

Научная статья

УДК 621.452

URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179118>

ПРИМЕНЕНИЕ РЕГУЛИРУЕМОГО ПЕРЕПУСКА ВОЗДУХА ИЗ КОМПРЕССОРА ТРДД СВЕРХЗВУКОВОГО ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Сергей Мирославович Каленский¹, Юрий Александрович Эзрохи² ✉

^{1, 2} Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова,
Москва, Россия

¹ 30105@ciam.ru

² yaezrokhi@ciam.ru ✉

Аннотация. В статье проанализированы основные требования, предъявляемые к силовой установке сверхзвукового пассажирского самолета. Рассмотрены особенности их реализации при использовании турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД), выполненных на базе существующих газогенераторов.

Предложена математическая модель схемы двухконтурного двигателя с регулируемым перепуском воздуха из компрессора во второй контур. Дана оценка изменения параметров такого двигателя относительно параметров ТРДД традиционной схемы.

Ключевые слова: перепуск воздуха из компрессора, турбореактивный двухконтурный двигатель, двигатель изменяемого цикла, сверхзвуковой пассажирский самолет

Для цитирования: Каленский С.М., Эзрохи Ю.А. Применение регулируемого перепуска воздуха из компрессора ТРДД сверхзвукового пассажирского самолета // Вестник Московского авиационного института. 2024. Т. 31. № 1. С. 165–173. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179118>

Original article

APPLICATION OF CONTROLLED AIR BY-PASS FROM THE TURBOFAN ENGINE COMPRESSOR FOR SUPERSONIC PASSENGER PLANE

Sergei M. Kalenskii¹, Yuri A. Ezrokhi² ✉

^{1, 2} Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov,
Moscow, Russia

¹ 30105@ciam.ru

² yaezrokhi@ciam.ru ✉

Abstract

The authors consider the possibility of the bypass turbofan engine with controlled air by-pass from the compressor to the secondary duct for the supersonic passenger plane.

The turbofan engine should meet noise requirements at the takeoff mode. This is associated with the restriction of the jet efflux velocity from the jet nozzle, and the engine should be of rather high bypass ratio.

Both high efficiency and bypass ratio reduction are required at the supersonic cruising mode.

The authors propose a variable cycle engine with controlled air bypass from the compressor to the secondary duct to make these controversial requirements consistent.

The most rational way is air bleeding behind the first stage of the high-pressure compressor. It saves energy consumption on the air bleed compression and improves its mixing arrangement.

Mathematical model of the said variable cycle engine is based on the mathematical model of the turbofan engine with flows mixing and common nozzle. The initial model is supplemented with the bleed air parameters computing block and a block for computing its mixing with the second circuit flow.

According to the widespread approach, the options of variable cycle engine were considered based on one and the same implemented gas generator of the fourth generation engine.

Computational estimates were conducted in two stages.

At the first stage, the initial bypass ratio effect on parameters of the conventional engine scheme and variable cycle engine with bypass were estimated.

Maximal takeoff mode was selected as a computational mode. The engine thrust values at the other modes of the flight cycle were being set proportional to the maximal takeoff mode thrust.

The compressor air bleed at the subsonic modes was 10% and 20%, and there was no bypass at the supersonic modes.

At the second stage of computations, parameters comparison of the variable cycle engine and turbofan engine of the conventional scheme for their application as a part of similar flying vehicles has been executed (at the same air consumption).

The following results were obtained at the rated takeoff mode (with reduced noise level): the nozzle jet efflux velocity of the variable cycle engine will be equal to the turbofan engine jet efflux velocity at the ~5.5% greater thrust; 2.5% less specific fuel consumption and 7.5% greater high-pressure compressor stability margin.

The variable cycle engine thrust will be the same as the one of the conventional turbofan engine at the prior to the turbine temperature increase by 20–25 K. Its specific fuel consumption herewith will reduce by ~0.5%.

Keywords: air by-passing from the compressor, bypass turbofan engine, variable cycle engine, supersonic passenger plane

For citation: Kalenskii S.M., Ezrokhi Yu.A. Application of Controlled Air By-Pass from the Turbofan Engine Compressor for Supersonic Passenger Plane. *Aerospace MAI Journal*, 2024, vol. 31, no. 1, pp. 165–173. URL: <https://vestnikmai.ru/publications.php?ID=179118>

Введение

В 60–70-х гг. XX века в нашей стране и за рубежом были реализованы проекты создания сверхзвуковых пассажирских самолетов (СПС) Ту-144 и Concorde (англо-французский совместный проект). Работы по созданию СПС в данный период также велись и в США. Это проекты Boeing 2707 и Lockheed L-2000 в рамках программы NASA “National Supersonic Transport”, которая была закрыта по финансово-экономическим причинам в 1971 г.

Для данных проектов СПС в качестве основной силовой установки рассматривались газотурбинные двигатели (ГТД) традиционных схем соответствующего поколения турбореактивных двухконтурных двигателей с форсажной камерой (ТРДДФ) НК-144А, ТРД РД-36-51А, ТРДФ Olympus 593-610, ТРДФ GE4 [1, 2].

Опыт использования первых СПС выявил наличие ряда серьезных проблем в их экономической

эффективности, в шумовом воздействии на среду и безопасности полетов, которые на тот момент не смогли найти своего решения, что в конечном итоге и привело к прекращению эксплуатации этих СПС.

