

Летательные аппараты, авиационные двигатели и методы их  
эксплуатации/ Aircraft, Aircraft Engines and Methods of Their Operation

Научная статья

УДК 629.7.03

<https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-42>

**СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ КОМПОНОВКИ И  
ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ГРАЖДАНСКОГО  
САМОЛЁТА**

*Хочбар Расулович Гаджиев,  
Московский государственный технический  
университет гражданской авиации  
Москва, Россия*

*Даниил Александрович Леонов\**  
*Московский государственный технический  
университет гражданской авиации  
Москва, Россия*

**Аннотация.** В статье представлены результаты исследования, которые могут быть использованы при разработке технического задания на силовую установку сверхзвукового гражданского самолёта. Предлагаемые решения опираются на существующий технический уровень и проверенные конструкции, что исключает необходимость создания двигателей сложных схем. Рассматривается маршевый двигатель для самолёта, рассчитанного на перевозку 20 пассажиров на дальность до 10 000 км при полёте на высоте 20 км со скоростью 2500 км/ч. Описана методика анализа компоновочных схем и основных термодинамических параметров газотурбинного двигателя, включая суммарную степень сжатия и степень двухконтурности. Проанализированы ключевые режимы полёта – взлёт, набор высоты, крейсерский режим и снижение, что позволило объективно оценить тяговые и экономические характеристики установки гражданского самолёта, в отличие от существующих аналогов для многорежимных военных сверхзвуковых летательных аппаратов. Полученные данные дают возможность сформировать требования к проектированию двигателя и оценить его эксплуатационные свойства. Выбор схемы двухконтурного турбореактивного двигателя с камерой смешения обеспечивает высокую технологичность, снижает уровень шума и вредных выбросов, а также повышает безопасность полётов.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой гражданский самолёт; силовая установка; маршевый двигатель; газотурбинный двигатель; степень сжатия; степень двухконтурности; компоновочная схема; камера смешения; уровень шума; вредные выбросы.

**Для цитирования:**

Гаджиев, Х. Р. Сравнительный анализ вариантов компоновки и параметров двигателя сверхзвукового гражданского самолёта / Х. Р. Гаджиев, Д. А. Леонов // Crede Experto: транспорт, общество, образование, язык. – 2026. – Том 13. – 03. – С. 42-63. – <https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-42>

---

\* Ответственный автор за связь с редакцией

**Вклад авторов в работу:**

Х. Р. Гаджиев: разработка концепции исследования, анализ и интерпретация данных, редактирование и окончательное утверждение рукописи для публикации.

Д. А. Леонов: сбор данных, анализ и интерпретация данных, написание текста рукописи, ответственность за все аспекты работы и целостность всех частей, связь с редакцией.

**Конфликт интересов:** авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Original research article**

**COMPARATIVE ANALYSIS OF LAYOUT OPTIONS AND PARAMETERS  
OF A SUPERSONIC CIVIL AIRCRAFT ENGINE**

*Hochbar R. Gadzhiev*

*Moscow State Technical University of Civil Aviation  
Moscow, Russia*

*Daniil A. Leonov\*\**

*Moscow State Technical University of Civil Aviation  
Moscow, Russia*

**Abstract.** The article presents the results of a study that can be used in the development of technical specifications for the power plant of a supersonic civil aircraft. The proposed solutions are based on existing technology and proven designs, eliminating the need to create engines with complex configurations. A cruise engine for an aircraft designed to carry 20 passengers at a range of up to 10,000 km while flying at an altitude of 20 km at a speed of 2,500 km/h is being considered. A method for analyzing the layout schemes and basic thermodynamic parameters of a gas turbine engine, including the total pressure ratio and the bypass ratio, is described. The key flight modes are analyzed – takeoff, climb, cruise mode and descent, which made it possible to objectively assess the thrust and economic characteristics of a civilian aircraft installation, unlike existing analogues for multi-mode military supersonic aircraft. The data obtained make it possible to form requirements for the design of the engine and evaluate its operational properties. The choice of a turbofan engine layout with a mixing chamber ensures high manufacturability, reduces noise and harmful emissions, and improves flight safety.

**Keywords:** supersonic civil aircraft; power plant; cruise engine; gas turbine engine; pressure ratio; bypass ratio; layout; mixing chamber; noise level; harmful emissions.

**To cite this article:**

Gadzhiev, H. R., Leonov, D. A. (2026). Comparative analysis of layout options and parameters of a supersonic civil aircraft engine. *Crede Experto: transport, society, education, language*, vol. 13, no. 3, pp. 42-63 DOI: <https://doi.org/10.51955/2312-1327-2026-3-42> (in Russ.).

**Authors' Contributions:**

Hochbar R. Gadzhiev: Research concept, formal analysis and data interpretation, revision and approval of the final version of the text for publication.

Daniil A. Leonov: Data curation, formal analysis and data interpretation, writing of the text, responsibility for all aspects of the work and the integrity of all parts, communication with the editorial staff.

**Conflict of Interest:** The authors declare no conflict of interest.

---

\*\* Corresponding author

## Введение (Introduction)

Анализ современного рынка деловых авиаперевозок показывает значительную потребность в сокращении времени полёта на сверхдальние расстояния [Клочков и др., 2019; Дутов и др., 2022]. Одним из способов решения данной проблемы является создание сверхзвукового гражданского самолета (далее СГС), рассчитанного на перевозку до 20 пассажиров, что соответствует существующим самолетам – представителям деловой авиации.

Разработка сверхзвукового гражданского самолета являлась одной из приоритетных целей развития гражданской авиации 20 века. В ходе опытно-конструкторских работ было создано и испытано 2 проекта СГС: отечественный Ту-144<sup>1</sup> и англо-французский Concorde<sup>2</sup>. Однако ускоренные темпы разработки предполагали использование военных технологий и наработок. Это касалось и силовых установок этих летательных аппаратов. Например, на Ту-144 использовался двигатель НК-144 с форсажной камерой, разработанный с применением опыта работы и узлов от военного НК-6. Такие силовые установки не могли отвечать требованиям по экономичности, экологичности и шумовому загрязнению окружающей среды. Были предприняты успешные попытки по внедрению безфорсажного одноконтурного газотурбинного двигателя (ГТД) РД-36 с параметрами на уровне 3-го поколения ГТД, однако даже учитывая этот факт, технологический задел тех лет не позволил бы создать двигатель, отвечающий современным требованиям. [Матвеев и др., 2022; Сидняев, 2023]

В настоящее время научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы по проектированию СГС и его силовой установки проводятся как в России, так и за рубежом. Одними из существующих исследовательских программ являются: программа создания и развития научного центра мирового уровня «Сверхзвук» (РФ) [Ланшин и др., 2024], комплексный научно-технологический проект «СГС» (РФ) [Дутов и др., 2022], проект Boom Overture (США)<sup>3</sup>, проект Aerion (США) [High-fidelity..., 2020]. Имеющийся в России научно-технический задел в сфере сверхзвуковой авиации позволяет создать СГС для полёта на расстояние более 10 000 км со скоростью  $M = 2,35$  на высоте 20 км.

На современном этапе исследований одной из основных проблем в отечественных разработках СГС является отсутствие нового двигателя для силовой установки (СУ) данного самолета. В разработке СГС существует ряд специфических задач, при решении которых именно двигатель является основным звеном, так как без удовлетворяющей особым условиям СУ невозможно осуществить полёт на сверхзвуковых скоростях [Обзор..., 2023].

При создании двигателя для СГС требуется разработка нового технического задания (ТЗ), что подразумевает применение схем и решений, часть

<sup>1</sup>Ту-144Д. Большая авиационная энциклопедия «Уголок неба» // [Электронный ресурс]. – 2019 – URL: <https://airwar.ru/enc/aliner/tu144d.html> (дата обращения: 15.10.2025).

<sup>2</sup>Concorde. Большая авиационная энциклопедия «Уголок неба» // [Электронный ресурс]. – 2019 – URL: <https://airwar.ru/enc/aliner/concorde.html> (дата обращения: 15.10.2025).

<sup>3</sup>Boom Overture // [Электронный ресурс]. – 2025. – URL: <https://boomsupersonic.com/overture> (дата обращения: 15.10.2025).

из которых ранее не рассматривалась на существующих проектах пассажирских самолётов. Наличие качественно сформулированного ТЗ позволяет ускорить разработку СГС, а также снизить риск для перспективного заказчика благодаря известным требуемым значениям основных параметров силовой установки, полученным в ходе данного исследования, исходя из условий эксплуатации проектируемого самолёта.

