

УДК 629.7.036

doi: 10.18698/0536-1044-2023-9-116-126

Концепция построения стехиометрического турбореактивного двигателя

В.Л. Письменный

Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова

The concept of constructing a stoichiometric turbojet engine

V.L. Pismennyi

Chralov State Flight Test Centre

Предложен альтернативный путь развития сверх- и гиперзвуковых газотурбинных двигателей. В настоящее время ведущие авиадвигателестроительные компании, такие как General Electric Company, United Technologies Corporation, Rolls-Royce и SNECMA Group проводят активную техническую политику по созданию авиационных газотурбинных двигателей новых поколений (программы VAATE, ИМПЕТ, UEET, VITAL и др.). Как показывает динамика развития таких двигателей, сроки смены поколений авиационных двигателей удлиняются, а границы между поколениями становятся все более условными, что свидетельствует о системном кризисе. Для сохранения устойчивой работы газотурбинных двигателей авиационные компрессоры регулируют. С этой целью их делают двухконтурными и многовальными, что позволяет сохранять устойчивую работу на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета, но является препятствием для их дальнейшего роста. Предложено отказаться от регулирования компрессора как метода обеспечения устойчивой работы двигателя и перейти к регулированию турбины как способу поддержания заданного режима работы компрессора. Для исключения рассогласования ступеней компрессора как явления необходимо, чтобы режим работы компрессора независимо от режима работы двигателя оставался расчетным или близким к нему. В соответствии с этим принципом сформирован газодинамический облик газотурбинного двигателя как стехиометрического одноконтурного турбореактивного двигателя с одноступенчатой регулируемой турбиной. Программа регулирования двигателя, определяемая зависимостью приведенной частоты вращения от температуры торможения наружного воздуха, реализована путем изменения температуры газа перед турбиной и перепада давлений в ней. Переход к новой концепции построения газотурбинного двигателя открывает новые перспективы: расширяет диапазон скоростей полета вплоть до гиперзвуковых, повышает газодинамическую эффективность (общий коэффициент полезного действия более 40 %), снижает (более чем в 2 раза) удельную массу. Ключевым условием реализации концепции следует считать создание новых технологий, позволяющих повысить температуру газа перед турбиной до 2300...2400 К.

Ключевые слова: стехиометрический турбореактивный двигатель, развитие ГТД, устойчивая работа ГТД

The paper proposes an alternative approach to design and development of the supersonic and hypersonic gas turbine engines. Currently, the leading aircraft engine companies, such as General Electric, United Technologies, Rolls-Royce and SNECMA Group, are pursuing the active technical policy in creating the new generation aircraft gas turbine engines (VAATE, ИМПЕТ, UEET, VITAL and other programs). At the same time, dynamics in such

engines development demonstrates that timing of alteration in the aircraft engines generations is lengthening, and boundaries between generations are becoming more conditional indicating a systemic crisis. To maintain stable operation of the gas turbine engines, aircraft compressors are regulated. To this end, they are made double-circuit and multi-shaft, which makes it possible to maintain stable operation at subsonic and moderate supersonic flight speeds, but appears to be an obstacle in their further growth. It is proposed to refuse regulating a compressor as a method of ensuring the engine stable operation and to pass to regulating the turbine as an approach to maintain the compressor given operation mode. In order to exclude the compressor stages mismatch as a phenomenon, it is necessary that the compressor operating mode, regardless of the engine operating mode, remains calculated or close to it. In accordance with this principle, the gas-dynamic appearance of a gas turbine engine was formed as a stoichiometric single-circuit turbojet engine with the single-stage adjustable turbine. The engine control program was determined by dependence of the reduced rotation rate on the outside air stagnation temperature and was implemented by changing the gas temperature in front of the turbine and the pressure drop in it. Transition to a new concept of constructing a gas turbine engine opens new prospects, expands the flight speed range up to hypersonic, increases the gas-dynamic efficiency (overall efficiency of more than 40%) and reduces (by more than 2 times) the specific mass. The key condition in implementing the concept should include creation of new technologies making it possible to increase the gas temperature in front of the turbine up to 2300–2400 K.

Keywords: stoichiometric turbojet engine, gas turbine engine development, gas turbine engine stable operation

Ведущие авиадвигателестроительные компании, такие как General Electric Company, United Technologies Corporation, Rolls-Royce и SNECMA Group, проводят активную техническую политику по созданию авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) новых поколений (программы VAATE, INPET, UEET, VITAL и др.) [1].

Концепцией построения сверхзвуковых ГТД по-прежнему остается совершенствование рабочего процесса двухконтурных турбореактивных двигателей (ТРД) малой степени двухконтурности $m = 0,3...0,5$ [2]. При этом упор делается на увеличение температуры газа перед турбиной T_r^* и степени повышения давления воздуха в компрессоре π_k . Начиная со второй половины 1990-х годов, в эксплуатацию вводятся двигатели пятого поколения (EJ200, F119 PW-100, F135 PW-100, F414, АЛ-41Ф и др.), в которых температура газа перед турбиной T_r^* увеличена до 1800...1950 К, $\pi_k = 25...35$.

