТРДД для сверхзвуковых полётов с невысоким значением числа Маха. Стоит также упомянуть, что газогенератор этого типа используется в двигателях F101 и F110 сверхзвуковых самолётов В-1, F-14, F-15 и F-16.

Компания General Electric разрабатывает двигатель Affinity взлётной тягой около 80 кН для самолёта Aegion AS2. Двигатель включает двухступенчатый вентилятор с входным направляющим аппаратом, 9-ступенчатый компрессор высокого давления (КВД), кольцевую камеру сгорания (КС), одноступенчатую турбину высокого давления (ТВД), двухступенчатую турбину низкого давления (ТНД) и сопло с центральным те-

лом. По предварительным данным двигатели оснащаются сверхзвуковыми осесимметричными воздухозаборниками с центральным телом. Степень двухконтурности двигателя на взлётном режиме составляет 3,1, диаметр вентилятора 1,33 м.

Специалистами NASA разработан облик двигателя на базе газогенератора CFM56-7B27, предназначенного для СПС с крейсерским числом Маха полёта 1,4, взлётной массой 45...55 т [3]. Двигатель выполнен по схеме со смешением потоков обоих контуров и имеет на взлётном режиме степень двухконтурности 3 и степень повышения давления 21. Вентилятор одноступенчатый и имеет степень повышения давления 2,2 при максимальном КПД. Температура газа перед турбиной на крейсерском режиме принята на уровне двигателя CFM56-7B27 на взлётном режиме (1678 К), что потребует модернизации турбины высокого давления ввиду большей длительности работы двигателя СПС при максимальных температурах горячей части. Двигатель имеет сопло с центральным телом с регулируруемыми сверхзвуковыми створками.

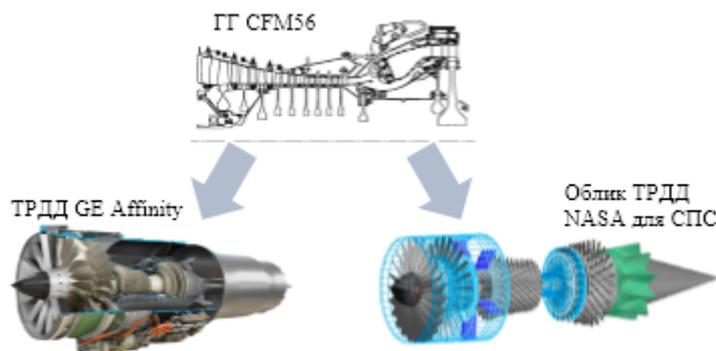


Рис. 1. Двигатели для СПС, разрабатываемые на базе газогенератора ТРДД CFM56

В рамках исследовательских программ, проводимых в США и Европе, рассматривается возможность расширения диапазона режимов работы двигателя за счёт применения в схеме ТРДД регулируемого смесителя (ТРДДрс) [4]. По сравнению со схемой традиционного ТРДД схема ТРДДрс (рис. 2) позволяет достичь большей величины тяги на трансзвуковом режиме: путём регулирования смесителя имеется возможность повысить температуру газа перед турбиной при поддержании максимального значения приведённой частоты вращения вентилятора. Регулируемый смеситель может быть реализован в различных конструктивных исполнениях. Одним из примеров является схема с осевым перемещением смесителя в коническом канале, предложенная компанией Rolls-Royce [5].