Специфика эксплуатации такого двигателя в составе силовой установки (СУ) СГС отличается от эксплуатации ГТД военного назначения. Силовая установка для гражданского воздушного судна требует устойчивой работы на основных режимах полёта (взлёт, крейсерский полёт) и высокого значения ресурса, в отличие от многорежимных и малоресурсных военных ГТД. Гражданское изделие должно отвечать высоким требованиям<sup>4</sup> по экологическим нормам, а именно шумовому загрязнению и вредным выбросам [Материалы..., 2005; Челебян и др., 2021; Шапкин и др., 2022; Fundamental Possibility..., 2022].

Определение компоновочной схемы и основных термодинамических параметров является основной задачей в создании данной силовой установки и позволит задать определенный облик, эксплуатационные характеристики и массово-габаритные характеристики для интеграции в сверхзвуковой планер.

### **Методы и методология исследования (Materials and Methods)**

Методология исследования основывается на системном подходе, направлена на комплексное изучение СУ СГС и учитывает различные условия ее работы. В работе использованы теоретические методы для достижения поставленных целей и проверки выдвинутых гипотез.

В качестве теоретической основы исследования были рассмотрены и проанализированы современные подходы в создании и выборе концепции СУ СГС, представленные в научной литературе, результаты существующих исследований по теме, а также математическая модель ГТД с последующим графическим анализом для поиска оптимальных термодинамических характеристик маршевого двигателя.

Математическое моделирование авиационного ГТД в работе базируется на системе уравнений, обеспечивающей определение характеристик элементов двигателя и условий их совместной работы, а также эксплуатационных характеристик с учетом программы регулирования и ограничений. Модель является одномерной. В качестве основных физических соотношений используются уравнение неразрывности, уравнения сохранения энергии и состояния. При термодинамическом расчете турбореактивного двухконтурного двигателя с камерой смешения (ТРДДсм) принимается ряд допущений о постоянстве отдельных параметров и коэффициентов на различных режимах работы, в частности неизменность характеристик турбины высокого давления и

---

<sup>4</sup> International Civil Aviation Organization. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation: Environmental Protection. Volume I – Aircraft Noise. Chapter 14. Montreal: ICAO, 2017.

параметров камеры сгорания. ТРДД – двухвальный без подпорных ступеней со смешением<sup>5</sup>. Основные исходные данные представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Основные принятые данные (H=0, M=0)  
 Table 1 – Basic accepted data (H=0, M=0)

|                                                         |               |
|---------------------------------------------------------|---------------|
| Кпд вентилятора политропический $\eta_v^v$              | 0,91          |
| Кпд компрессора политропический $\eta_k^v$              | 0,91          |
| Кпд турбины высокого давления $\eta_{твд}$              | 0,9           |
| Кпд турбины низкого давления $\eta_{тнд}$               | 0,905         |
| Потери полного давления в наружном контуре $\sigma_{п}$ | 0,98          |
| Потери полного давления в камере сгорания $\sigma_{кс}$ | 0,96          |
| Эффективность камеры сгорания $\eta_{кс}$               | 0,99          |
| Коэффициент скорости сопла $\phi_c$                     | 0,99          |
| Механический кпд каскада высокого давления $\eta_{мвд}$ | 0,99          |
| Механический кпд каскада низкого давления $\eta_{мнд}$  | 1             |
| Топливо нормальное углеводородное $H_u$                 | 10250 ккал/кг |

Валидация расчетной модели осуществляется путем сопоставления расчетных характеристик с экспериментальными данными существующих моделей двигателей, при выявлении расхождений допускается введение поправочных коэффициентов, что соответствует процедуре идентификации модели [Эзрохи и др., 2022].

## Результаты исследования (Results)

### Определение компоновочной схемы

Для удовлетворения современных ограничений требуется разработка силовой установки, соответствующей эксплуатационным условиям гражданской авиации. Однако возникает потребность найти компромисс между применением самых современных сложных решений и проверенных временем и эксплуатацией технологий. В большей степени это касается и выбора компоновочной схемы будущей силовой установки. Используя данные исследований [Comparative..., 2005; Critical..., 2013], был проведен анализ перспективных схем, разрабатываемых для делового СГС.

Рассматриваемые для делового СГС двигатели делятся на два типа: с высокой и низкой удельной тягой. Двигатели с высокой удельной тягой пропускают меньший объем воздуха при высоком давлении, а с низкой – больший объем при более низком давлении, обеспечивая лучшие шумовые характеристики. В качестве базового варианта принят ТРДДсм с невысокой степенью двухконтурности, поэтому для сравнения выбраны схемы с более низкой удельной тягой. Для оценки соответствия требованиям рассмотрены и сопоставлены следующие компоновки: трёхконтурный двигатель переменного

<sup>5</sup> Котовский В. Н. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции / В. Н. Котовский, М. Ю. Вовк. Москва: Перо. 2018. 308 с.

цикла с технологией FLADE (fan-on-blade system), двигатель с промежуточным расположением тандемного вентилятора, а также двигатели с адаптивным вентилятором регулируемой производительности и адаптивным переразмеренным вентилятором. [Comparative..., 2005; Critical..., 2013].

ТРДДсм, представленный на рисунке 1, выбран основным вариантом, так как имеет простую и надёжную конструкцию и подходит для разных условий эксплуатации, обеспечивая минимальный риск для заказчика. По данным исследований, уровни шума и выбросов NOx соответствуют нормам, а стоимость, ремонтпригодность и прямые эксплуатационные расходы остаются наиболее выгодными среди рассмотренных двигателей [Critical..., 2013].



Рисунок 1 – Турбореактивный двухконтурный двигатель с камерой смешения  
Figure 1 – Turbofan engine with a mixing chamber

Трёхконтурный двигатель переменного цикла, представленный на рисунке 2, способен работать как с высоким, так и с низким уровнем удельной тяги. Воздух через надстроенную часть лопатки второй ступени вентилятора поступает в наружный контур при открытой перепускной створке, создавая тягу за счёт большего расхода газа и меньшей скорости истечения, что должно снижать шум. Однако анализ показал, что скорость струи всё ещё слишком высокая, поэтому требуется сопло с шумоподавлением, усложняющее конструкцию. Также модуль вентилятора сложнее, чем у базового ТРДДсм; эксплуатационные расходы – приемлемые, но выше базового варианта, выбросы NOx – в норме, а стоимость и ремонтпригодность – хуже, но допустимы. Основная причина отказа от схемы – превышение ожидаемого уровня шума по результатам испытаний GEAE (General Electric Aircraft Engines) [Critical..., 2013].



Рисунок 2 – Трёхконтурный двигатель с надстроенной лопаткой второй ступени компрессора низкого давления

Figure 2 – Three-stream adaptive cycle engine with fan-on-blade system

Двигатель с промежуточным расположением тандемного вентилятора, изображённый на рисунке 3, имеет ротор относительно маленького диаметра в передней части силовой установки, перед которым нет вентилятора на входе. Вентилятор большого диаметра и с высоким уровнем объемного расхода установлен в хвостовой части этого ротора, из которого большой объем воздуха с довольно невысоким давлением поступает через ряд направляющих аппаратов непосредственно в канал наружного контура. Размер сопла должен быть довольно большим, чтобы обеспечить высокий уровень расхода воздуха, проходящего через двигатель. Основным недостатком схемы с тандемным промежуточным вентилятором является чрезмерный вес двигателя по сравнению с ТРДДсм. Многоступенчатый ротор маленького диаметра в передней части и расположенный в центре вентилятор требуют относительно тяжёлых элементов опоры. Кроме того, такое сопло имеет больший вес по сравнению с рассматриваемыми схемами.

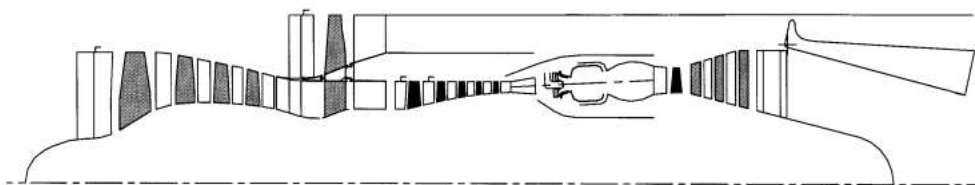


Рисунок 3 – Двигатель с промежуточным расположением тандемного вентилятора

Figure 3 – Midtandem fan engine

На рисунках 4 и 5 показано влияние меньшей скорости потока на размер компрессора низкого давления двигателя с тандемным вентилятором (основные линии) по сравнению с ТРДДсм (пунктирные линии). Длина вентилятора двигателя с тандемным вентилятором на 20% превышает длину вентилятора, используемого в базовом двигателе ТРДДсм [Critical..., 2013]. Хотя диаметр

ротора существенно уменьшен, вес аэродинамических профилей и корпуса на имеющейся длине преобладает в весе узла.