Показатели эффективности ГТД различных поколений в виде распределения общего коэффициента полезного действия (КПД) по годам приведены на рис. 1. Видно, что ежегодный прирост КПД от одного поколения к другому снижается и сегодня составляет менее десятой доли процента, притом что затраты, связанные с созданием новых ГТД, увеличиваются многократно [2]. Однако высота, скорость полета и

разгонные характеристики летательных аппаратов (ЛА) практически не улучшаются, что не дает оснований признать существующую концепцию построения ГТД удовлетворительной.

Цель работы — предложить альтернативный путь развития сверх- и гиперзвуковых ГТД.

Концепция построения современных сверхзвуковых ГТД главным образом основана на решении проблемы сохранения их устойчивой работы. При увеличении скорости полета в ГТД вследствие нагрева воздуха происходит рассогласование ступеней компрессора [3], которое ведет к потере устойчивости его работы.

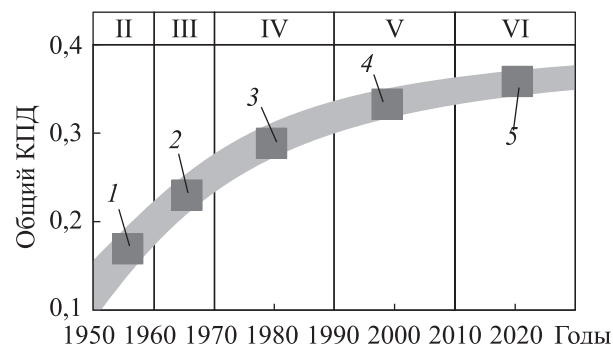


Рис. 1. Показатели эффективности ГТД поколений II–VI:

1 — РД-3М, НК-12, J-75, Олимп; 2 — Д-30, Д-18, НК-114, Конкуэй, Спей, JT8D, TF30; 3 — Д-36, ПС-90, РД-33, АЛ-31, JT9D, CF6, F100, F101, F404, RB199; 4 — GE90, PW6000, F119, M88, EJ200, 117C; 5 — программы INPET (США), UEET (США)

Методом обеспечения устойчивой работы компрессора в современных ГТД является его регулирование: поворот направляющих аппаратов, перепуск воздуха из средних ступеней и применение многокаскадных компрессоров [3]. Совокупность перечисленных способов регулирования компрессора формирует газодинамический облик сверхзвукового ГТД как двухконтурного двухвального ТРД с форсажной камерой (рис. 2).

Как показал опыт эксплуатации [2], газодинамическая схема (см. рис. 2) решает задачу сохранения устойчивой работы ГТД на дозвуковых и умеренных сверхзвуковых скоростях полета (при числе Маха $M < 2,5$). А именно: второй контур (перепуск воздуха из средних ступеней) и скольжение роторов (многовальная схема) позволяют сохранять углы атаки на лопатках компрессоров в эксплуатационном диапазоне. При более значительных скоростях полета появляются системные проблемы.

Наличие второго контура ведет к увеличению сопротивления и снижению удельной тяги двигателя, что препятствует росту скорости полета ЛА.

Наличие двух и более турбин (многовальная схема) делает их в системе ГТД нерегулируемыми (степень понижения давления газа в такой турбине не меняется, т. е. $\pi_r = \text{const}$). Это обстоятельство вынуждает использовать программы регулирования ГТД, где относительная физическая частота вращения компрессора $\bar{n} = \text{const}$ и температура газа перед турбиной $T_r^* = \text{const}$, при которых частота вращения компрессора (далее ЧВ) n с ростом скорости полета остается постоянной или снижается. Это делает применение многовальных двигателей при числе Маха $M > 2,5$ бесперспективным: уменьшение приведенной ЧВ, которое происходит при увеличении температуры торможения наружного воздуха T_n^* , ве-

дет к срыву потока на лопатках компрессора (так называемый нижний срыв).

Таким образом, существующая концепция построения ГТД [2] с ростом скорости полета фактически вступает в противоречие с техническими средствами ее реализации — способами регулирования компрессора. Способы регулирования компрессора не устраняют рассогласование ступеней как явление, а лишь препятствуют его развитию, а значит, метод обеспечения устойчивой работы ГТД, основанный на регулировании компрессора, заведомо ограничен в возможностях, что и наблюдается в действительности.

Причиной рассогласования ступеней компрессора является отклонение режима его работы от расчетного, задаваемого приведенной ЧВ $\bar{n}_{пр} = 1,0$, которая определяется как

$$\bar{n}_{пр} = \bar{n} \sqrt{288 / T_n^*}.$$

Здесь

$$\bar{n} = n / n_{\max},$$

где n_{\max} — максимальная ЧВ.