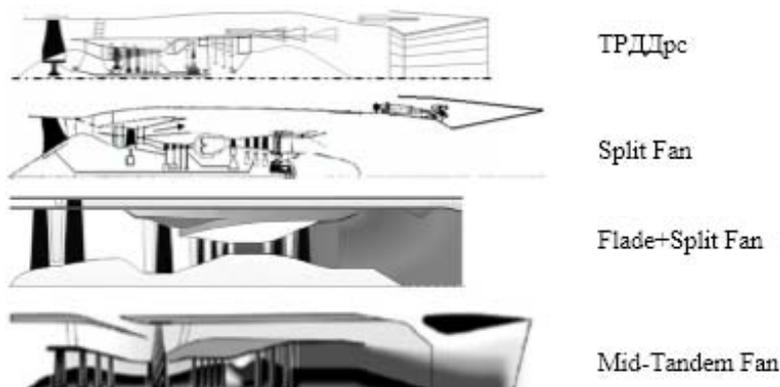


Рис. 2. Схемы двигателей изменяемого цикла, рассматриваемые для СПС

Для СПС с ожидаемым годом ввода в эксплуатацию около 2035+ предъявляются крайне высокие требования к топливной эффективности и экологичности. Для обеспечения комплекса характеристик во всем диапазоне эксплуатационных режимов ожидается применение схемы двигателя изменяемого цикла (ДИЦ) с большим количеством варьируемых параметров. Удовлетворение противоречивым требованиям на основных режимах работы двигателя СПС теоретически возможно за счёт увеличения числа контуров, управляемых под требования того или иного режима. Такие контуры могут выполняться с лопаточными машинами, а также иметь дополнительные управляемые узлы. Увеличение числа контуров, как правило, требует отказа от традиционной схемы турбомашин и использования таких решений, как двухуровневый вентилятор Flade [6], двухкаскадный вентилятор Split Fan (рис. 2) [7], их взаимная комбинация (рис. 2) [8], выносной вентилятор и пр. Использование нетрадиционной схемы турбокомпрессора возможно также в схеме двухконтурного двигателя Mid-Tandem Fan (рис. 2) [9].

С точки зрения СПС двигатель FLADE даёт преимущества, когда он работает как трёхконтурный двигатель с высокими значениями степени двухконтурности и приведённого расхода воздуха на взлётно-посадочном режиме, и как двухконтурный двигатель с умеренной степенью двухконтурности на полётных режимах.

Схема Split Fan (или Core Driven Fan Stage) была предложена компанией General Electric в 1970-е годы и позволяет расширить диапазон изменения степени повышения давления в вентиляторе. Первая ступень компрессора высокого давления выполнена по двухъярусной схеме. Внешняя её часть расположена в канале наружного контура. Концепция данного двигателя заключается в изменении степени повышения давления во втором контуре двигателя за счёт изменения величины работы наружной части двухъярусной лопатки путём поворота её входного направляющего аппарата. Это обеспечивает поддержание высокой суммарной степени повышения давления в двигателе при переводе наружной части ступени в режим с минимальной степенью повышения давления.

Дальнейшим развитием схемы двигателя FLADE с дополнительной частью вентилятора, работающей на отдельный контур, является схема с использованием в качестве внутреннего контура двигателя Split Fan, т.е. комбинация двух указанных выше схем. Такая схема имеет четыре контура и предоставляет большие возможности по согласованию режимов работы двигателя, однако за счёт значительного усложнения конструкции.

Базовым принципом двигателя схемы Mid-Tandem Fan является увеличение степени двухконтурности двигателя с меньшим по сравнению с ТРДД традиционной схемы входным диаметром. Вентилятор, приводимый в действие турбиной низкого давления, устанавливается за компрессором среднего давления. На дозвуковом режиме створки в наружном корпусе перед вентилятором открыты и в вентилятор поступает воздух как через фронтальный воздухозаборник, так и через боковые каналы. На выходе из второго контура воздух смешивается с потоком первого контура и попадает в сопло, как в классическом ТРДД. На сверхзвуковом режиме каналы в наружном корпусе закрываются.

Необходимо отметить, что негативной стороной увеличения числа контуров и использования нетрадиционных схем турбомашин является значительное увеличение сложности и, как следствие, массы, стоимости и, по-видимому, размеров двигателя. Сложные схемы турбомашин и управление узлами могут понизить их эффективность на определённых режимах, а также привести к дополнительным утечкам воздуха. Уровень технологической готовности большинства управляемых узлов достаточно низок и рассмотрение данных схем для двигателя ближней перспективы ведёт к значительному увеличению технических и экономических рисков.

Дальнейшее увеличение числа Маха крейсерского полёта (от 3 и выше) обуславливает переход от газотурбинных схем двигателей к комбинированным силовым установкам (КСУ).

Компания *Hermeus Corporation* (США) приступила к разработке СУ для высокоскоростного пассажирского самолёта (ВПС) бизнес-класса, рассчитанного на крейсерскую скорость полёта, соответствующую числу Маха $M_{\Pi} = 5$. Предполагается, что данный проект может быть реализован с использованием существующих технологий и технологий ближайшей перспективы. При этом ограничение максимальной скорости полёта числом $M_{\Pi} = 5$ является одним из важных условий, при котором возможно использование существующих материалов. При $M_{\Pi} > 5$ уже необходимо применять материалы на основе никеля, а при более высоких скоростях – композиционные материалы с керамической матрицей. По предварительным данным разрабатываемая КСУ включает в себя сочетание ТРД/ТРДД и дозвуковой ПВРД с коаксиальным расположением контуров. Работа над проектом находится на стадии концептуальных исследований, проработки и выбора наиболее оптимальной компоновки самолёта. В обеспечение создания КСУ были проведены испытания демонстратора форсажно-прямоточной камеры сгорания (КС) (рис. 3).