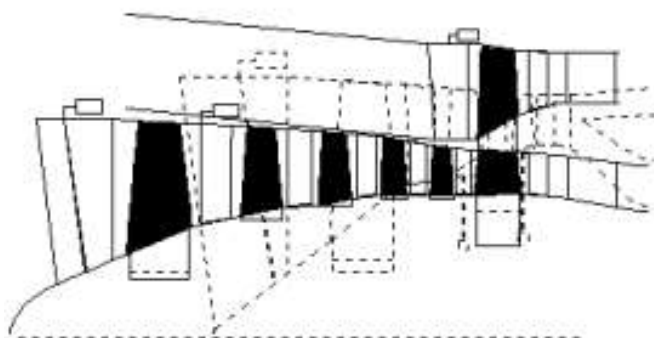


Рисунок 4 – Сравнение габаритов модуля компрессора двигателя с промежуточным расположением тандемного вентилятора (основные линии) и ТРДДсм (пунктирные линии)

Figure 4 – Comparison of dimensions of midtandem fan engine (main lines) and mixed flow turbojet bypass engine (dotted lines) compressor modules

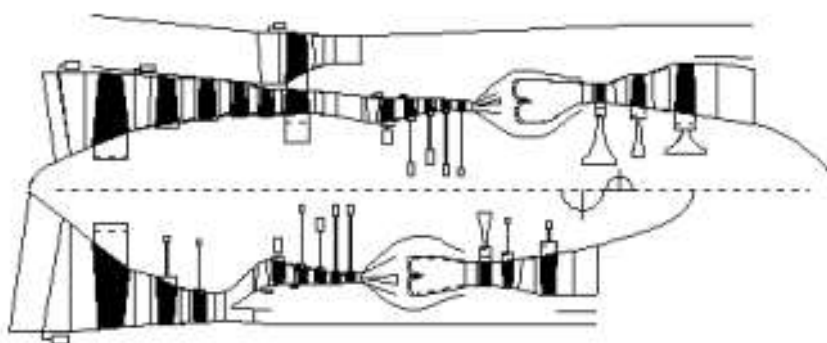


Рисунок 5 – Сравнение общих габаритов двигателя с промежуточным расположением тандемного вентилятора (сверху) и ТРДДсм (снизу)

Figure 5 – Comparison of the overall dimensions of midtandem fan engine (top) and mixed flow turbojet bypass engine (bottom)

Общая схема двигателей с адаптивным вентилятором регулируемой производительности и адаптивным переразмеренным вентилятором изображена в верхней части рисунка 6. Оба имеют вентиляторы большого диаметра, снабжённые регулируемыми направляющими аппаратами для изменения расхода воздуха на различных этапах полёта. Обоим двигателям требуются простые выхлопные сопла без средств регулирования смесителя или эжектора, но сопла должны быть довольно больших размеров, чтобы пропускать объёмы воздуха, проходящие через двигатель на взлёте. Проблем с этими двигателями две: сложность системы регулирования многоступенчатых регулируемых направляющих аппаратов и большой размер модулей вентилятора и сопла

вследствие большого расхода воздуха. На рисунках 6 и 7 представлено сравнение габаритов двигателя с адаптивным вентилятором регулируемой производительности и базового ТРДДсм, где снова наблюдается преимущество второй схемы.

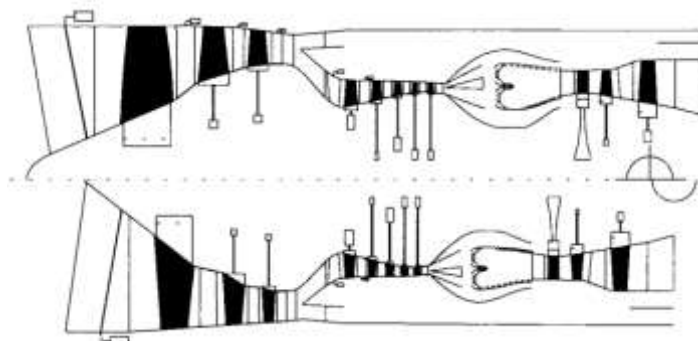


Рисунок 6 – Сравнение общих габаритов схемы двигателей с адаптивным переразмеренным вентилятором (сверху) и ТРДДсм (снизу)  
Figure 6 – Comparison of the overall dimensions of variable-capacity fan engine (top) and mixed flow turbojet bypass engine (bottom)

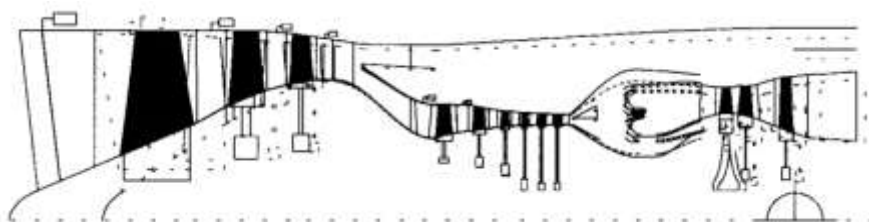


Рисунок 7 – Сравнение общих габаритов схемы двигателя с адаптивным переразмеренным вентилятором (основные линии) и ТРДДсм (пунктирные линии)  
Figure 7 – Comparison of the overall dimensions of variable-capacity fan engine (main lines) and mixed flow turbojet bypass engine (dotted lines)

Проведённый анализ показал, что среди рассмотренных вариантов силовых установок для перспективного сверхзвукового гражданского самолета наилучший баланс эксплуатационных и экологических характеристик обеспечивает турбореактивный двухконтурный двигатель с камерой смешения (ТРДДсм).

### **Выбор степени сжатия турбокомпрессора**

Главной величиной, характеризующей компрессор турбореактивного двигателя и влияющей на его газодинамические и габаритные характеристики, является степень повышения давления воздуха в компрессоре  $\pi_k$ . Для выбора оптимальной степени повышения давления рассмотрим работу двигателя на

взлётном ( $H=0$ ,  $M=0$ ) и крейсерском ( $H=20$ ,  $M=2,35$ ) режимах полёта, так как эти режимы определяют основные технические характеристики двигателя для пассажирского самолёта. Расчеты соответствующих характеристик были произведены с использованием математической модели газотурбинного двигателя<sup>6</sup>.

Большое значение высоты и скорости полёта выбраны неслучайно. Чем больше скорость крейсерского полёта, тем меньше угол вершины конуса ударной волны, а следовательно, тем дальше от самолёта пересечение этого конуса с поверхностью земли, что изображено на рисунке 8. Большая высота полёта также увеличивает это расстояние, которое способствует большему рассеиванию энергии ударной волны.

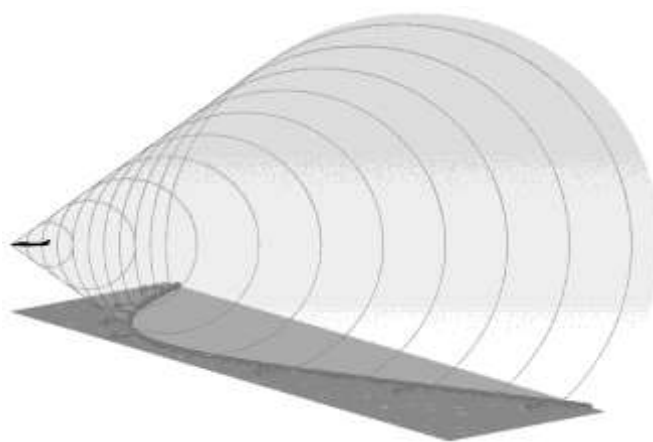


Рисунок 8 – Ударная волна от летящего со сверхзвуковой скоростью самолёта  
 Figure 8 – Shock wave from aircraft flying at supersonic speed

Был проведён расчёт работы (1) и КПД цикла (2) двигателя в зависимости от степени сжатия воздуха на взлётном и крейсерском режимах полёта по следующим формулам:

$$L_u = c_p T_H \frac{e-1}{\eta_c} \left[ \frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right] \quad (1)$$

$$\eta_{\text{вн}} = \frac{\frac{e-1}{\eta_c} \left[ \frac{\bar{m} \Delta \eta_c \eta_p}{e} - 1 \right] \eta_{\Gamma}}{\Delta - \frac{e-1}{\eta_c} - 1}, \quad (2)$$

где  $L_u$  – работа реального цикла ГТД;  
 $c_p$  – изобарная теплоемкость воздуха;  
 $T_H$  – температура воздуха на высоте  $H$ ;

<sup>6</sup> Котовский В. Н. Математическое моделирование рабочего процесса и характеристик ГТД прямой реакции / В. Н. Котовский, М. Ю. Вовк. Москва: Перо. 2018. 308 с.