В целях исключения рассогласования ступеней компрессора как явления, необходимо, чтобы режим его работы независимо от режима работы двигателя оставался расчетным либо близким к нему, что является квинтэссенцией альтернативного (по отношению к регулированию компрессора) метода обеспечения устойчивой работы ГТД.

Альтернативный метод обеспечения устойчивой работы ГТД основан на регулировании турбины [4–6] либо на искусственном изменении температуры воздуха на входе в компрессор [7–9].

На практике это означает, что ГТД должен иметь программу регулирования $\bar{n}_{пр} = f(T_n^*)$, в частности, программу $\bar{n}_{пр} = 1,0$ [10].

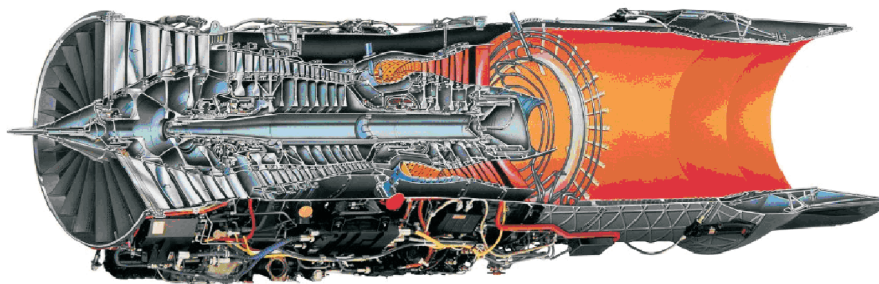


Рис. 2. Конструктивная схема газотурбинного двигателя F100-PW

Закон регулирования $\bar{n}_{пр} = \text{const}$, составляющий основу программы регулирования $\bar{n}_{пр} = f(T_n^*)$, является известным: его используют в ГТД в качестве ограничителя максимальной приведенной ЧВ при пониженной температуре атмосферного воздуха [3].

При законе регулирования $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ ЧВ n изменяется пропорционально $\sqrt{T_n^*}$, что ведет к значительным изменениям расходов воздуха и топлива, температуры газа перед турбиной T_r^* , которая в этом случае изменяется пропорционально температуре торможения наружного воздуха T_n^* , т. е. $T_r^* \sim T_n^*$ (рис. 3, сплошная).

Считается [3], что использование закона регулирования $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ в качестве программы регулирования ГТД невозможно, так как в этом случае потребный диапазон изменения параметров двигателя существенно превышает эксплуатационный. Данный постулат в учебной литературе преподносится как аксиома, что на самом деле является заблуждением.

Применение закона регулирования $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ в качестве программы регулирования ГТД возможно, более того, перспективно. А те аргументы, которые приводятся против (значительные изменения расходов воздуха и топлива, температуры газа перед турбиной) в действительности являются достоинствами, позволяющими ГТД обладать наилучшими среди известных ГТД разгонными характеристиками, что следует из рис. 3 (температура T_r^* и ЧВ n интенсивно увеличиваются при росте температуры T_n^*).

При формулировании постулата не учтены два существенных фактора: возможность повышения температуры газа перед турбиной до

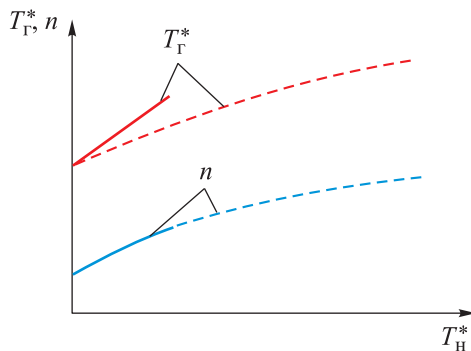


Рис. 3. Зависимости температуры газа перед турбиной T_r^* и ЧВ n от температуры торможения наружного воздуха T_n^* при законе регулирования $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ для $\pi_T = \text{const}$ (сплошные линии) и $\pi_T = \text{var}$ (штриховые линии)

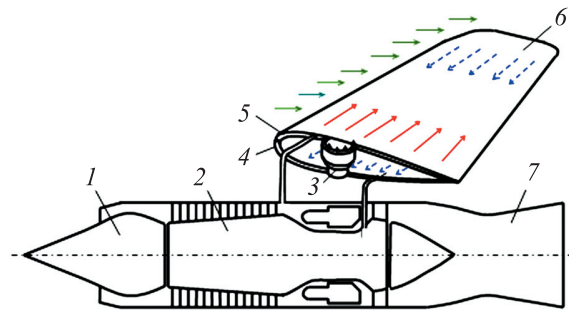


Рис. 4. Газодинамическая схема ТРДС

2300...2400 К (стехиометрический ГТД — двигатель, у которого температура газа перед турбиной больше 2300 К [10]) и использования регулируемой турбины ($\pi_T = \text{var}$). Учет этих факторов существенно расширяет диапазон температуры T_n^* (см. рис. 3, штриховая линия), в котором параметры ГТД при реализации закона $\bar{n}_{пр} = \text{const}$ остаются в пределах эксплуатационных значений.