Начиная с 2000-х годов в ряде стран (США, ЕС, Россия и Япония) исследования в области создания сверхзвуковых гражданских самолетов вновь активизировались.

В «Стратегическом исполнительном плане деятельности NASA в области аэронавтики» [3] среди шести стратегических задач в авиационной области (Strategic Thrusts) задача «Инновации в коммерческом сверхзвуковом самолете» (Innovation in Commercial Supersonic Aircraft) занимает одно из первых мест.

В соответствии с данным планом была разработана дорожная карта работ по созданию коммерческого сверхзвукового самолета, состоящая из нескольких этапов.

На первом этапе (до 2025 г.) предусматривается проведение исследований, направленных на разработку и согласование с международными и национальными авиационными организациями ряда сертификационных требований и стандартов.

На втором этапе (2025–2035 гг.) ставится задача введения в эксплуатацию экономически доступного, с низким уровнем звукового удара (от ударных волн, образующихся при преодолении летательным аппаратом звукового барьера [4, 5]), с низким уровнем шума (при прохождении контрольных точек вблизи аэродрома [6]) и эмиссии вредных веществ двигателей сверхзвукового воздушного транспорта [7].

Исследования, проводимые по программам, финансируемым NASA, позволили ряду американских компаний начать собственные разработки СПС. Прежде всего, обращают на себя внимание разработки четырех американских компаний: Lockheed Martin, Boom Airliner, Aerion и Spike [8–11].

Для силовых установок разрабатываемых СПС (из соображений минимизации временных и материальных затрат на создание) чаще всего рассматривалась разработка двигателей на основе существующих газогенераторов: Pratt & Whitney PW800, General Electric Passport 20 и Rolls-Royce BR710 [12].

Так, например, компания General Electric предложила для этой цели двигатель Affinity, разрабатываемый на базе газогенератора ТРДД CFM56. По предварительным данным, двигатель Affinity (рис. 1) имеет взлетную тягу порядка 89 кН и включает в себя двухступенчатый вентилятор с входным направляющим аппаратом, девятиступенчатый компрессор высокого давления (КВД), кольцевую камеру сгорания (КС), двухступенчатую (в первоначальном варианте – одноступенчатую) турбину высокого давления (ТВД), двухступенчатую турбину низкого давления (ТНД) и сопло с центральным телом. Этот двигатель оснащается сверхзвуковым осесимметричным воздухозаборником с центральным телом. Степень двухконтурности двигателя на

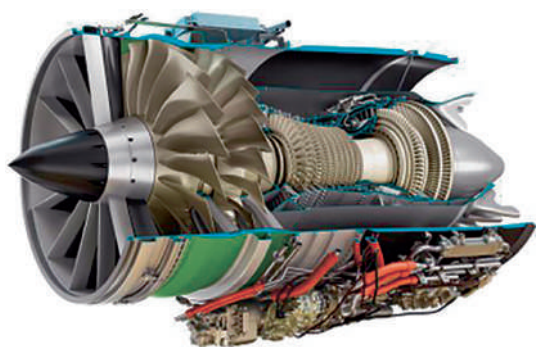


Рис. 1. ТРДД GE Affinity для Aerion Supersonic AS2 [13]

взлетном режиме составляет $m_0 = 3,1$.

Как показала практика, к силовым установкам СПС предъявляется ряд требований, одновременное удовлетворение которым крайне затруднено. Действительно, выполнение безусловного требования по шуму при взлете СПС приводит к значительному ограничению на этих режимах скорости истечения из реактивного сопла (как основного источника шума), которое может быть выполнено при использовании в качестве силовой установки ТРДД с достаточно высоким значением степени двухконтурности. С другой стороны, высокий уровень топливной экономичности и удельной тяги на продолжительном сверхзвуковом крейсерском режиме ТРДД может быть обеспечен только при невысоком значении степени двухконтурности (в пределе – одноконтурным ТРД).

Компромиссное разрешение этого противоречия в силовых установках с ТРДД традиционной схемы (например, со смещением потоков и общим реактивным соплом) можно рассмотреть в двух вариантах.

В первом случае выбор параметров ТРДД на взлетном режиме с учетом требований по шуму неизбежно связан (при оптимальных уровне температуры газа перед турбиной T_T^* и суммарной степени повышения давления в компрессорах $\pi_{КС}^*$) с относительно высоким значением степени двухконтурности (m не менее 3 ... 3,5 [14]).

Такое значение степени двухконтурности в условиях крейсерского сверхзвукового полета не позволит обеспечить высокий уровень топливной экономичности. Кроме того, для обеспечения требуемой крейсерской тяги при невысоком значении удельной тяги необходимо увеличение расхода воздуха и, следовательно, габаритного размера двигательной установки.

При втором варианте разрешения этого противоречия в силовых установках с ТРДД значения основных его параметров (достаточно высокий уровень T_T^* , умеренные значения $\pi_{КС}^* = 20 \dots 25$ и степени двухконтурности $m = 1 \dots 1,5$) выбираются на основном сверхзвуковом крейсерском режиме [12]. Тогда на взлетном режиме требуемый уровень шума (то есть скорости истечения из реактивного сопла) достигается путем дросселирования двигателя до необходимой степени.