$e$  – зависит от степени повышения давления в цикле:  $e = \pi^{\frac{k-1}{k}}$  ;  
 $\bar{m}$  – коэффициент, учитывающий различие физических свойств воздуха и продуктов сгорания;  
 $\Delta$  – степень подогрева воздуха;  
 $\eta_c$  – коэффициент полезного действия общего процесса сжатия;  
 $\eta_p$  – коэффициент полезного действия общего процесса расширения;  
 $\eta_{вн}$  – внутренний КПД реального цикла;  
 $\eta_{\Gamma}$  – коэффициент полноты сгорания топлива.

Результаты расчётов представлены на рисунке 9.

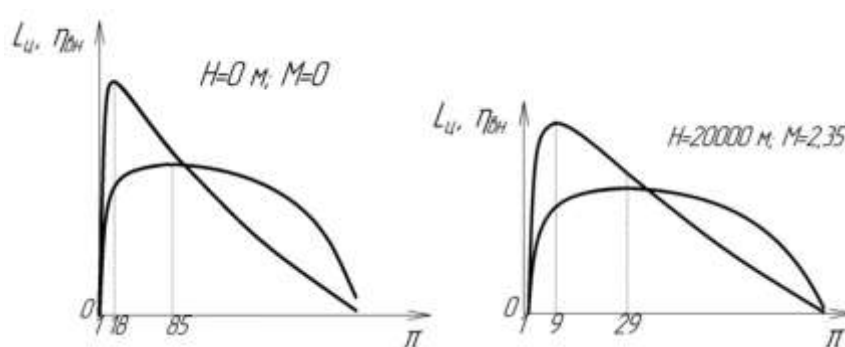


Рисунок 9 – Графики зависимости работы цикла  $L_{ц}$  и внутреннего КПД  $\eta_{вн}$  от степени повышения давления  $\pi$ .  $H=0$  м,  $M=0$  и  $H=20000$  м,  $M=2,35$  (без учета входного устройства)

Figure 9 – Graphs of the dependence of the thermodynamic work of cycle  $L_{ц}$  and the coefficient of internal efficiency on the pressure ratio  $\pi$ .  $H=0$  m,  $M=0$  and  $H=20000$  m,  $M=2.35$  (excluding the intake)

Как видно из представленных результатов (рисунок 9), искомое значение оптимальной степени сжатия приблизительно лежит в пределах от 9 до 29, так достигаются наиболее высокие значения работы и внутреннего КПД. Был выполнен расчёт характеристик двигателя для значений  $\pi_k$  в диапазоне 10...20 с использованием математической модели ТРДД. Расчёты выполнялись для ТРДД со степенью двухконтурности  $m=0,3$  с тягой на взлётном режиме 200 кН. При этом температура газов перед турбиной принята 1800К, с последующим увеличением до 2000 К по мере роста скорости полёта для максимально возможного поддержания постоянства приведенной частоты вращения компрессора с целью сохранения максимальной тяги. Результаты расчётов представлены на рисунке 10.

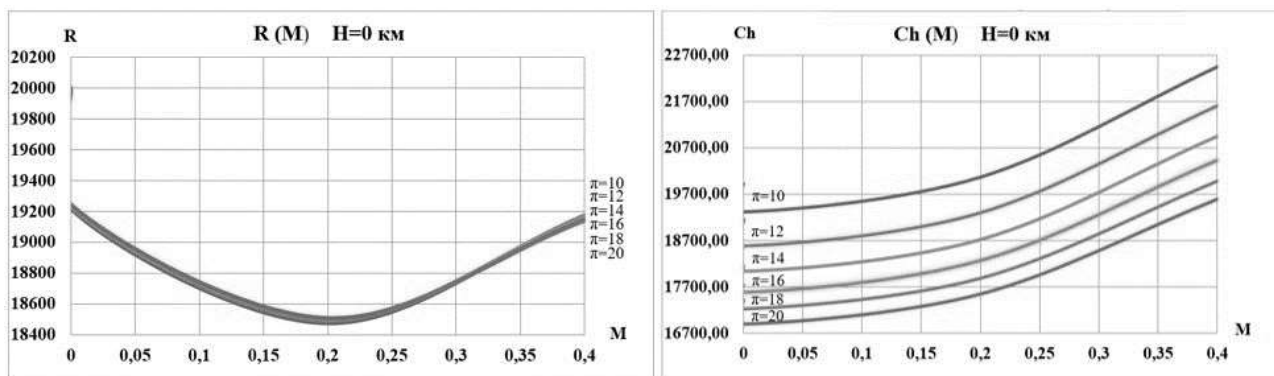


Рисунок 10 – Зависимость тяги и часового расхода топлива на взлётном режиме от скорости полёта

Figure 10 – Dependence of thrust and hourly fuel consumption in takeoff mode on the flight speed

Затем сравним аналогичные параметры на крейсерском этапе полёта, так как он является одним из основных расчётных режимов полета перспективного гражданского сверхзвукового самолета. Результаты сравнения показаны на рисунке 11.

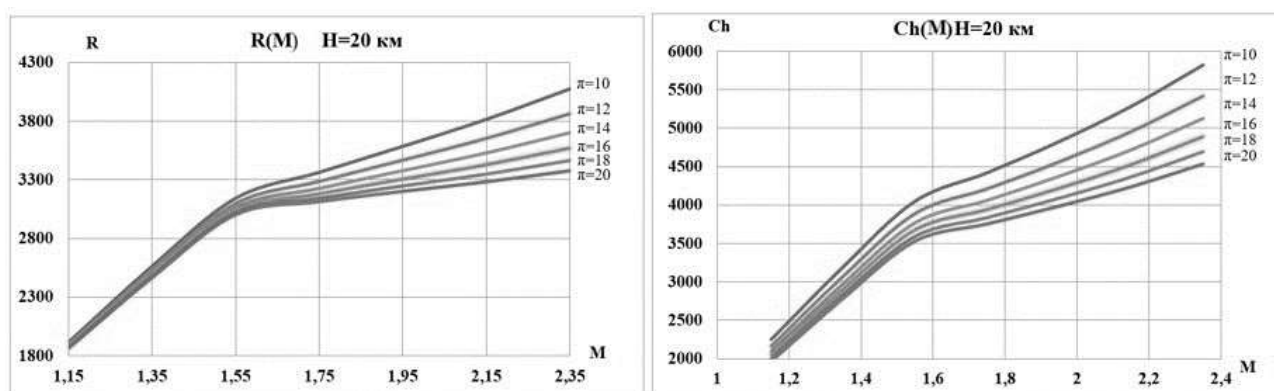


Рисунок 11 – Зависимость тяги и часового расхода топлива от скорости полёта на крейсерской высоте

Figure 11 – Dependence of thrust and hourly fuel consumption on the flight speed at cruising altitude

Анализ полученных результатов показывает, что увеличение степени повышения давления в компрессоре ТРДД даёт выигрыш по расходу топлива как на этапе взлёта и набора высоты, так и на этапе крейсерского полёта. Значения тяги же на этапе взлёта и набора высоты очень близки к тяге при степени повышения давления, равной 12, заданной нами. Однако, на крейсерской высоте и скорости полёта ( $H=20$  км,  $M=2,35$ ) происходит существенное снижение значений тяги у двигателей со степенью сжатия воздуха в компрессоре больше 12, выбранной нами в качестве базового значения.

Дальнейшее увеличение степени повышения давления приведет к усложнению конструкции компрессора и увеличению его массы, а следовательно, и массы двигателя в целом. Выберем это значение степени сжатия за базовое для дальнейшего анализа.

Рассмотрим изменение параметров ТРДД, если поменять максимальную стартовую тягу для каждой степени повышения давления для достижения ее фиксированного значения (около 3900 кгс) при  $\pi_k=12$  на крейсерской высоте и скорости. Результаты сравнения приведем в виде зависимостей на рисунках 12-14.