Чтобы убедиться в этом, определим диапазон возможных скоростей полета стехиометрического ТРД (ТРДС) [5] (рис. 4), в котором в качестве программы регулирования использован закон регулирования $\bar{n}_{пр} = 1,0$.

ТРДС включает в себя входное устройство 1, турбокомпрессор 2, выходное устройство 7 с регулируемым соплом и воздуховоздушный радиатор 6, который состоит из обшивки крыла, центробежного нагнетателя 3, входного 5 и выходного 4 ресиверов. Под обшивкой крыла расположен воздушный канал, охватывающий крыло сверху и снизу в продольном направлении.

В начале и конце воздушного канала размещены входной и выходной ресиверы, к которым подводится воздух высокого давления, отбираемый за компрессором, и отводится охлажденный воздух в систему охлаждения турбокомпрессора. Выходной ресивер соединен с входным через центробежный нагнетатель. Благодаря циркуляции воздуха в каналах теплообменника его температура приближается к температуре наружного воздуха [11].

Камера сгорания — комбинированная [12]. Турбина — одноступенчатая, регулируемая ($\pi_T = \text{var}$). Изменение π_T происходит путем изменения давления на выходе из турбины.

Температура газа перед турбиной (более 2300 К) достигается применением современных технологий: монокристаллических лопаток (например, из сплава ВЖМ4) [13], теплозащит-

ных покрытий [14], конвективно-пленочного охлаждения лопаток [15] и внешнего охлаждения лопаток [16].

Уравнение баланса мощностей между турбиной и компрессором имеет вид

$$G_b(1+q_T)(1-\delta_{отб})c_{pT}T_T^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{k_T}}\right) \eta_T \eta_M = \\ = G_b c_{pB} T_H^* \left(\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1\right) \frac{1}{\eta_K},$$

где G_b — расход воздуха; q_T — относительный расход топлива; $\delta_{отб}$ — доля отбора воздуха от компрессора; c_{pT} и c_{pB} — удельные теплоемкости газа и воздуха при постоянном давлении; k_T и k_B — показатели адиабаты газа и воздуха; η_T и η_K — КПД турбины и компрессора; η_M — механический КПД.

Отсюда

$$C_1 T_{г.пр}^* \left(1 - \frac{1}{\pi_T^{k_T}}\right) = \left(\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1\right); \quad (1)$$

$$C_1 = \frac{(1+q_T)(1-\delta_{отб})\bar{c}_{pT}\eta_K\eta_T\eta_M}{288},$$

где $T_{г.пр}^*$ — приведенная температура газа перед турбиной, $T_{г.пр}^* = T_T^* \cdot 288 / T_H^*$; \bar{c}_{pT} — относительная теплоемкость газа, $\bar{c}_{pT} = c_{pT} / c_{pB}$.

Уравнение баланса расходов газа через сечение входа в компрессор и критическое сечение соплового аппарата турбины имеет вид

$$m_b q(\lambda_{в.к}) \frac{p_{в.к}^* F_{в.к}}{\sqrt{T_H^*}} = \\ = m_T (1+q_T)(1-\delta_{отб}) \frac{p_K^* \sigma_{к.с} F_{с.а}}{\sqrt{T_T^*}},$$

где m_b и m_T — постоянные в уравнениях расхода воздуха и газа [3]; $q(\lambda_{в.к})$ — плотность тока на входе в компрессор; $p_{в.к}^*$ — давление на входе в компрессор; $F_{в.к}$ — площадь на входе в компрессор; p_K^* — давление за компрессором; $\sigma_{к.с}$ — коэффициент восстановления давления в основной камере сгорания; $F_{с.а}$ — площадь критического сечения соплового аппарата.

Отсюда

$$\pi_K = C_2 \sqrt{T_{г.пр}^*}, \quad (2)$$

где

$$C_2 = \frac{F_{в.к} q(\lambda_{в.к})}{F_{с.а} (1+q_T)(1-\delta_{отб}) \sigma_{к.с} \sqrt{288}}.$$

При законе регулирования $\bar{\pi}_{пр} = 1,0$ параметр $C_2 \approx \text{const}$, так как плотность тока на входе в компрессор $q(\lambda_{в.к}) \approx \text{const}$ [3].

Параметр C_2 определяют на взлетном (расчетном) режиме. Из формулы (2) имеем

$$C_2 = \frac{\pi_{к.о}}{\sqrt{T_{г.о}^*}}, \quad (3)$$

где $\pi_{к.о}$ и $T_{г.о}^*$ — степень повышения давления воздуха в компрессоре и температура газа перед турбиной на взлетном режиме.