Таким образом, обе попытки разрешения описанного выше противоречия в рамках ТРДД традиционной схемы неизбежно приведут к с необходимостью «переразмеривания» двигательной установки со всеми вытекающими отсюда негативными последствиями (повышенными массо-габаритными показателями, дополнительным лобовым сопротивлением и т. д.).

В качестве другого, более эффективного способа «согласования» требований на взлетном и сверхзвуковом крейсерском режимах могут быть рассмотрены некоторые технологии двигателей изменяемого цикла (ДИЦ) [15]. Такие технологии позволяют лучше (по сравнению с ТРДД традиционной схемы) адаптировать двигательную установку на базе ТРДД к обоим рассматриваемым режимам благодаря дополнительному воздействию на его степень двухконтурности.

Рассмотрим в качестве одной из таких технологий регулируемый перепуск части воздуха КВД за одной из его первых ступеней в канал второго контура (минуя камеру сгорания и узел турбины). Наиболее целесообразно (с точки зрения уменьшения затрат энергии на сжатие отбираемого воздуха и лучшей организации последующего смешения этого воздуха с воздухом второго контура) такой отбор воздуха осуществлять за первой ступенью КВД.

Действительно, перепуская определенную часть воздуха из КВД во второй контур, можно дополнительно воздействовать на отношение расхода воздуха, к которому подается топливо в камере сгорания, и расхода воздуха, который поступает в камеру смешения, минуя камеру сгорания, то есть на суммарную степень двухконтурности ТРДД.

За рубежом также рассматривались подобные схемы двигателей изменяемого цикла, в частности в исследованиях NASA 1970–1987 гг. [16, 17]. В иностранной литературе они именовались как DB VCE (Double Bypass Variable Cycle Engine, буквально – двигатель переменного цикла с двойной двухконтурностью). Пример такого двигателя GE21 показан на рис. 2 [17]. Адаптивный вентилятор двигателя состоял из двух каскадов: переднего, приводимого во вращение турбиной низкого давления, и заднего, с приводом от турбины высокого давления. Каждый каскад вентилятора оснащался регулируемыми направляющими аппаратами, позволяющими изменять расход воздуха в достаточно широком диапазоне.

Для управления течением воздуха во втором контуре двигатель GE21 имел регулируемые смесители

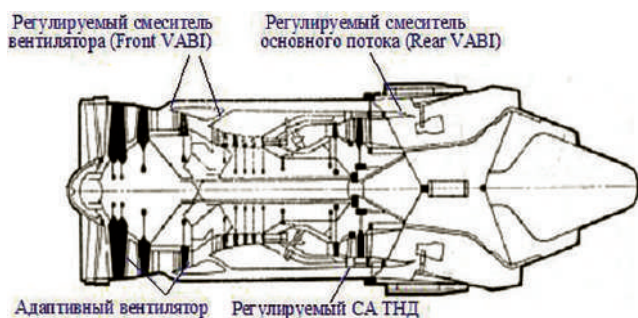


Рис. 2. Схема DB VCE двигателя GE21 [17]

(VABI – Variable Area Bypass Injector). На режимах сверхзвукового крейсерского полета, набора высоты и/или ускорения (когда требуется максимальная удельная тяга двигателя) в смесителе вентилятора перекрывался перепуск за его первым каскадом, и двигатель работал как ТРДД с низкой степенью двухконтурности.

На режимах дозвукового крейсерского полета (когда требуется максимальная экономичность двигателя) перепуск за первым каскадом вентилятора открывался. В это же время регулируемые входные направляющие аппараты второго каскада вентилятора уменьшали расход воздуха, идущего через компрессор высокого давления, перепуская избыточный воздух в канал второго контура. Двигатель работал с увеличенной степенью двухконтурности, что обеспечивало повышение его экономичности.

Подмешивание в смесителе вентилятора (Front VABI) воздуха, перепускаемого за первым каскадом вентилятора, к потоку второго контура избавляло DB VCE двигателя от необходимости иметь отдельный полноразмерный канал третьего контура. Однако для обеспечения совместной работы узлов требовалось регулирование камеры смешения потоков первого и второго контуров (Rear VABI) и регулирование соплового аппарата (СА) ТНД.

Двигатели DB VCE не были доведены до серийного производства и использовались только как опытные образцы [16, 17], при этом опыт, полученный фирмой General Electric в работах по созданию их элементов, применялся на следующих этапах работ по двигателям изменяемого цикла.

Однако такого рода схемы двигателя имеют ряд недостатков, один из которых связан с тем, что на режимах с «перекрытым» каналом за вентилятором на входе во второй контур вследствие дросселирования вентилятора снижаются запасы его газодинамической устойчивости. Это обстоятельство требует дополнительного регулирования соплового аппарата ТНД, а также направляющих аппаратов КНД и КВД. В связи с этим более целесообразно рассмотреть вариант ТРДД для СПС, в котором подача воздуха за вентилятором во второй контур не перекрывается, а в канал второго контура на некоторых режимах перепускается определенное количество воздуха из первых ступеней КВД.