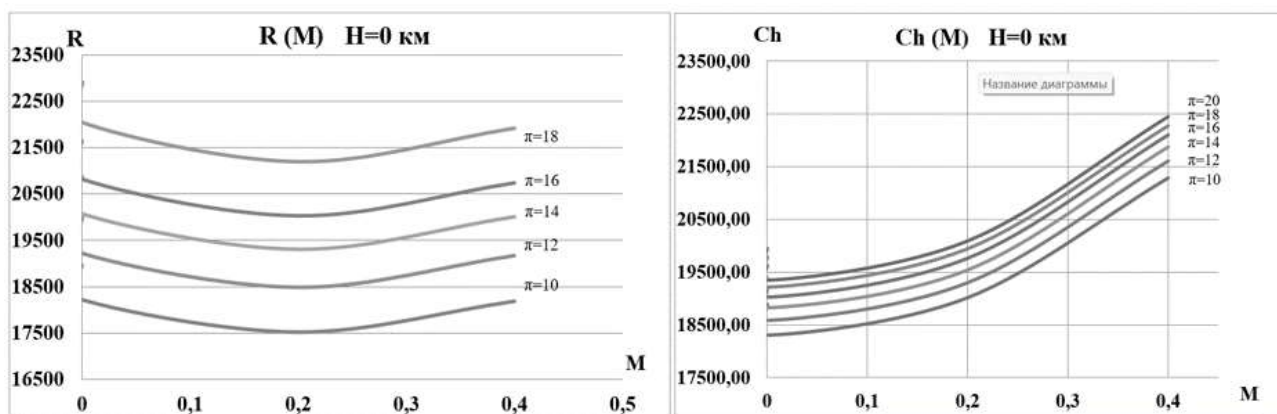


Рисунок 12 – Зависимости тяги двигателя и часового расхода топлива от числа Маха на взлетном режиме при разных значениях степени повышения давления  
 Figure 12 – Dependence of engine thrust and hourly fuel consumption on the Mach number in takeoff mode at different values of pressure ratio

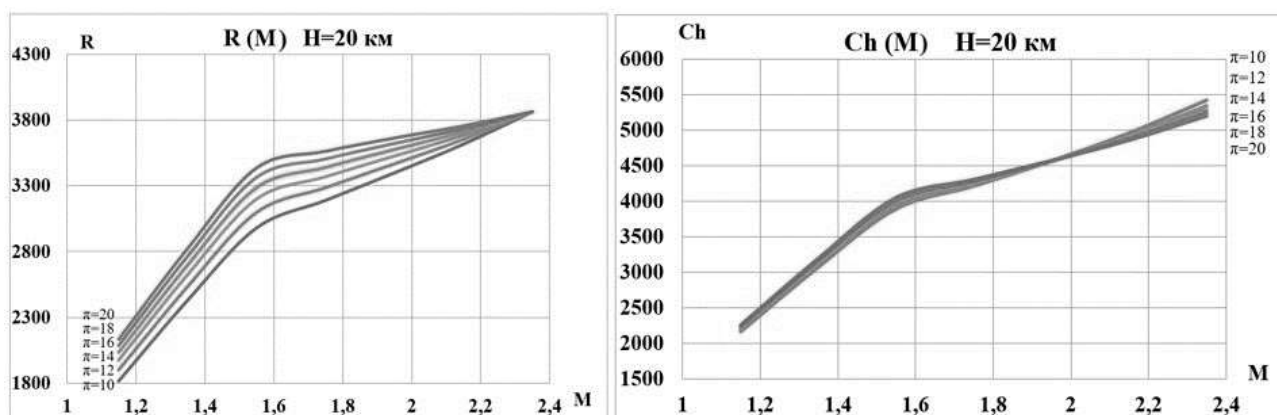


Рисунок 13 – Зависимости тяги двигателя и часового расхода топлива от числа Маха на крейсерской высоте при разных значениях степени повышения давления  
 Figure 13 – Dependence of engine thrust and hourly fuel consumption on the Mach number at cruising altitude at different values of pressure ratio

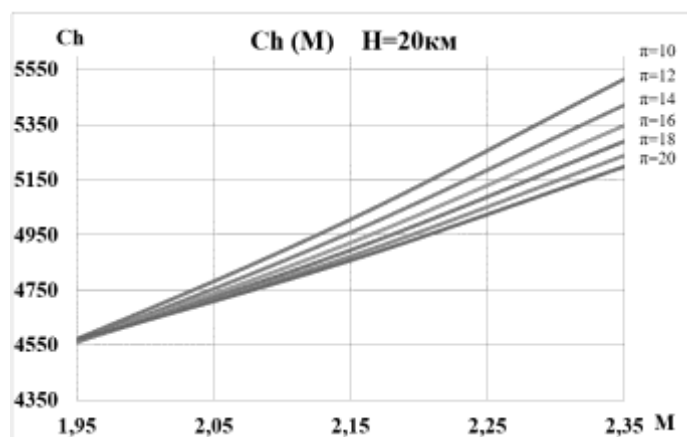


Рисунок 14 – Зависимости часового расхода топлива от числа Маха на крейсерской высоте при разных значениях степени повышения давления  
Figure 14 – Dependence of hourly fuel consumption on the Mach number at cruising altitude at different values of pressure ratio

Анализ полученных результатов показывает, что при равной тяге на режиме  $M=2,35$   $H=20$  км мы имеем избыток тяги на взлётном режиме, который нам не нужен для совершения крейсерского полета, а лишь приводит к увеличению массы и габаритов двигателя.

Исходя из приведенных зависимостей вышеперечисленных параметров, можно сделать вывод, что увеличение степени повышения давления в компрессоре при дальнейшем дросселировании двигателя на взлёте и наборе высоты и скорости приведет к снижению температуры газа перед турбиной, что снизит тепловые нагрузки на двигатель. Однако, увеличение степени повышения давления приводит к росту массы двигателя, что представлено на рисунке 19, а также к усложнению самой конструкции, увеличению расхода воздуха и снижению лобовой тяги, а также увеличению количества ступеней компрессора двигателя, следовательно, и габаритов двигателя в целом, при этом часовой расход топлива практически не изменится.

Таким образом, можно сделать вывод, что выбранная нами степень повышения давления в компрессоре, равная 12, является оптимальной для выполнения полёта на определённых ранее режимах, как с точки зрения конструкции, так и с точки зрения экономической составляющей производства двигателя в целом. Значения тяги достаточны для разгона и набора высоты, а также поддержания заданной скорости крейсерского полёта в 2500 км/ч.

### Выбор степени двухконтурности двигателя

Так как при разработке технического задания (ТЗ) для двигателя мы приняли максимальную температуру газа  $T=2000$  К, необходимо предусмотреть должное охлаждение теплонагруженных корпусов деталей двигателя (например, таких как камеры сгорания, камеры смешения и регулируемого сопла), которое достигается при выборе степени двухконтурности  $m_0 > 0$ . Необходимо иметь в виду, что по некоторым оценкам, коэффициент двухконтурности  $m_0 > 3$  не

позволит самолёту эффективно преодолевать трансзвуковой режим и приведёт к неприемлемо низким характеристикам на сверхзвуковом крейсерском режиме [Paramoschou et al., 2003]. В нашем случае мы рассматриваем степени двухконтурности  $m_0=0; 0,3; 0,5; 1$  при определенной ранее оптимальной степени сжатия в компрессоре  $\pi_k=12$ .

Чтобы окончательно выбрать оптимальную степень двухконтурности, рассмотрим также изображенные на рисунке 15 зависимости располагаемой тяги и часового расхода топлива от скорости (числа Маха) на высоте  $H=20$  км.

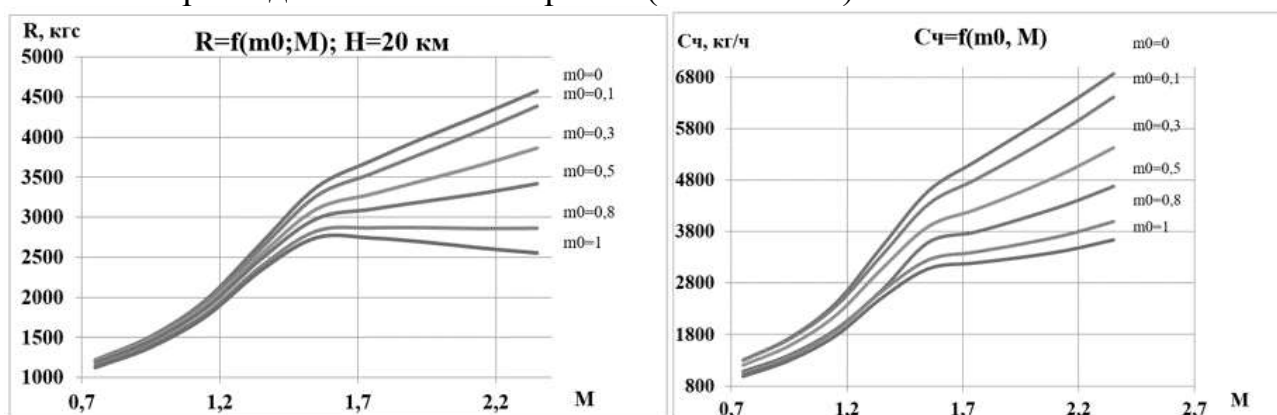


Рисунок 15 – График зависимости располагаемой тяги и часового расхода топлива при высоте полёта  $H=20$  км от степени двухконтурности

Figure 15 – Graph of the dependence of available thrust and hourly fuel consumption at flight altitude of  $H=20$  km on the bypass ratio

В результате проведенного анализа имеем, что с увеличением степени двухконтурности ТРДД снижается часовой расход топлива, что приводит к повышению экономичности, но в то же время уменьшается располагаемая тяга при прочих равных условиях. При  $M>1,6$  и значении  $m_0=0,3$  сохраняется прирост тяги, соизмеримый с  $m_0=0,1$  и  $m_0=0$ , в отличие от других значений степени двухконтурности, где тяга начинает снижаться. Тем самым при  $m_0=0,3$  сохраняется относительно невысокий расход топлива и достаточный прирост тяги.