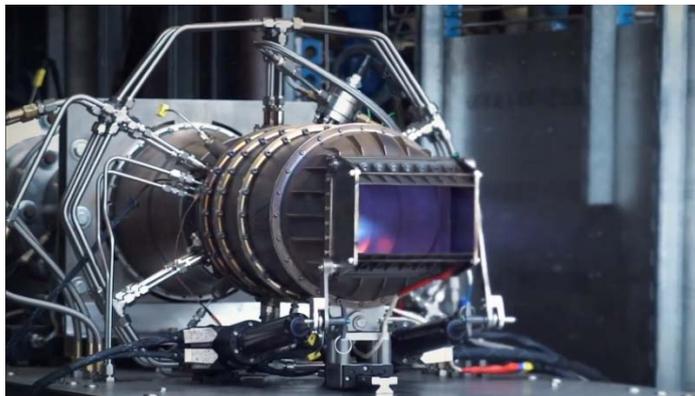


Рис. 3. Испытания демонстратора форсажно-прямоточной КС СУ компанией *Hermeus Corporation*

Японское аэрокосмическое агентство (JAXA) также осуществляет исследования в области создания СУ для ВПС. Направления работ включают разработку силовой установки комбинированного цикла (разработка демонстрационного образца тягой 1 кН, который может работать от взлёта и до скорости $M_{\Pi} \approx 5$), системный анализ концепции такой СУ, отработку термостойкости конструкции и другие работы. При полёте на $M_{\Pi} \approx 5$ температура в зоне «горла» воздухозаборника достигает 1300 К, для её снижения до 600 К рассматривается применение «предварительного охлаждения» за счёт хладоресурса топлива (жидкого водорода). Таким образом, силовая установка комбинированного цикла сможет работать от взлёта до скорости $M_{\Pi} \approx 5$. Силовая установка для ВПС состоит из следующих основных компонентов (рис. 4) [10]: регулируемого воздухозаборника (ВЗ), обеспечивающего торможение воздушного потока до дозвуковой скорости; теплообменника для охлаждения поступающего воздуха жидким водородом; основного двигателя (турбореактивного) для генерирования газа высокого давления; дожигателя-камеры сгорания для выработки высокотемпературного газа; регулируемого сопла.



Рис. 4. Схема силовой установки для ВПС

В настоящее время проводятся испытания двигателя в наземных условиях на стенде в космическом центре Kakuda JAXA, на котором моделируются условия полёта при $M_{II} \approx 5$. Необходимо отметить, что заявленная степень охлаждения воздуха на режиме полёта с числом $M_{II} \approx 5$ ($T_H^* = 1250$ К) до температуры на входе в двигатель $T_{ex}^* \approx 570$ К обеспечивается только при коэффициенте избытка воздуха $\alpha_{\Sigma} \approx 0,6$ с высокой степенью эффективности воздухо-водородного теплообменника ($\varepsilon_{TO} = 0,85$).

Разрабатываемая в Китайской Народной Республике силовая установка Turbo-aided Rocket-augmented Ram/scramjet Engine (TRRE) имеет параллельное расположение контуров с общим плоским регулируемым входным устройством смешанного сжатия и плоским соплом одностороннего расширения. Все типы двигателей в качестве основного топлива используют керосин. В ракетном двигателе в качестве окислителя используется жидкий кислород. Введение в силовую установку ракетного двигателя предполагает улучшение тяговых характеристик и обеспечение стабильной работы на режимах переключения контуров. Ракетные двигатели, располагающиеся ближе к соплу, предназначены для создания дополнительной тяги в трансзвуковом диапазоне скоростей и на переходных режимах, а установленный в районе горла воздухозаборника – для стабилизации пламени в камере сгорания ПВРД на режиме до включения при $M_{II} \approx 6$. По предварительным расчётам двигатель будет обеспечивать стабильную работу в широком диапазоне чисел Маха (от 0 до 6) и высот (от 0 до 33 км) полёта. Данная СУ может быть использована на высокоскоростных летательных аппаратах различного назначения или первой ступени многоразовой транспортной космической системы (рис. 5) [11].