Методические подходы к математическому моделированию

Как уже отмечалось, особенностью рассматриваемой схемы двигателя является наличие регулируемого перепуска воздуха, забираемого за первой ступенью КВД, в канал второго контура (рис. 3). Предположительно, такой перепуск более сжатого воздуха позволит, на определенных режимах

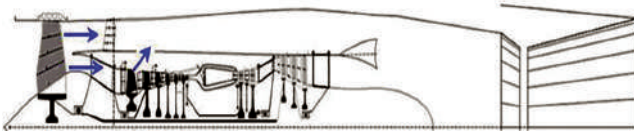


Рис. 3. Условная схема ТРДД с регулируемым перепуском за первой ступенью КВД во второй контур

(с ограничением по шуму выхлопной струи, крейсерские режимы с дозвуковой скоростью полета) повысить степень двухконтурности двигателя. При этом подмешивание к потоку второго контура более сжатого воздуха приводит к перераспределению мощности между турбинами в пользу ТВД за счет снижения степени повышения давления в основном вентиляторе.

В то же время транзвуковой и сверхзвуковой крейсерский режимы могут выполняться без перепуска, а значит, обеспечить большую экономичность двигателя.

Математическая модель (ММ) такой схемы двигателя построена на базе ММ ТРДД со смешением потоков и общим соплом [18] путем добавления блоков расчета параметров перепускаемого воздуха и смешения его с основным потоком второго контура.

Параметры перепускаемого воздуха определяются исходя из допущения о постоянстве относительной работы первой ступени КВД $\Delta L_{1ст\ КВД\ отн}$ и постоянном значении ее КПД $\eta_{1ст\ КВД}$.

Результаты, полученные при таком подходе, хотя и носят приближенный характер и впоследствии могут быть уточнены (например, путем введения отдельной характеристики первой ступени компрессора), тем не менее позволяют достаточно простыми средствами оценить значения всех параметров (расход, температуру, удельную энтальпию и давление) отбираемого за первой ступенью КВД воздуха.

Расход перепускаемого воздуха (при задаваемом его относительном значении $G_{пер\ отн}$ и определяемом по математической модели ТРДД значении расхода воздуха на входе в КВД $G_{вх\ КВД}$):

$$G_{пер} = G_{пер\ отн} \cdot G_{вх\ КВД};$$

Полная энтальпия перепускаемого воздуха (при значении полной энтальпии на входе $i_{вх\ КВД}^*$ и на выходе из КВД $i_{КВД}^*$, соответственно):

$$i_{пер}^* = i_{вх\ КВД}^* + (i_{КВД}^* - i_{вх\ КВД}^*) \cdot \Delta L_{1ст\ КВД\ отн}.$$

Полная температура перепускаемого воздуха (по термодинамической функции Ti , в зависимости от полной энтальпии перепускаемого воздуха):

$$T_{пер}^* = Ti(i_{пер}^*).$$

Адиабатическая удельная работа первой ступени (в зависимости от разности соответствующих полных энтальпий и КПД первой ступени КВД):

$$L_{1ст\ КВД\ ад} = \frac{i_{пер}^* - i_{вх\ КВД}^*}{\eta_{1ст\ КВД}}.$$

Полная адиабатическая температура за первой ступенью (по термодинамической функции Ti [19], в зависимости от полной энтальпии на входе в КВД и адиабатической удельной работы первой ступени):

$$T_{1ст\ ад}^* = Ti(i_{вх\ КВД}^* + L_{1ст\ КВД\ ад}).$$

Степень повышения полного давления в первой ступени КВД (по термодинамической функции Π_T [19], в зависимости от полной адиабатической температура за первой ступенью и на входе в КВД):

$$\pi_{1ст\ КВД}^* = \Pi_T(T_{1ст\ ад}^*, T_{вх\ КВД}^*).$$

Полное давление перепускаемого воздуха (при степени повышения полного давления за первой ступенью КВД $\pi_{1ст\ КВД}^*$ и полном давлении на входе в КВД $p_{вх\ КВД}^*$

$$p_{пер}^* = \pi_{1ст\ КВД}^* \cdot p_{вх\ КВД}^*.$$

Удельная работа КВД с учетом перепускаемого воздуха (по определенным ранее параметрам):

$$L_{КВД} = (i_{КВД}^* - i_{вх\ КВД}^*) - G_{пер\ отн} (i_{КВД}^* - i_{пер}^*).$$

Процесс подмешивания перепускаемого воздуха к основному потоку второго контура моделировался исходя из допущения о сохранении расхода и энергии, при этом значение полного давления «смешанного» потока определялось как осредненное по расходу.

Расход воздуха на входе в канал второго контура после подмешивания перепускаемого воздуха (с учетом расхода воздуха до подмешивания $G_{вхII}$):

$$G_{II\ см} = G_{вхII} + G_{пер}.$$

Полная энтальпия на входе в канал второго контура после подмешивания перепускаемого воздуха (с учетом полной энтальпии на входе во второй контур до подмешивания $i_{вхII}^*$)

$$i_{II\ см}^* = \frac{i_{вхII}^* G_{вхII} + i_{пер}^* G_{пер}}{G_{II\ см}}.$$

Полное давление на входе в канал второго контура после подмешивания перепускаемого воздуха (с учетом полного давления на входе во второй контур до подмешивания $p_{вхII}^*$

$$p_{\Pi \text{ см}}^* = \frac{p_{\text{вх} \Pi}^* G_{\text{вх} \Pi} + p_{\text{пер}}^* G_{\text{пер}}}{G_{\Pi \text{ см}}}$$

Результаты расчетных оценок

В качестве объекта для проведения расчетных исследований выбран ТРДД с уровнем параметров основных узлов и систем, соответствующим 4-му поколению [14, 20]. При этом в соответствии с общепринятыми подходами [14] рассматривались двигатели, построенные на базе одного и того же выполненного газогенератора ($\pi_{\text{КВД}}^* = 11$; $T_{\text{г max}}^* = 1700 \text{ К}$; $\pi_{\text{ТВД}}^* \sim 4,5$).