После подстановки выражений (2) и (3) в формулу (1) получаем

$$\pi_T = \left[1 - \frac{\left(\pi_{к.о} \sqrt{T_{г.пр}^*}\right)^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1}{C_1 T_{г.о}^* \bar{T}_{г.пр}^*}\right]^{\frac{k_T-1}{k_T}},$$

где $\bar{T}_{г.пр}^*$ — относительная приведенная температура газа перед турбиной, $\bar{T}_{г.пр}^* = T_{г.пр}^* / T_{г.о}^*$.

В расчетном режиме $\bar{T}_{г.пр}^* = 1,0$. Соответственно, степень понижения давления в турбине на взлетном режиме

$$\pi_{т.о} = \left[1 - \frac{\pi_{к.о}^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1}{C_1 T_{г.о}^*}\right]^{\frac{k_T-1}{k_T}}.$$

Введем в рассмотрение относительную степень понижения давления газа в турбине

$$\bar{\pi}_T = \frac{\pi_T}{\pi_{т.о}}$$

и относительную степень повышения давления воздуха в компрессоре

$$\bar{\pi}_K = \frac{\pi_K}{\pi_{к.о}} = \sqrt{T_{г.пр}^*}.$$

Выразим число Маха через относительную приведенную температуру газа перед турбиной $\bar{T}_{г.пр}^*$. Из уравнения, связывающего температуру торможения наружного воздуха с его статической температурой T_H ,

$$T_H^* = T_H (1 + 0,2M^2)$$

имеем

$$M = 2,24 \sqrt{\frac{T_H^*}{T_H} - 1}.$$

Если полагать, что температура газа перед турбиной поддерживается постоянной и рав-

ной температуре газа на взлетном режиме $T_T^* = T_{T.o}^*$, то $T_n^* = 288/\bar{T}_{г.пр}^*$. Тогда число Маха

$$M = 2,24 \sqrt{\frac{288}{T_n \bar{T}_{г.пр}^*} - 1}.$$

Таким образом, параметры $\bar{\pi}_T$, $\bar{\pi}_K$ и M — функции одной переменной $\bar{T}_{г.пр}^*$, а значит, их можно представить на общем графике и исходя из физических значений параметров ТРД — T_T^* , $\pi_{к.о}$, $\bar{\pi}_T$, $\bar{\pi}_K$, q_T , \bar{c}_{pT} , η_K , η_T , η_M — определить диапазон изменения числа Маха M , в котором можно использовать закон $\bar{n}_{пр} = 1,0$.

Зависимости относительной степени понижения давления газа в турбине $\bar{\pi}_T$ и относительной степени повышения давления воздуха в компрессоре $\bar{\pi}_K$ от числа Маха M (на высоте полета $H = 11$ км) при законе регулирования $\bar{n}_{пр} = 1,0$ ($T_n = 216$ К, $T_T^* = T_{T.o}^* = 2300$ К, $q_T = 0,06$, $\delta_{отб} = 0,1$, $\bar{c}_{pT} = 1,15$, $\eta_K = 0,82$, $\eta_T = 0,9$, $\eta_M = 0,99$, $\bar{\pi}_{T \max} = 1,5$) и различных значениях $\pi_{к.о}$ приведены на рис. 5.

Как видно из рис. 5, при наличии в ТРД высокотемпературной регулируемой турбины ($T_T^* > 2300$ К, $\pi_T = \text{var}$) закон регулирования $\bar{n}_{пр} = 1,0$ можно реализовать до числа Маха $M = 2,4 \dots 2,8$ в зависимости от степени повышения давления воздуха в компрессоре на взлетном режиме $\pi_{к.о}$.

Для обеспечения потребных высотно-скоростных характеристик в ТРДС используют комбинированную программу регулирования, состоящую из набора законов $\bar{n}_{пр} = \text{const}$, где $\text{const} \leq 1,0$.

Рабочая область компрессора в системе ТРДС показана на рис. 6 (затененная область). Верхняя граница области определяется минимальным перепадом давлений в турбине $\pi_{T \min}$

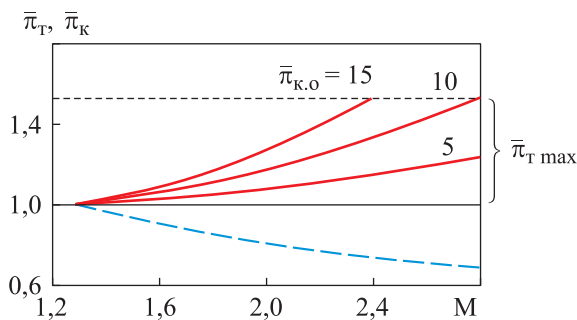


Рис. 5. Зависимости параметров $\bar{\pi}_T$ (—) и $\bar{\pi}_K$ (---) от числа Маха M при законе регулирования $\bar{n}_{пр} = 1,0$ и различных значениях степени повышения давления воздуха в компрессоре на взлетном режиме $\pi_{к.о}$