Рис. 5. Схема силовой установки TRRE

При разгоне TRRE работает следующим образом [12]. На старте и вплоть до $M_{\Pi} \approx 2$ работают ГТД, а ракетные двигатели включаются на трансзвуковых скоростях и выключаются после прохождения этого участка. При приближении к $M_{\Pi} \approx 2$ канал с ГТД перекрывается и СУ начинает работать в режиме ракетно-прямоточного двигателя. При $M_{\Pi} \approx 6$ TRRE переходит на режим работы ПБРД.

Силовая установка SABRE, предложенная компанией Reaction Engines, – это КСУ с глубоким охлаждением воздуха, конструктивно объединённая с ЖРД [13]. Процесс работы силовой установки SABRE представлен схемой на рис. 6. Набегающий поток воздуха тормозится в двухскачковом ВЗ 1, на выходе из которого часть воздуха, образующая основной поток, проходит через гелиево-воздушный теплообменник 2, в котором захлаживается до 130 К, но при этом остаётся газом. Охлаждённый воздух подаётся в компрессор 3 и за ним разделяется: большая часть подаётся в основную КС 4, оставшийся воздух поступает в газогенератор 5, образуя генераторный газ, переобогащённый испарённым водородом. Генераторный газ проходит через теплообменник 6 и подаётся в основную КС 4, где дожигается в основном потоке воздуха, а продукты сгорания расширяются в выходном устройстве 7, создавая основную тягу двигателя. Поскольку на малых скоростях полёта ВЗ обеспечивает избыточный для работы основной КС расход воздуха, то его часть отводится мимо теплообменника в наружный кольцевой канал. Для обеспечения нормальной работы ВЗ и снижения потерь импульса в наружном контуре организованы прямоточные КС, в которых сжигается часть водорода топлива, необходимая для обеспечения требуемой величины хладоресурса и получения нужного значения температуры охлаждённого гелия. Расход водорода превышает расход, необходимый для работы основной КС, и для сохранения топливной эффективности его избыток сжигается в прямоточных КС. По оценкам разработчиков прямоточный контур обеспечивает значительный вклад в создание тяги двигателя на атмосферном участке полёта.

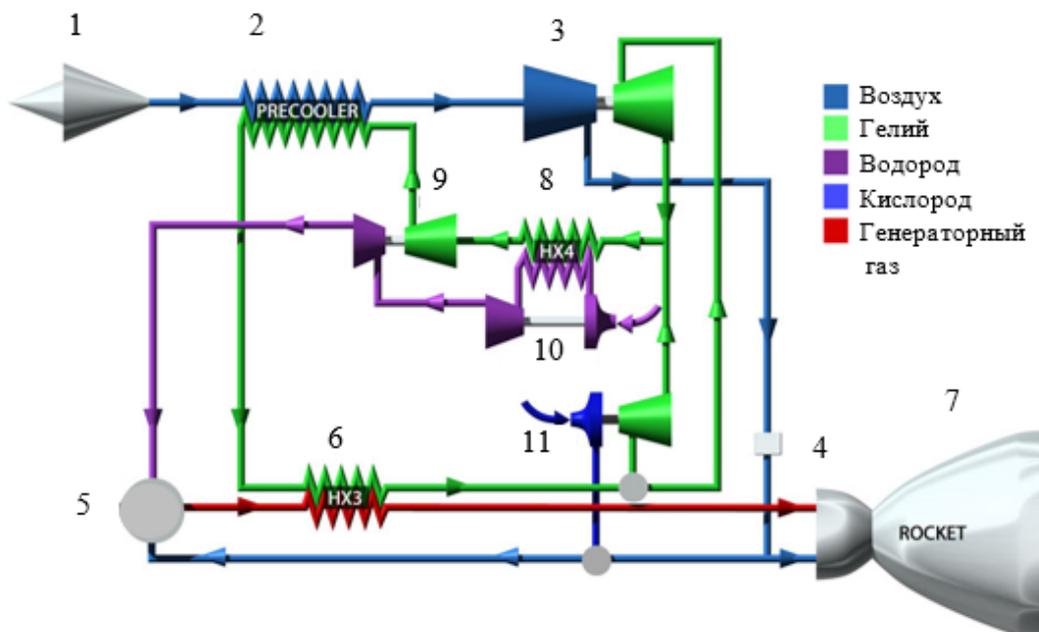


Рис. 6. Схема работы силовой установки SABRE:

1 – воздухозаборник; 2 – теплообменник; 3 – компрессор; 4 – основная КС (ВРД и ЖРД);
5 – газогенератор; 6 – теплообменник НХЗ; 7 – реактивное сопло; 8 – теплообменник НХ4;
9 – ТНА; 10 – водородный ТНА; 11 – кислородный ТНА

При $M_{\text{н}} \approx 5$ на высоте 26 км начинается переключение двигателя с режима ВРД на ракетный режим работы: центральное тело ВЗ сдвигается вперёд против потока и перекрывает канал ВЗ, изменяется замкнутый рабочий цикл промежуточного теплоносителя – отключается турбокомпрессор и подключается турбонасосный агрегат для подачи жидкого кислорода из бортового бака, двигатель переходит на режим ЖРД. При $M_{\text{н}} = 5,5$ и уменьшении высоты до 25 км этот процесс переключения завершается [14 – 16].

Отметим, что единственным хладагентом на борту ЛА является жидкий водород. Гелий же является лишь теплоносителем, обеспечивающим передачу тепла от воздуха к водороду. Это усложнение цикла, в отличие от непосредственного охлаждения воздуха водородом, объясняется, скорее всего, значительным снижением пожарной опасности (в цикле отсутствует непосредственный рекуперативный контакт водорода с воздухом), в отличие от СУ самолёта JAXA. Вызывает сомнение степень захлаживания воздуха, заявленная разработчиками, – вплоть до начала сжижения воздуха. В этом случае обеспечить необходимый температурный перепад на режиме полёта с числом $M_{\text{н}} \approx 5$ ($T_{\text{н}}^* = 1250 \text{ K}$) не представляется возможным даже при непосредственном охлаждении воздуха водородом.

Также компания Reaction Engines в рамках проекта LAPCAT осуществляла разработку силовой установки Scimitar (рис. 7) [17]. Входное устройство – осесимметричное, трёхскачковое, внешнего сжатия. Теплообменник предварительного охлаждения состоит из шести сегментов, каждый из которых имеет 70 модулей и обеспечивает охлаждение воздуха на входе в компрессор до 635 К. Компрессор двухвальный с противовращением со степенью повышения давления $\pi_k^* = 4,07$. Регенеративный теплообменник расположен вокруг компрессора. После воздухозаборника основной расход воздуха, так же как в SABRE, охлаждается в гелиево-воздушном теплообменнике, затем направляется в компрессор. Другая часть расхода воздуха образует вторичный поток, который проходит мимо теплообменника в наружный канал. После компрессора основной воздух поступает не сразу в основную КС, а в газогенератор, где вместе с водородом образует продукты сгорания обеднённой смеси.