Особенности постановки задачи с учетом использования базового газогенератора [21] приводят к тому, что область параметрических расчетов с целью определения наиболее рационального комплекса проектных параметров в расчетной точке (в нашем случае – на взлетном режиме) в значительной степени сужается.

В качестве независимо варьируемых параметров могут быть рассмотрены только степень двухконтурности (или связанный с ней расход воздуха через двигатель) и уровень температуры газа перед турбиной, который тоже косвенно ограничен вследствие принятия для базового газогенератора значения максимальной температуры газа перед турбиной $T_{\text{г max}}^*$ на крейсерском сверхзвуковом режиме.

Действительно, задание выполненного газогенератора (характеристики КВД и ТВД) с одновременным ограничением частоты вращения его ротора из соображений прочности полностью определяют положение рабочей точки в поле характеристик КВД. При этом при выбранных степени двухконтурности m и температуре газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ задание отношения полных давлений в камере смешения p_{Π}^*/p_1^* (оптимальное значение $(p_{\Pi}^*/p_1^*)_{\text{опт}} \sim 1$) однозначно определяет степень повышения давления в вентиляторе $\pi_{\text{в}}^*$, а задание степени двухконтурности m – и приведенный расхода на входе $G_{\text{вх пр}}$.

На номинальном (несколько пониженном) взлетном режиме рассматриваемый двигатель должен обеспечивать требование по уровню шума выхлопной струи, которое по сути сводится к ограничению скорости истечения из сопла двигателя. Исходя из этого требования, с целью дополнительного повышения степени двухконтурности на взлетном режиме целесообразно увеличивать количество перепускаемого, минуя камеру сгорания и узел турбины, воздуха $G_{\text{пер}}$.

В данной работе принимались два уровня относительного количества воздуха: $G_{\text{пер отн}} = 10\%$ (наиболее вероятное для реализации) и $G_{\text{пер отн}} = 20\%$ (предельное значение) от расхода воздуха на входе в КВД («перепуск открыт»). При этом на сверхзву-

ковом крейсерском режиме с целью максимально возможного снижения степени двухконтурности (для повышения удельной тяги и удельного расхода топлива, а также абсолютной тяги двигателя) расход перепускаемого воздуха принимался равным нулю: $G_{\text{пер отн}} = 0\%$ («перепуск закрыт»).

Расчеты проводились в два этапа. На первом этапе оценивалось влияние исходной степени двухконтурности ТРДД m_0 на параметры двигателя как традиционной схемы, так и варианта ДИЦ с перепуском, при этом принимались следующие значения m_0 : 1; 1,25; 1,5; 1,75; 2.

В качестве режима «завязки» двигателя принят максимальный взлетный режим $M = 0$, $H = 0$, МСА и при коэффициенте восстановления полного давления в воздухозаборнике $\sigma_{\text{вх}} = 1$ с заданным перепуском воздуха из рассматриваемого диапазона $G_{\text{пер отн}, 0}$. Тяга двигателя на основных режимах полетного цикла задавалась пропорциональной тяге на максимальном взлетном режиме R_0 .

Основные результаты параметрических исследований сведены в таблицу. Данные приведены для различных степеней двухконтурности при «завязке» двигателя ($H = 0$, $M = 0$, МСА, $\sigma_{\text{вх}} = 1$). Для каждой степени двухконтурности дано относительное изменение основных параметров двигателя δ (выраженное в %) при переходе от ТРДД без перепуска к двигателю с перепуском 20% (как с предельным значением перепуска для определения тенденций изменений параметров). При этом изменение температуры за компрессором $\Delta T_{\text{Ккр}}^*$ и запаса устойчивости КВД $\Delta \Delta k_{\text{у КВД}}$ представлено в индексе в виде их абсолютной разности.

Данные термодинамического расчета приведены в таблице в следующем объеме:

- на режиме $H = 0$, $M = 0$, МСА: степень двухконтурности по параметрам на входе в КВД m_0 , изменение температуры газа в горле первого соплового аппарата ТВД $\Delta T_{\text{г}0}^*$, относительное изменение расхода воздуха на входе в двигатель $\delta G_{\text{вх}0}$, диаметра $\delta D_{\text{вх}}$ (исходя из лобовой производительности $G_F = 185 \text{ кг}/(\text{с} \cdot \text{м}^2)$) и тяги R_0 ;

- на номинальном взлетном режиме: относительное изменение скорости истечения из сопла $\delta C_{\text{свзл н}}$ (характеризующей шум струи);

- на крейсерском сверхзвуковом режиме: изменение температуры за компрессором $\Delta T_{\text{Ккр}}^*$ и запаса устойчивости КВД $\Delta \Delta k_{\text{у КВД}}$, а также относительное изменение тяги $\delta R_{\text{кр}}$, удельного расхода топлива $\delta C_{R_{\text{кр}}}$, удельной тяги $\delta R_{\text{уд кр}}$ и степени двухконтурности на крейсерском режиме по параметрам на входе в КВД $\delta m_{\text{кр}}$.