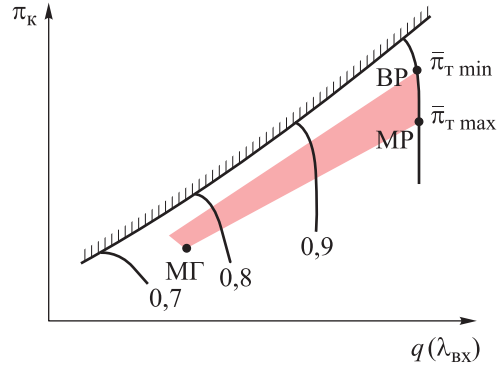


Рис. 6. Характеристика компрессора в системе ТРДС

(сопло закрыто); нижняя — максимальным $\pi_{T \max}$ (сопло открыто). Физическая ЧВ $\bar{n} = \bar{n}_{пр} \sqrt{T_n^*/288}$ поддерживается изменением двух параметров: π_T и T_T^* . Характерными являются следующие точки: МГ — малый газ, $\bar{n}_{пр} \sim 0,75$ (сопло открыто); МР — максимальный режим, $\bar{n}_{пр} \sim 1,00$ (сопло открыто); ВР — взлетный режим, $\bar{n}_{пр} = 1,00$, $T_T^* \sim 2300$ К (сопло закрыто).

Рабочая линия — место расположения рабочих точек внутри рабочей области — задается автоматической системой управления двигателем в соответствии с профилем полета ЛА. Например, при выполнении полета на максимальную скорость изменение параметров работы ТРДС осуществляется по линии ВР-МР. По мере роста скорости полета ($T_T^* \sim 2300$ К) сопло открывается, обеспечивая увеличение физической ЧВ $\sim \sqrt{T_n^*}$. При достижении $\pi_{T \max}$ происходит переход на закон регулирования $T_{T \max}^*$, $\pi_{T \max}$, при котором физическая и приведенная ЧВ снижаются. Изменение параметров двигателя при новом законе регулирования осуществляется по линии МР-МГ (до достижения предельно возможной скорости полета).

Данные ТРД пятого поколения F135 PW-100 и расчетные данные ТРДС, имеющих равные взлетные тяги $R = 195$ кН, указаны в технической характеристике.

Техническая характеристика двигателей

	F135	ТРДС
Тяга двигателя, кН:		
на взлетном режиме	195	130
на максимальном режиме	195	95
Удельный расход топлива, кг/(Н·ч):		
на максимальном режиме	0,056	0,095
на взлетном режиме	0,174	0,149
Максимальный общий КПД	0,30	0,42

	F135	ТРДС
Температура газов перед турбиной, К:		
на взлетном режиме	1928	2350
на максимальном режиме	1928	1300
Степень повышения давления		
в компрессоре	28	12
Расход воздуха, кг/с	139	138
Максимальное число Маха	2,5	3,2
Степень двухконтурности	0,57	0
Габаритные размеры, м:		
диаметр	1,29	Менее 1,2
длина	5,59	Менее 3,5
Удельная масса	0,09	Менее 0,05

Согласно технической характеристике по основным рабочим параметрам ТРДС качественно превосходит двигатель F135 PW-100, который считается лучшим в своем классе.

В соответствии с законом отрицания отрицания всякое развитие, в том числе ГТД, происходит по спирали, где каждый новый виток повторяет предыдущий, но на более высокой ступени развития. В случае с ТРДС произошел возврат к известной газодинамической схеме одноконтурного ТРД, но при этом получены качественно новые технические характеристики, что указывает на более высокую ступень развития ГТД как газодинамической системы.

Если рассматривать ТРДС как объект интеллектуальной собственности, то его ноу-хау является программа регулирования $\bar{n}_{\text{ТР}} = f(T_{\text{н}}^*)$. Ее наличие фактически определяет газодина-

мический облик новых двигателей [6–9] и создает предпосылки для получения качественно новых характеристик [10, 17].

Вектор развития авиационных ГТД определяется сменой их поколений [2], которых уже более пяти. Как показывает динамика развития ГТД, сроки смены поколений удлиняются, а границы между ними становятся все более условными. Например, пятое поколение отличается от четвертого лишь уровнем рабочих параметров, что в существующих реалиях в большей степени сказывается на стоимости двигателей, чем на их возможностях.

Как подтверждение этого факта, в конфликтах с боевым применением предпочитают использовать более дешевые двигатели четвертого или даже третьего поколения.

Новое (шестое поколение), идеологами которого выступают США, рассматривается ими как компиляция уже известных газодинамических схем — гибридные двигатели: адаптивные двигатели, распределенные силовые установки, комбинированные силовые установки [1]. В настоящее время в США разрабатывается так называемый адаптивный трехконтурный двигатель ХА100 (рис. 7). По оценке разработчиков, топливная экономия двигателя по сравнению с F135 будет выше на 25 %, а тяга — на 10 %, что, однако не является принципиальным отличием от того же F135 (двигатели предназначены для того же F-35 либо его аналога).