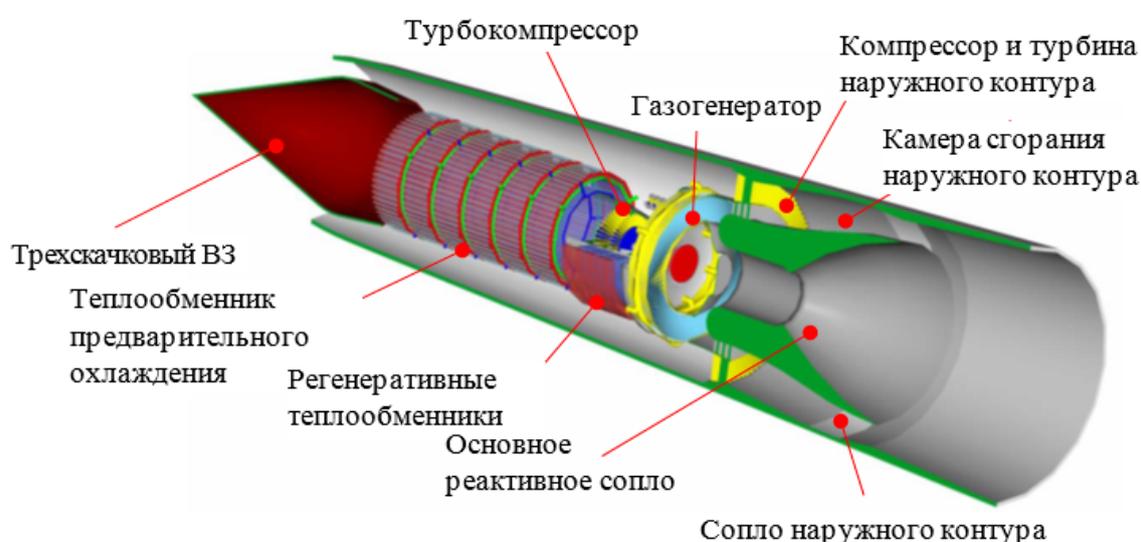


Рис. 7. Общий вид силовой установки Scimitar

Далее генераторный газ разделяется на два потока: одна часть поступает в основную КС для сжигания подаваемого в камеру испарённого водорода, а другая – на турбину двухступенчатого компрессора, расположенного в наружном кольцевом канале. После турбины эта часть расхода продуктов сгорания из газогенератора подмешивается к воздуху и подаётся в КС наружного канала для сжигания дополнительного расхода водорода, далее – в сопло наружного контура. Наружный канал кроме того, что аналогично SABRE обеспечивает нормальную работу ВЗ, также служит для увеличения топливной эффективности (выполняет роль второго контура ТРДД) на взлёте, посадке и скоростях полёта до $M_n \approx 2,5$. Замкнутый цикл промежуточного охлаждения гелием в целом повторяет гелиевый контур в SABRE, однако отличается наличием двухступенчатого гелиево-воздушного теплообменника из-за меньшего расхода водорода и, как следствие, меньшего хладоресурса гелия, а также наличием системы регенеративных гелиевых теплообменников.

Промежуточный теплоноситель (в данном случае – гелий) не является хладагентом, а предназначен только для перераспределения тепла в цикле. Такой усложнённый подход оправдан снижением уровня пожароопасности.

Однако и в этих СУ реализация хладоресурса топлива для значительного снижения температуры воздуха потребует существенного увеличения расхода водорода, приводящего к снижению коэффициента избытка воздуха ($\alpha_{КС} < 0,5$).

По результатам анализа базовых обликов СУ сверхзвуковых и высокоскоростных гражданских ЛА условно можно разделить схемы СУ по числу Маха так, как это показано в табл. 2.

Таким образом, в статье рассмотрены концепции базовых обликов двигателей нового поколения для перспективных СПС и ВПС в широком диапазоне скоростей полёта и ожидаемого периода времени ввода в эксплуатацию. Важно отметить, что параметром, оказывающим наибольшее влияние на выбор схемы СУ, является расчётное число Маха крейсерского полёта, обуславливающее переход от традиционных газотурбинных схем двигателей к ДИЦ и комбинированным силовым установкам (КСУ). Однако такое усложнение СУ влечёт за собой значительные технические и экономические риски, вызванные относительно низким существующим уровнем проработки технологий и высокой стоимостью повышения их уровня.

Таблица 2. Типы СУ ВПС в зависимости от числа Маха крейсерского полёта

Тип ЛА	$M_{кр}$	Тип СУ	Топливо	Особенности
СПС	1,4–2,2	ТРДД, ДИЦ	керосин	без форсажной КС
ВПС	3,0–3,5	ТРДД(Ф)	керосин	с ФКС, работающей с некоторого числа $M_{ф}$ полёта
ВПС	3,5–4,5	КСУ ТПД	керосин	Параллельные контуры ГТД и ПВРД КСУ с переходом на режим ПВРД с перекрытием входа в ГТД
ГПС	5,0–7,0	КСУ	метан, водород	Параллельные контуры ГТД и ПВРД, переход на режим ПВРД с перекрытием входа в ГТД