Рассмотрим представленные на рисунках 16-18 зависимости располагаемой тяги, удельного и часового расхода топлива от степени двухконтурности двигателя на наиболее топливозатратных этапах полета, а именно на взлете, разгоне и наборе высоты до  $H=20$  км и крейсерском этапе полёта. Распределение скоростей полета в зависимости от высоты полёта сведем в таблицу 2:

Таблица 2 – Распределение скоростей полета в зависимости от высоты полёта  
 Table 2 – Distribution of flight speeds depending on the flight altitude

| Этап взлёта                  |             |
|------------------------------|-------------|
| H=0 км                       | M=0-0,9     |
| Этап разгона и набора высоты |             |
| H=11 км                      | M=0,9-2,15  |
| Крейсерский полёт            |             |
| H=20 км                      | M=2,15-2,35 |

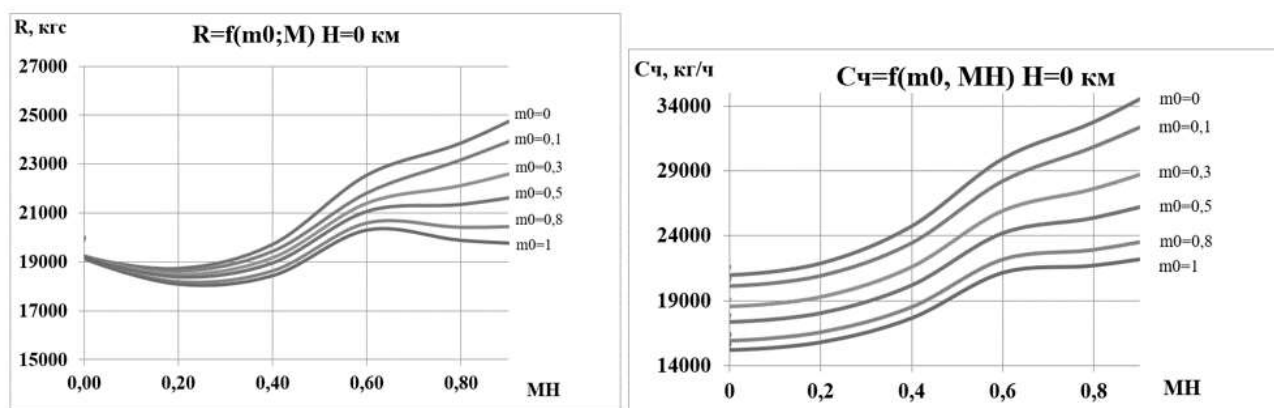


Рисунок 16 – Графики зависимости располагаемой тяги и часового расхода топлива от скорости полёта на этапе взлета H=0 км при различных значениях степени двухконтурности

Figure 16 – Graphs of the dependence of available thrust and hourly fuel consumption on the flight speed at the takeoff stage  $H = 0 \text{ км}$  at different values of bypass ratio

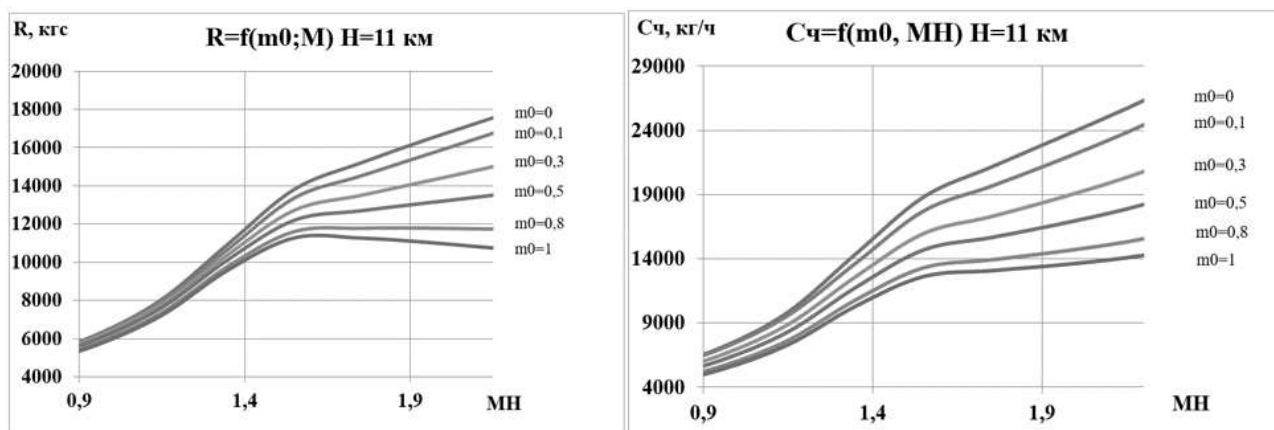


Рисунок 17 – Графики зависимости располагаемой тяги и часового расхода топлива от скорости полёта на этапе разгона и набора высоты  $H=11 \text{ км}$  при различных значениях степени двухконтурности

Figure 17 – Graphs of the dependence of available thrust and hourly fuel consumption on flight speed at the stage of acceleration and climb  $H = 11 \text{ км}$  at different values of bypass ratio

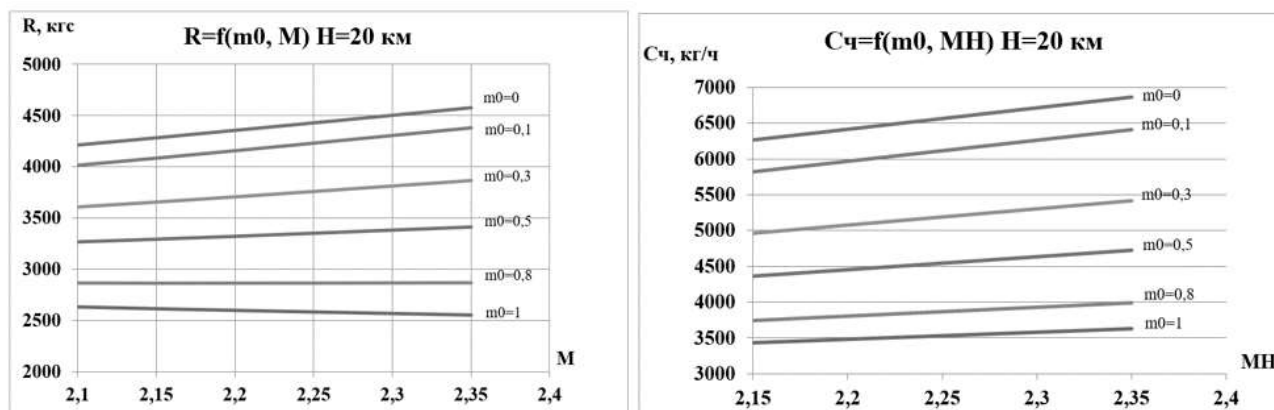


Рисунок 18 – График зависимости располагаемой тяги  $R$  от скорости полёта на крейсерском этапе  $H=20 \text{ км}$  при различных значениях степени двухконтурности

Figure 18 – Graph of the dependence of available thrust  $R$  on the flight speed at the cruising stage  $H = 20 \text{ км}$  at different values of bypass ratio

Анализ графиков показал, что степень двухконтурности  $m_0 = 0,3$  остается оптимальной для силовой установки сверхзвукового пассажирского самолёта при принятой температуре газа  $T = 2000 \text{ К}$ . При этом значении обеспечивается необходимое охлаждение теплонагруженных элементов, достигается приемлемый уровень экономичности за счёт снижения часового расхода топлива, а потери в располагаемой и лобовой тяге остаются незначительными. Степень двухконтурности  $m_0 > 0$  в совокупности с дросселированием маршевого двигателя [Мирзоян и др., 2020], применением изменения формы сопла [Koriev et al., 2013]

и технологий активного шумоподавления [Development..., 2004; Control of Instability..., 2021] также позволяет улучшить шумовые характеристики перспективного СГС.