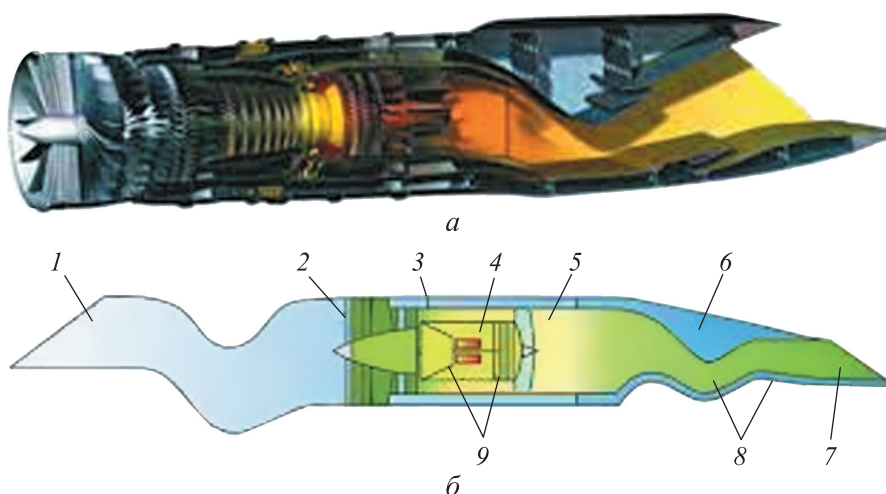


Рис. 7. Конструктивная (а) и газодинамическая (б) схемы адаптивного трехконтурного двигателя ХА100:

- 1 — воздухозаборник; 2 — постоянный расход топлива при изменяемой степени повышения давления;
- 3 — регулируемый перепуск вспомогательного воздуха; 4 — регулируемое течение охлаждающего воздуха;
- 5 — изменяемая площадь канала смешения; 6 — воздушное охлаждение горячей части двигательной установки и планера; 7 — выхлопное сопло; 8 — регулируемые сопла управления газогенератором и перепуском;
- 9 — изменяемая площадь проходных сечений компрессора и турбины

Гибридный двигатель как метод построения воздушно-реактивного двигателя (ВРД) позволяет улучшать одни характеристики за счет других [18]. Так, в адаптивном двигателе улучшение расходных характеристик сопровождается увеличением габаритных размеров, массы и стоимости, что является следствием усложнения конструктивной схемы (см. рис. 7). Сложнейшая система управления двигателем, которая лежит в основе ХА100, также не способствует улучшению эксплуатационной надежности и боевой живучести, которые для двигателя военного назначения могут оказаться более важными, чем тот же расход топлива.

Аналогичная ситуация с комбинированными силовыми установками [19]. Многочисленные проекты, такие как STS-200, EYTV, NASP, X-30, X-45, X-51, SR-72, за редким исключением (SR-71), оказались невостребованными, что наглядно демонстрирует низкую эффективность данного метода построения ВРД.

Теперь о названии «адаптивный двигатель» — оно, по мнению автора, некорректно. Все авиационные двигатели в той или иной степени адаптируются к внешним условиям, т. е. являются адаптивными. Другое дело, что достигается это разными способами: с помощью системы автоматического управления двигателем, с использованием специальных конструктивных средств (тот же третий контур), комбинацией двигателей (турбопрямоточный, ракетно-турбинный и др.) и иными способами.

Совсем не факт, что третий контур [1] как способ адаптации является лучшим решением, например, в ТРДС эта задача решена путем расширения диапазона рабочих режимов (см. рис. 6, затененная область). Что, по мнению автора, является более удачным решением: не нужно усложнять конструктивную схему, да и внешние условия расширяются, что способствует повышению газодинамической эффективности двигателя (общий КПД более 40 %, что выше, чем у того же адаптивного двигателя, см. рис. 1).

Экстенсивный путь развития авиационных двигателей (программы VAATE, INPET, UEET, VITAL и др.), который инициируют США, исчерпал свои возможности (см. рис.1), чего не скажешь о прибылях военно-промышленных корпораций, которые благодаря этим более чем многочисленным проектам растут в геометрической прогрессии. В связи с этим невольно возникает вопрос, а что здесь первично: про-

гресс или прибыль. Ответ, по-видимому, очевиден.

В связи с этим предлагается альтернативный путь развития ГТД — стехиометрические ТРД. В соответствии с законами диалектики (наличие скачка в характеристиках ГТД [10]) — это новый уровень развития ГТД:

- снятие ограничений по устойчивости;
- расширение диапазона скоростей полета, вплоть до гиперзвуковых [9];
- кардинальное упрощение конструктивной схемы — улучшение эксплуатационных и массовых характеристик;
- повышение газодинамической эффективности (общий КПД на сверхзвуковых скоростях полета превышает 40 %).