Библиографический список

1. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. V. 90. P. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
2. Grewe V., Plohr M., Cerino G., Di Muzio M., Deremaux Y., Galerneau M., de Saint M.P., Chaika T., Hasselrot A., Tengzelius U., Korovkin V.D. Estimates of the climate impact of the future small-scale supersonic transport aircraft – results from the HISAC EU-project // *Aeronautical Journal*. 2010. V. 114, Iss. 1153. P. 199-206. DOI: 10.1017/s000192400000364x
3. Berton J.J., Huff D.L., Seidel J.A., Geiselhart K.A. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies // *AIAA SciTech Forum* (January, 6-10, 2020, Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2020-0263
4. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Mironov A. Quiet powerplant concept with adaptive fan variable cycle engine for future supersonic commercial aircraft // *23rd International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE 2017)* (September, 3-8, 2017, Manchester, United Kingdom). 2017. V. 1. P. 171-187.
5. Denney R.K., Tai J.C., Kestner B.K., Marvis D.N. Variable cycle optimization for supersonic commercial applications // *SAE Technical Papers*. 2005. DOI: 10.4271/2005-01-3400
6. Morgenstern J., Norstrud N., Stelmack M., Skoch C. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program. NASA/CR-2010-216796. Lockheed Martin Aeronautics Company, Palmdale, California, 2010. 140 p.
7. Zhou H., Gao X., Wang Z., Zhang W. The transient performance of FLADE variable cycle engine during mode transition // *Lecture Notes in Electrical Engineering*. 2019. V. 459. P. 1685-1695. DOI: 10.1007/978-981-13-3305-7_135
8. Berton J.J., Haller W.J., Senick P.F., Jones S.M., Seidel J.A. A comparative propulsion system analysis for the high-speed civil transport. NASA/TM—2005-213414. Glenn Research Center, Cleveland, 2005. 106 p.
9. Whurr J. Propulsion system concepts and technology requirements for quiet supersonic transports // *International Journal of Aeroacoustics*. 2004. V. 3, Iss. 3. P. 259-270. 2004. DOI: 10.1260/1475472042887434
10. Sato T., Taguchi H., Kobayashi H., Kojima T., Okai K., Fujita K., Masaki D., Hongo M., Ohta T. Development study of precooled-cycle hypersonic turbojet engine for flight demonstration // *Acta Astronautica*. 2007. V. 61, Iss. 1-6. P. 367-375. DOI: 10.1016/j.actaastro.2007.01.012
11. Wei B., Ling W., Luo F., Gang Q. Propulsion performance research and status of TRRE engine experiment // *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Hypersonics 2017* (March, 6-9, 2017, Xiamen, China). DOI: 10.2514/6.2017-2351
12. Ling W., Wei B., Luo C., Li T., Gang Q. A novel turbo-aided rocket-augmented Ramjet combined cycle engine concept // *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2015. V. 10. P. 7847-7857.
13. Hemsell M. Progress on the SKYLON and SABRE // *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2013. V. 11. P. 8427-8440.
14. Murray J.J., Hemsell C.M., Bond A. An experimental precooler for airbreathing rocket engines // *Journal of the British Interplanetary Society*. 2001. V. 54, Iss. 5-6. P. 199-209.
15. Longstaff R., Bond A. The SKYLON project // *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference* (April, 11-14, 2011, San Francisco, California). DOI: 10.2514/6.2011-2244

16. Hemsell M., Longstaff R., Varvill R. SKYLON users' manual. Reaction Engines Ltd, 2014. 60 p.

17. Jivraj F., Varvill R., Bond A., Paniagua G. The scimitar precooled Mach 5 engine // Proceedings of the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (July, 01-06, 2007, Brussels, Belgium).

ANALYSIS OF BASIC CONCEPTS OF ADVANCED ENGINES FOR SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT ON THE BASIS OF FOREIGN DESIGNERS' EXPERIENCE

© 2021

A. D. Alendar Postgraduate Student, Department of Technology of Production and Operation of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; artem.alendar@mail.ru

A. N. Grunin Postgraduate Student, Department of Technology of Production and Operation of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; grunin.anton@mail.ru

M. V. Siluyanova Doctor of Science (Engineering), Associate Professor, Professor of the Department of Technology of Production and Operation of Aircraft Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation; dc2mati@yandex.ru

The work contains the results of a study of the basic design concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft, carried out in order to make a forecast for the development of aviation technology, taking into account the experience of foreign designers. Engine designs are presented that are considered to be the most rational ones from the point of view of achieving high technical and economic parameters in the range of cruise Mach numbers from 1.2 to 6. Advantages and disadvantages of various engine designs, as well as issues of engine regulation at different flight modes, are discussed. The parameters of some engines being developed and studied at present for supersonic civil aircraft are presented. The analysis of the designs shows that an increase in the cruise Mach number leads to a complication of engine designs in the direction of an increase in the number of controlled elements, the number of working fluid flow paths, a complication of the architecture of turbomachines, as well as in the direction of using combined schemes and alternative fuels. The aspiration to meet new reinforced ecological requirements through the use of new, complex engine designs that differ significantly from traditional gas turbine engines will inevitably entail additional technical risks due to the insufficient level of technological readiness of most of the new controlled units.