Представленные в таблице данные показывают, что за счет организации перепуска воздуха за первой ступенью КВД во второй контур $G_{\text{пер отн}} = 20\%$

Данные термодинамического расчета

$H = 0, M = 0, \sigma_{вх} = 1, \text{МСА}$					Номинал. Взлетн.	Сверхзвуковой крейсерский режим					
m_0	$\Delta T_{г0}^*, \text{К}$	$\delta G_{вх0}, \%$	$\delta D_{вх}, \%$	$\delta R_0, \%$	$\delta C_{Свзлн}, \%$	$\Delta T_{Ккр}^*, \text{К}$	$\delta R_{кр}, \%$	$\delta C_{Rкр}, \%$	$\delta R_{уд.кр}, \%$	$\Delta \Delta k_{yКВД}$	$\delta m_{кр}$
1	62К	-9,5%	-6%	-18%	-7,3%	-45К	-17,2%	1,7%	-9,7%	-6,6%	27%
1,25	77К	-8,7%	-4,7	-16%	-5,9%	-43К	-15,0%	1,15%	-8,9%	-5,1%	25%
1,5	92К	-8,0%	-4,5	-15%	-5,0%	-42К	-13,2%	0,8%	-8,1%	-4,2%	21%
1,75	100К	-6,7%	-4,3	-13%	-4,3%	-42К	-12,1%	0,4%	-8,0%	-4,1%	21%
2	106К	-6,3%	-3,2	-12%	-4,2%	-42К	-11,4%	0,5%	-8,1%	-4,5%	20%

на взлетном и дозвуковых режимах и перекрытия этого перепуска на сверхзвуковом крейсерском режиме можно получить:

- уменьшение скорости истечения из сопла $C_{Свзлн}$ на номинальном взлетном режиме (для снижения регламентируемого уровня шума) на ~4 ... 7,5% для двигателей со степенью двухконтурности по параметрам на входе в КВД $m_0 = 1 \dots 2$, при этом снижение скорости истечения уменьшается с ростом выбранной степени двухконтурности двигателя;

- снижение температуры воздуха за компрессором $\Delta T_{Ккр}^*$ на сверхзвуковом крейсерском режиме на ~40...45 К, что положительно влияет на обеспечение прочности и надежности узла, а также способствует организации процесса в камере сгорания с меньшей эмиссией вредных веществ;

- снижение окружной скорости компрессора на 5 ... 5,5%, что также положительно влияет на обеспечение его прочности и надежности;

- уменьшение диаметра вентилятора D_v на ~3 ... 6% и соответствующего лобового сопротивления летательного аппарата.

Негативным результатом такой организации перепуска при выбранной степени двухконтурности (по параметрам на входе в КВД) является снижение удельной тяги двигателя на сверхзвуковом крейсерском режиме $R_{уд.кр}$ на ~8 ... 10%. Это связано с ростом фактической степени двухконтурности на «завязке» (с учетом перепуска), а также возрастанием ее по отношению к исходному варианту ТРДД и на крейсерском режиме ($\delta m_{кр} \sim 20 \dots 27\%$) несмотря на отключение перепуска.

Следует отметить возможное увеличение удельного расхода топлива на сверхзвуковом крейсерском режиме $C_{Rкр}$ на 0,5 ... 1,7% (уменьшается с ростом выбранной степени двухконтурности двигателя). Увеличение $C_{Rкр}$ связано с уменьшением суммарной степени повышения давления в компрессоре $\pi_{КС}^*$ а также незначительного снижения коэффициентов полезного действия $\eta_{КВД}^*$ и $\eta_{ТВД}^*$.

Однако представленное выше сравнение рассмотренной схемы ДИЦ с ТРДД традиционной схемы при одинаковом значении степени двухконтурности по входу в КВД не вполне корректно в случае предполагаемого использования этих двигателей в силовой установке одного и того же летательного аппарата. Это объясняется тем, что при одном и том же газогенераторе для поддержания $m_0 = idem$ у варианта ДИЦ меньший расход воздуха и, соответственно, меньший габаритный размер на входе.

В связи с этим представляет интерес сопоставление параметров двух рассматриваемых двигателей на базе единого газогенератора: ТРДД традиционной схемы со средним значением степени двухконтурности из середины рассматриваемого диапазона $m_0 = 1,5$ и двигатель с тем же расходом воздуха на входе $G_{вх0}$, но имеющий на взлетном режиме перепуск воздуха из первой ступени КВД в канал второго контура (также выбрано среднее значение $G_{пер\ отн} = 10\%$).

На втором этапе было проведено сопоставление результатов расчета вариантов двигателя при одинаковом расходе воздуха на входе, которое показало, что на номинальном взлетном режиме у двигателя с перепуском скорость истечения из сопла, аналогичную той, что в варианте без перепуска, можно обеспечить при большей на ~5,5% тяге, меньшем на 2,5% удельном расходе топлива и с возросшим на 7,5% запасом устойчивости КВД. На крейсерском режиме у двигателя с перепуском тягу, аналогичную той, что в варианте ТРДД традиционной схемы, можно обеспечить при увеличении температуры перед турбиной на 20 ... 25 К, при этом с меньшим на ~0,5% удельным расходом топлива.