Дальнейшее увеличение степени двухконтурности приводит к росту массы и габаритов двигателя, что изображено на рисунке 19, ухудшению аэродинамических характеристик и не даёт значимого выигрыша по топливной эффективности, особенно на крейсерском режиме. Таким образом,  $m_0 = 0,3$  представляет собой рациональный компромисс между эффективностью, массогабаритными показателями и эксплуатационными требованиями. Полученное значение степени двухконтурности также согласуется с выбранными ранее значениями КПД и работы цикла.

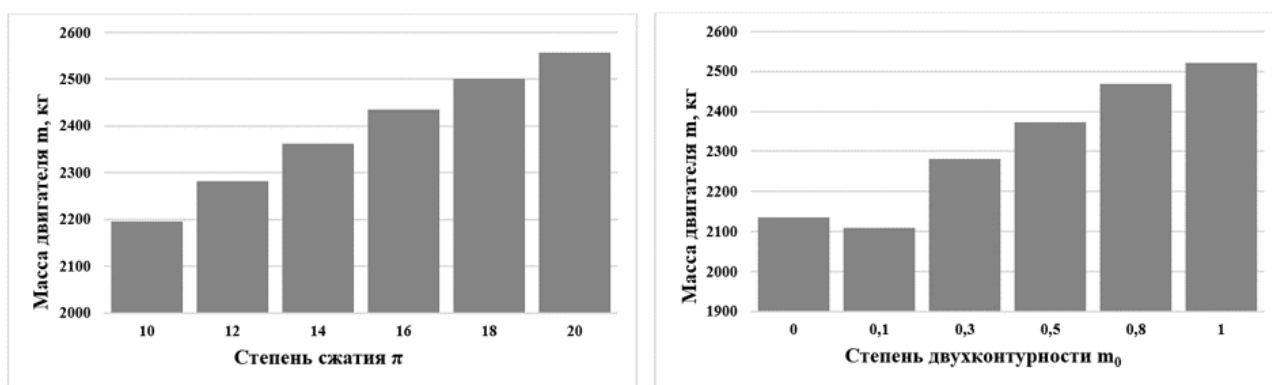


Рисунок 19 – Зависимость массы проектируемого двигателя от степени сжатия и степени двухконтурности

Figure 19 – Dependence of the mass of the designed engine on the pressure and bypass ratio

### Обсуждение полученных результатов (Discussion)

Выбор компоновочной схемы согласуется с современными исследованиями по теме силовой установки для СГС, в том числе и работами NASA [Comparative..., 2005; Critical..., 2013], где достигнут значительный прогресс в создании перспективного летательного аппарата. Схема ТРДДсм также рассматривается в качестве основной в проекте Boom Overture<sup>7</sup>. Двигатель Boom Symphony<sup>8</sup> позиционируется как оптимизированное и упрощённое решение. Мировые тенденции в исследовании СУ для СГС все больше показывают применение уже отработанных и проверенных в эксплуатации решений, что значительно снижает риск заказчика в освоении новой техники и ускорении работ по созданию современного летательного аппарата.

<sup>7</sup> Boom Overture // [Электронный ресурс]. – 2025. – URL: <https://boomsupersonic.com/overture> (дата обращения: 15.10.2025).

<sup>8</sup> Boom Symphony // [Электронный ресурс]. – 2025. – URL: <https://boomsupersonic.com/press-release/boom-supersonic-announces-symphony-the-sustainable-and-cost-efficient-engine-for-overture> (дата обращения: 15.10.2025).

Анализ тяговых и экономических характеристик СУ для основных этапов полёта СГС позволил выбрать оптимальные значения степени сжатия и двухконтурности, а именно  $\pi=12$  и  $m_0=0,3$ . Выбор этих параметров позволяет создать техническое задание на проектирование газогенератора перспективной СУ, что важно для дальнейшего продвижения соответствующих работ.

В качестве дальнейших исследований по теме предлагается изучить применение комплексной силовой установки для улучшения взлётно-посадочных характеристик сверхзвукового планера и оценки безопасности предлагаемой схемы СУ.

### **Заключение (Conclusion)**

Анализ различных компоновочных схем двигателей для перспективного сверхзвукового гражданского самолета показал, что наиболее сбалансированным вариантом по критериям экономичности, надёжности, шумового воздействия и уровня выбросов является турбореактивный двухконтурный двигатель с камерой смешения (ТРДДсм). Несмотря на наличие альтернативных решений – таких как трехконтурные двигатели переменного цикла, схемы с тандемными вентиляторами и адаптивными вентиляторами – все они либо уступают по массогабаритным показателям, либо обладают повышенной сложностью конструкции, либо не соответствуют современным требованиям по шуму. Таким образом, ТРДДсм представляется наилучшей основой для создания силовой установки будущего СГС с учетом текущих технологических возможностей и эксплуатационных ограничений.

Проведённый анализ термодинамических характеристик показал, что степень повышения давления в компрессоре  $\pi=12$  обеспечивает оптимальное соотношение между тягой, экономичностью и сложностью конструкции. При этом достигаются удовлетворительные характеристики как на взлётном, так и на крейсерском режимах полёта.

Степень двухконтурности  $m_0=0,3$  является оптимальной для силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета при принятой температуре газа  $T=2000$  К. При этом значении обеспечивается необходимое охлаждение теплонагруженных элементов, достигается приемлемый уровень экономичности за счёт снижения часового расхода топлива, а потери в располагаемой и лобовой тяге остаются незначительными.

Дальнейшее увеличение этих параметров приводит к росту массы и габаритов двигателя без существенного улучшения топливной эффективности. Таким образом, выбранные значения  $\pi=12$  и  $m_0=0,3$  являются наилучшими с точки зрения эффективности, надёжности и соответствия эксплуатационным требованиям.

## Список литературы

- Дутов А. В. Создание научно-технического задела для разработки перспективных сверхзвуковых гражданских самолетов / А. В. Дутов, А. А. Пухов. Крылья родины. 2022. 9-10. С. 38-39.
- Клочков В. В. Анализ предпосылок формирования рынков сверхзвуковых пассажирских авиаперевозок и самолетов / В. В. Клочков, С. М. Рождественская. Инновации. 2019. 8 (250). DOI 10.26310/2071-3010.2019.250.8.009
- Ланшин А. И. Основные результаты деятельности НЦМУ "Сверхзвук" в части силовой установки сверхзвукового пассажирского самолета в 2022-2023 годах / А. И. Ланшин, Д. В. Комратов, А. Д. Алендарь. Неравновесные процессы, Сочи, 07–11 октября 2024 года. Москва: Общество с ограниченной ответственностью "ТОРУС ПРЕСС", 2024. С. 314-320. DOI 10.30826/NEPCAR11A-86. EDN MLLBNI.
- Матвеев И. А. История сверхзвуковой гражданской авиации / И. А. Матвеев, А. В. Лонин. Актуальные проблемы авиации и космонавтики: сборник материалов VIII Международной научно-практической конференции, посвященной Дню космонавтики: в 3 т., Красноярск, 11–15 апреля 2022 года. Том 3. Красноярск: Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева». 2022. С. 670-672. EDN NYNZNP.
- Мирзоян А. А. Управление тягой и шумом двигателей сверхзвукового пассажирского самолета на взлете / А. А. Мирзоян, Ю. Д. Халецкий. Авиационные двигатели. 2020. 2(7). С. 51-56. DOI 10.54349/26586061-2020-2-51. EDN WSSUJX.
- Обзор проблем создания сверхзвукового пассажирского самолёта нового поколения в части силовой установки / А. Д. Алендарь, А. И. Ланшин, А. А. Евстигнеев [и др.] 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. EDN TGDJCM.
- Определение потребных уровней снижения шума СПС-2 / А. В. Демаков, В. Г. Кажан, К. Г. Косушкин [и др.] Материалы XVI школы-семинара «аэродинамика летательных аппаратов», п. Володарского, 03–04 марта, 2005. С. 49-50. EDN WGPVIH.
- Сидняев Н. И. Перспективы развития современных сверхзвуковых пассажирских самолетов. Инженерный журнал: наука и инновации. 2023. №1 (133). DOI 10.18698/2308-6033-2023-1-2243
- Челебян О. Г. Оценка эмиссии вредных веществ двигателей сверхзвуковых самолетов / О. Г. Челебян, В. Н. Строкин, Т. В. Шилова. Авиационные двигатели. 2021. 3(12). С. 55-62. DOI 10.54349/26586061-2021-3-55. EDN ZVBYIP.
- Шапкин В. Современные факторы создания сверхзвукового гражданского самолета нового поколения / В. Шапкин, А. Пухов. АвиаСоюз. 2022. N 3/4 (90). С. 4-9.
- Эзрохи Ю. А. Идентификация математической модели ГТД по результатам испытаний / Ю. А. Эзрохи, С. М. Каленский. Труды МАИ. 2022. 122. DOI 10.34759/trd-2022-122-19. EDN DZFDXR.
- Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport (NASA TM 2005-213414) / J. J. Berton, W. J. Haller, P. F. Senick [et al.] / NASA, 2005.
- Control of Instability Waves in an Unexcited Turbulent Jet Using Plasma Actuators in a Narrow Frequency Band / V. F. Kopiev, O. P. Bychkov, V. A. Kopiev [et al.] / Acoustical Physics, 2021. 67, 413-420. DOI: 10.1134/S1063771021040059
- Critical Propulsion Components Volume 1 (NASA/CR–2005-213584/VOL1). Glenn Research Center. Work of the US Gov. Public Use Permitted, NASA, 2013.
- Development and characterization of plasma actuators for high-speed jet control / M. Samimy, I. Adamovich, B. Webb [et al.] / Experiments in Fluids, 2004. 37, 577–588. DOI: 10.1007/s00348-004-0854-7