Supersonic civil aircraft; Mach number; power plant; turbofan engine; adaptive cycle engine; combined power plant; turbo-ramjet engine

Citation: Alendar A.D., Grunin A.N., Siluyanova M.V. Analysis of basic concepts of advanced engines for supersonic civil aircraft on the basis of foreign designers' experience. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2021. V. 20, no. 3. P. 24-36. DOI: 10.18287/2541-7533-2021-20-3-24-36

References

1. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. V. 90. P. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
2. Grewe V., Plohr M., Cerino G., Di Muzio M., Deremaux Y., Galerneau M., de Saint M.P., Chaika T., Hasselrot A., Tengzelius U., Korovkin V.D. Estimates of the climate impact of the future small-scale supersonic transport aircraft – results from the HISAC EU-project.

Aeronautical Journal. 2010. V. 114, Iss. 1153. P. 199-206.
DOI: 10.1017/s000192400000364x

3. Berton J.J., Huff D.L., Seidel J.A., Geiselhart K.A. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies. *AIAA SciTech Forum (January, 6-10, 2020, Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2020-0263

4. Korovkin V., Evstigneev A., Makarov V., Mironov A. Quiet powerplant concept with adaptive fan variable cycle engine for future supersonic commercial aircraft. *23rd International Symposium on Air Breathing Engines (ISABE 2017) (September, 3-8, 2017, Manchester, United Kingdom)*. 2017. V. 1. P. 171-187.

5. Denney R.K., Tai J.C., Kestner B.K., Marvis D.N. Variable cycle optimization for supersonic commercial applications. *SAE Technical Papers*. 2005. DOI: 10.4271/2005-01-3400

6. Morgenstern J., Norstrud N., Stelmack M., Skoch C. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program. NASA/CR-2010-216796. Lockheed Martin Aeronautics Company, Palmdale, California, 2010. 140 p.

7. Zhou H., Gao X., Wang Z., Zhang W. The transient performance of FLADE variable cycle engine during mode transition. *Lecture Notes in Electrical Engineering*. 2019. V. 459. P. 1685-1695. DOI: 10.1007/978-981-13-3305-7_135

8. Berton J.J., Haller W.J., Senick P.F., Jones S.M., Seidel J.A. A comparative propulsion system analysis for the high-speed civil transport. NASA/TM—2005-213414. Glenn Research Center, Cleveland, 2005. 106 p.

9. Whurr J. Propulsion system concepts and technology requirements for quiet supersonic transports. *International Journal of Aeroacoustics*. 2004. V. 3, Iss. 3. P. 259-270. 2004. DOI: 10.1260/1475472042887434

10. Sato T., Taguchi H., Kobayashi H., Kojima T., Okai K., Fujita K., Masaki D., Hongo M., Ohta T. Development study of precooled-cycle hypersonic turbojet engine for flight demonstration. *Acta Astronautica*. 2007. V. 61, Iss. 1-6. P. 367-375. DOI: 10.1016/j.actaastro.2007.01.012

11. Wei B., Ling W., Luo F., Gang Q. Propulsion performance research and status of TRRE engine experiment. *21st AIAA International Space Planes and Hypersonics Technologies Conference, Hypersonics 2017 (March, 6-9, 2017, Xiamen, China)*. DOI: 10.2514/6.2017-2351

12. Ling W., Wei B., Luo C., Li T., Gang Q. A novel turbo-aided rocket-augmented Ramjet combined cycle engine concept. *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2015. V. 10. P. 7847-7857.

13. Hemsell M. Progress on the SKYLON and SABRE. *Proceedings of the International Astronautical Congress*. 2013. V. 11. P. 8427-8440.

14. Murray J.J., Hemsell C.M., Bond A. An experimental precooler for airbreathing rocket engines. *Journal of the British Interplanetary Society*. 2001. V. 54, Iss. 5-6. P. 199-209.

15. Longstaff R., Bond A. The SKYLON project. *17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference (April, 11-14, 2011, San Francisco, California)*. DOI: 10.2514/6.2011-2244

16. Hemsell M., Longstaff R., Varvill R. SKYLON users' manual. Reaction Engines Ltd, 2014. 60 p.

17. Jivraj F., Varvill R., Bond A., Paniagua G. The scimitar precooled Mach 5 engine. *Proceedings of the 2nd European Conference for Aerospace Sciences (July, 01-06, 2007, Brussels, Belgium)*.