Выводы

Проведенные расчетные исследования варианта ДИЦ с регулируемым перепуском воздуха из первой ступени КВД в канал второго контура показали возможные преимущества этой схемы двигателя для

СПС по сравнению с ТРДД традиционной схемы в основном на взлетном режиме как по тягово-экономическим характеристикам, так и по экологическим показателям. При этом характеристики на сверхзвуковом крейсерском режиме могут быть сохранены на том же уровне при незначительном увеличении температуры газа перед турбиной.

Список источников

1. *Зрелов В.А.* Отечественные газотурбинные двигатели. Основные параметры и конструктивные схемы: Учеб. пособие. – М.: Машиностроение, 2005. – 335 с.
2. *Sun Y., Smith H.* Review and prospect of supersonic business jet design // *Progress in Aerospace Sciences*. 2017. Vol. 90, pp. 12–38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
3. NASA Aeronautics. Strategic Implementation Plan. NP-2017-01-2352-HQ. 2017. URL: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sip-2017-03-23-17-high.pdf>
4. *Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М.* Влияние компоновки сверхзвукового самолета на параметры звукового удара // *Теплофизика и аэромеханика*. 2011. Т.18. № 4. С. 525–541.
5. *Коваленко В.В., Чернышев С.М.* К вопросу о снижении звукового удара // *Ученые записки ЦАГИ*. 2006. Т. XXXV. №3. С. 53–62.
6. *Алендарь А.Д., Ланшин А.И., Евстигнеев А.А.* и др. Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолета нового поколения в части силовой установки // *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*. 2023. Т. 22. № 1. С. 7–28. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28
7. *Челебян О.Г., Строклин В.Н., Шилова Т.В.* Оценка эмиссии вредных веществ двигателей сверхзвуковых самолетов // *Авиационные двигатели*. 2021. № 3(12). С. 55–62. DOI: 10.54349/26586061_2021_3_55
8. *Buonanno M.* Conceptual design of a quiet supersonic technology airliner. - Lockheed Martin Corporation. All Rights Reserved. 2019. URL: <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/aviation-2019/buonanno-lockheed-martin-conceptual-design-supersonic-airliner.pdf>
9. From Concorde to New Supersonic Aircraft Projects. AAE Dossier 46. UK. 2019. URL: https://academieairespace.com/wp-content/uploads/2019/06/AAE_D46_UK_WEB.pdf
10. *Gundry R.* The Future of Supersonic Jets. Airport Noise Abatement Committee Meeting. 2019. https://www.broward.org/Airport/Business/NoiseInformation/Documents/Hmmh_supersonic_presentation_sep2019_ac.pdf
11. *Мирзоян А.А., Кокорев В.П.* Ключевые проблемы разработки перспективных концепций сверхзвуковых пассажирских самолетов (обзор по материалам американских публикаций) // *Двигатель*. 2011. № 2(74). С. 16–21.
12. *Якурнова К.А., Алендарь А.Д.* Анализ зарубежных работ по созданию двухконтурного турбореактивного двигателя на основе базового газогенератора // XLVII Гагаринские чтения – 2021: Сб. тезисов Международной молодежной научной конференции (20–23 апреля 2021; Москва). – М.: Перо, 2021. С. 202–203.
13. Aeron unveils GE mill for AS2. Aviation International News. Ain publications. 2018. Vol. 49. No. 11. URL: https://www.ainonline.com/sites/default/files/full-issues/ain_1118.pdf
14. *Berton J.J., Huff D.L., Seidel J.A., Geiselhart K.A.* Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies // AIAA SciTech Forum (06–10 January 2020; Orlando, Florida). DOI: 10.2514/6.2020-0263
15. *Berton J.J., Haller W.J., Senick P.F.* et al. A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport. NASA/TM-2005-213414. URL: https://www.researchgate.net/publication/287646257_A_Comparative_Propulsion_System_Analysis_for_the_High-Speed_Civil_Transport
16. *Vdoviak J.W., Thackeray M.J.* Definition study for variable cycle engine testbed engine and associated test program. NASA CR-159459, 1978. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19790004877/downloads/19790004877.pdf>
17. *Vdoviak J.W., Knott P.R., Ebacker J.J.* Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with co annular plug nozzle. NASA CR-159869, 1981. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19810009323>
18. *Эрохи Ю.А.* Моделирование двигателя и его узлов // *Машиностроение: Энциклопедия*. Т. IV-21. Самолеты и вертолеты. Кн. 3. Авиационные двигатели. М.: Машиностроение, 2010. С. 341–353.
19. Руководящий технический материал авиационной техники РТМ 1677-83. Двигатели авиационные газотурбинные. Методы и подпрограммы расчета термодинамических параметров воздуха и продуктов сгорания углеводородных топлив. – М.: Изд-во ЦИАМ, 1983. – 92 с.
20. *Филинов Е.П., Кузмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Остаток Я.А.* Определение потребного расхода воздуха на охлаждение турбин на этапе концептуального проектирования газотурбинного двигателя // *Вестник Московского авиационного института*. 2021. Т. 28. № 1. С. 61–73. DOI: 10.34759/vst-2021-1-61-73
21. *Гусманова А.А., Эрохи Ю.А.* Анализ возможности создания авиационных двигателей различного назначения на основе базового газогенератора // *Вестник Московского авиационного института*. 2023. Т. 30. № 1. С. 156–166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166