High-fidelity Aerostructural Optimization Studies of the Aerion AS2 Supersonic Business Jet / N. P. Bons, J. R. R. A. Martins, C. A. Mader [et al.] / Proceedings of the AIAA Aviation Forum, 2020. DOI:10.2514/6.2020-3182.

Kopiev V. Subsonic jet noise suppression by a corrugated nozzle / V. Kopiev, M. Zaytsev, N. Ostrikov. *Acoustical Physics*, 2013. 59, 207–209. DOI:10.1134/S1063771013010090

On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies / V.F. Kopiev, I.V. Belyaev, A.I. Dunaevsky [et al.] / *Aerospace*, 2022. 9, 187. DOI: 10.3390/aerospace9040187

Papamoschou D. Conceptual development of quiet turbofan engines for supersonic aircraft / D. Papamoschou, M. Debiassi. *Journal of Propulsion and Power*, 2003. 19, 161-169. DOI: 10.2514/2.6103

## References

Alendar A. D., Lanshin A. I., Evstigneev A. A. (2023). An overview of the problems of creating a supersonic transport of a new generation in terms of power plant *Vestnik of Samara University. Aerospace engineering, technology, and mechanical engineering*. 22(1): 7-28. DOI 10.18287/2541-7533-2023-22-1-7-28. EDN TGDJCM.

Berton J. J., Haller W. J., Senick P. F., Jones S. M., Seidel J. A. A. (2005). A Comparative Propulsion System Analysis for the High-Speed Civil Transport. *NASA TM 2005-213414*.

Bons N. P., Martins J. R. R. A., Mader C. A., McMullen M., Suen M. (2020). High-fidelity Aerostructural Optimization Studies of the Aerion AS2 Supersonic Business Jet, *Proceedings of the AIAA Aviation Forum* DOI:10.2514/6.2020-3182.

Chelebyan O. G., Strokin V. N., Shilova T. V. (2021) Assessment of emissions of harmful substances from supersonic aircraft engines. *Aviation engines*. 3(12): 55-62. DOI 10.54349/26586061-2021-3-55. EDN ZVBYIP.

Demakov A.V., Kazhan V.G., Kosushkin K.G., Mironov A.K. (2005). Determination of required noise reduction levels of SST-2. In collection: *Materials of the XVI school-seminar «Aerodynamics of aircraft», Volodarsky village*: 49-50. EDN WGPVIH

Dutov A.V., Pukhov A.A. (2022). Creation of scientific and technical groundwork for the development of promising supersonic civil aircraft. *Wings of the Motherland* (9-10): 38-39.

Ezrokhi Yu. A., Kalensky S. M. (2022). Identification of the mathematical model of the gas turbine engine based on the test results. *Trudy MAI*. 122. DOI 10.34759/trd-2022-122-19. EDN DZFDXR.

Glenn Research Center (2013). Critical Propulsion Components Volume 1 (NASA/CR–2005-213584/VOL1) *Work of the US Gov. Public Use Permitted, NASA*

Klochkov V. V., Rozhdestvenskaya S. M. (2019). Analysis of the prerequisites for the formation of supersonic passenger air transportation and aircraft markets. *Innovation*. (8). DOI 10.26310/2071-3010.2019.250.8.009

Kopiev V.F., Belyaev I.V., Dunaevsky A.I., Poukhov A.A., Trofimovsky I.L. (2022). On the Fundamental Possibility of a Supersonic Civil Aircraft to Comply with ICAO Noise Requirements Using Existing Technologies. *Aerospace* (9): 187. DOI: 10.3390/aerospace9040187

Kopiev V.F., Bychkov O.P., Kopiev V.A., Faranosov G.A., Moralev I.A., Kazansky P.N. (2021). Control of Instability Waves in an Unexcited Turbulent Jet Using Plasma Actuators in a Narrow Frequency Band. *Acoustical Physics* (67): 413-420. DOI: 10.1134/S1063771021040059

Kopiev V., Zaytsev M., Ostrikov N. (2013). Subsonic jet noise suppression by a corrugated nozzle. *Acoustical Physics* (59): 207–209. DOI:10.1134/S1063771013010090

Lanshin A.I., Komratov D.V., Alendar A.D. (2024). Main results of activity of the world-class research center «The supersonic» in terms of the propulsion system of a supersonic passenger aircraft in 2022-2023 years. *Nonequilibrium processes. TORUS PRESS*: 168-170. DOI 10.30826/NEPCAP11A-86. EDN MLLBNI.

- Matveyev I. A., Lonin A.V. (2022). The history of supersonic civil aviation. In collection: *Actual problems of aviation and cosmonautics: collection of materials of the VIII International Scientific and Practical Conference dedicated to Cosmonautics Day, Krasnoyarsk*: 670-672. EDN NYNZNP.
- Mirzoyan A. A., Khaletsky Yu. D. (2020). Control of thrust and engine noise of supersonic passenger aircraft on take-off. *Aviation engines*. 2(7): 51-56. DOI 10.54349/26586061-2020-2-51. EDN WSSUJX.
- Papamoschou D., Debiassi M. (2003). Conceptual development of quiet turbofan engines for supersonic aircraft. *Journal of Propulsion and Power* (19): 161-169. DOI: 10.2514/2.6103
- Samimy M., Adamovich I., Webb B., Kastner J., Hileman J., Keshav S., Palm P. (2004). Development and characterization of plasma actuators for high-speed jet control. *Experiments in Fluids* (37): 577–588. DOI: 10.1007/s00348-004-0854-7
- Shapkin V., Pukhov A. (2022). Modern factors in the creation of a new generation supersonic civil aircraft. *AviaSoyuz*. 3/4(90): 4-9.
- Sidnyayev N.I. (2023). Prospects for the development of modern supersonic passenger aircraft. *Engineering Journal: Science and Innovation*. 1(133). DOI 10.18698/2308-6033-2023-1-2243

#### ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ

Хочбар Расулович Гаджиев – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, д. 20, Москва, 125493, Россия;  
orcid.org/0009-0002-6311-7399; e-mail: g-hochbar@yandex.ru

Даниил Александрович Леонов – аспирант, Московский государственный технический университет гражданской авиации, Кронштадтский бульвар, д. 20, Москва, 125493, Россия;  
orcid.org/0009-0000-3411-774X; e-mail: danleo2001@yandex.ru

#### INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Hochbar R. Gadzhiev, Cand. Sci. (Technology), Associate Professor, Associate Professor at the Department of Aircraft Engines, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;  
orcid.org/0009-0002-6311-7399; e-mail: g-hochbar@yandex.ru

Daniil A. Leonov, Postgraduate Student, Moscow State Technical University of Civil Aviation, 20 Kronshtadtsky Blvd, Moscow, 125493, Russia;  
orcid.org/0009-0000-3411-774X; e-mail: danleo2001@yandex.ru

Поступила в редакцию  
Принята в печать  
Опубликована

28.10.2025  
02.07.2026  
15.09.2026

Received  
Accepted for publication  
Published

28 October 2025  
02 July 2026  
15 September 2026