References

1. Zrel'ov V.A. *Otechestvennyye gazoturbinnyye dvigateli. Osnovnyye parametry i konstruktivnyye skhemy* (Domestic gas turbine engines. Basic parameters and design schemes), Moscow, Mashinostroenie, 2005, 335 p.
2. Sun Y., Smith H. Review and prospect of supersonic business jet design. *Progress in Aerospace Sciences*, 2017, vol. 90, pp. 12-38. DOI: 10.1016/j.paerosci.2016.12.003
3. NASA Aeronautics. *Strategic Implementation Plan*. NP-2017-01-2352-HQ. 2017. URL: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/atoms/files/sip-2017-03-23-17-high.pdf>
4. Fomin V.M., Chirkashenko V.F., Volkov V.F., Kharitonov A.M. *Tepl'ofizika i aehromekhanika*, 2011, vol.18, no. 4, pp. 525-541.
5. Kovalenko V.V., Chernyshev S.M. *Uchenyye zapiski TSAGI*, 2006, vol. XXXV, no. 3, pp. 53-62.
6. Alendar' A.D., Lanshin A.I., Evstigneev A.A. et al. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aehrokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2023, vol. 22, no. 1, pp. 7-28. DOI: 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28
7. Chelebyan O.G., Strokin V.N., Shilova T.V. *Aviatsionnyye dvigateli*, 2021, no. 3(12), pp. 55-62. DOI: 10.54349/26586061_2021_3_55
8. Buonanno M. *Conceptual design of a quiet supersonic technology airliner*. Lockheed Martin Corporation. All Rights Reserved, 2019. URL: <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/aviation-2019/buonanno-lockheed-martin-conceptual-design-supersonic-airliner.pdf>
9. *From Concorde to New Supersonic Aircraft Projects. 2019*. URL: https://academieairespace.com/wp-content/uploads/2019/06/AAE_D46_UK_WEB.pdf
10. Gundry R. *The Future of Supersonic Jets*. Airport Noise Abatement Committee Meeting. 2019. https://www.broward.org/Airport/Business/NoiseInformation/Documents/Hmmh_supersonic_presentation_sep2019_ac.pdf
11. Mirzoyan A.A., Kokorev V.P. *Dvigatel'*, 2011, no. 2(74), pp. 16-21.
12. Yakurnova K.A., Alendar' A.D. *Materialy Mezhdunarodnoi molodezhnoi nauchnoi konferentsii "XLVII Gagarinskii chteniya – 2021" (20-23 April 2021; Moscow)*, Moscow, Pero, 2021, pp. 202-203.
13. *Aerion unveils GE mill for AS2*. Aviation International News. Ain publications, 2018, vol. 49, no. 11. URL: https://www.ainonline.com/sites/default/files/full-issues/ain_1118.pdf
14. Berton J.J., Huff D.L., Seidel J.A., Geiselhart K.A. Supersonic technology concept aeroplanes for environmental studies. *AIAA SciTech Forum (06-10 January 2020; Orlando, Florida)*. DOI: 10.2514/6.2020-0263
15. Berton J.J., Haller W.J., Senick P.F. et al. *A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport*. NASA/TM-2005-213414. URL: https://www.researchgate.net/publication/287646257_A_Comparative_Propulsion_System_Analysis_for_the_High-Speed_Civil_Transport
16. Vdoviyak J.W., Thackeray M.J. *Definition study for variable cycle engine testbed engine and associated test program*. NASA CR-159459, 1978. URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19790004877/downloads/19790004877.pdf>
17. Vdoviyak J.W., Knott P.R., Ebacker J.J. *Aerodynamic/acoustic performance of YJ101/double bypass VCE with co annular plug nozzle*. NASA CR-159869, 1981. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19810009323>
18. Ezrokhi Yu.A. *Mashinostroenie: entsiklopediya. T. IV-21. Samolety i vertolety. Kn. 3. Aviatsionnyye dvigateli* (Mechanical engineering: Encyclopedia. Vol. IV-21 Planes and helicopters. Book 3 Aircraft engines), Moscow, Mashinostroenie, 2010, pp. 341-353.
19. *Dvigateli aviatsionnyye gasoturbinnyye: metody i podprogrammy rascheta termodinamicheskikh parametrov vozdukha i produktov sgoraniya uglevodorodnykh topliv. Rukovodyashiy tekhnicheskiiy material aviatsionnoy tekhniki RTM 1677-83* (Aircraft gas turbine engines: methods and subroutines of air and hydrocarbon fuel combustion products thermodynamic parameters calculation. A guiding technical material of aviation technique, no. 1677-83), Moscow, TsIAM, 1983, 92 p.
20. Filinov E.P., Kuz'michev V.S., Tkachenko A.Y., Ostapyuk Y.A. Determining required turbine cooling air flow rate at the conceptual design stage of gas turbine engine. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 1, pp. 61-73. DOI: 10.34759/vst-2021-1-61-73
21. Gusmanova A.A., Ezrokhi Yu.A. Analysis of the possibility of creating different purpose aviation engines of the based engine core. *Aerospace MAI Journal*, 2023, vol. 30, no. 1, pp. 156-166. DOI: 10.34759/vst-2023-1-156-166

Статья поступила в редакцию 08.01.2024; одобрена после рецензирования 15.01.2024; принята к публикации 19.01.2024.

The article was submitted on 08.01.2024; approved after reviewing on 15.01.2024; accepted for publication on 19.01.2024.