Но, пожалуй, главное в этом предложении — открытие принципиально новых перспектив. ТРДС — базовый модуль, на основе которого можно разрабатывать следующие поколения авиационных двигателей: гиперфорсированные ТРД [9], турбоэжекторные двигатели [20] и гиперзвуковые турбоэжекторные двигатели [6], позволяющие создавать не только сверх- и гиперзвуковые ЛА [21], но и авиационно-космические комплексы, обеспечивающие запуск космических аппаратов с воздушных платформ [17].

Завершая тему, было бы неправильно умолчать о том главном, что необходимо сделать для реализации проекта, если, конечно, такое решение будет принято. Ключевой технической задачей в создании ТРДС является газовая турбина. Турбина ТРДС — одноступенчатая, температура газа 2300...2400 К, окружная скорость лопаток ~550 м/с при максимально возможных перепадах давлений π_r и запасе работы турбины. Задача технически очень сложная, но выбора, по-видимому, нет — цель оправдывает средства.

Выводы

В России завершена работа над созданием ТРД пятого поколения АЛ-41Ф. Встает закономерный вопрос о выборе дальнейшего пути развития. Возможны три варианта решения этой задачи: создать аналог двигателя АЛ-41Ф с расширенными возможностями; создать адаптивный двигатель по примеру США; создать стехиометрический турбореактивный двигатель.

Концепция построения двухконтурного ТРД типа АЛ-41Ф с ростом скорости полета вступа-

ет в противоречие с техническими средствами ее реализации: способами регулирования компрессора, что делает нецелесообразным работу в этом направлении.

Создавать адаптивный двигатель по примеру США не следует по двум причинам: во-первых, США слишком далеко ушли в этом направлении, во-вторых, гибридный двигатель как метод построения ВРД не решает никаких принципиально новых задач по определению.

Остается третий вариант — ТРДС. Здесь много неопределенности (отсутствует аналог), но в сороковых годах, когда создавался турбореактивный двигатель (двигатель Уиттла), неопреде-

ленности было еще больше. Тогда решение было принято в пользу ТРД — появилась сверхзвуковая авиация. Сегодня актуальным является появление гиперзвуковой авиации [20, 21]. В соответствии с диалектикой развития это событие рано или поздно произойдет, а значит, ТРДС как часть этого события появится.

Не исключено, что ТРДС как газодинамическая схема определит вектор развития сверх- и гиперзвуковой авиации на ближайшие десятилетия (столетие) — до тех пор, пока не будет заполнена ниша возможностей [4, 5, 6, 9, 10, 19–21], которая открывается вследствие перехода ГТД на новый уровень развития.

Литература

- [1] Солонин В.И., Палкин В.А. Программы США по разработке принципиально новых технологий для двигателей шестого поколения военной авиации (обзор). *Авиационные двигатели*, 2019 № 4, с. 63–74, doi: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_63
- [2] Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, Изд-во ЦИАМ, 2010. 673 с.
- [3] Сосунов В.А., Чепкин В.М., ред. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
- [4] Письменный В.Л. *Авиационная стехиометрическая силовая установка и способ ее регулирования*. Патент РФ 2612482. Заявл. 03.03.2016, опубл. 09.03.2017.
- [5] Письменный В.Л. *Авиационная силовая установка и способ ее регулирования*. Патент РФ 2616089. Заявл. 24.02.2016, опубл. 12.04.2017.
- [6] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования*. Патент РФ 2645373. Заявл. 17.05.2016, опубл. 21.02.2018.
- [7] Письменный В.Л. *Турбореактивный двигатель с эжекторным наддувом*. Патент РФ 2201518. Заявл. 19.03.2001, опубл. 27.03.2003.
- [8] Письменный В.Л. *Способ регулирования осевого компрессора в системе газотурбинного двигателя*. Патент РФ 2535186. Заявл. 17.05.2013, опубл. 10.12.2014.
- [9] Письменный В.Л. *Способ форсирования турбореактивного двигателя*. Патент РФ 2616137. Заявл. 06.06.2016, опубл. 12.04.2017.
- [10] Письменный В.Л. *Стехиометрические газотурбинные двигатели*. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 6, с. 78–85, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2018-6-78-85>
- [11] Письменный В.Л. *Теплообменник*. Патент РФ 2607916. Заявл. 21.12.2015, опубл. 11.01.2017.
- [12] Письменный В.Л. *Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя*. Патент РФ 2612449. Заявл. 29.02.2016, опубл. 09.03.2017.
- [13] Кабалов Е.Н., Петрушин Н.В., Светов И.А. и др. *Никелевые литейные жаропрочные сплавы нового поколения*. *Авиационные материалы и технологии*, 2012, № 5, с. 36–51.
- [14] Будиновский С.А., Смирнов А.А., Матвеев В.П. и др. *Разработка теплозащитных покрытий для рабочих и сопловых лопаток турбины из жаропрочных и интерметаллидных сплавов*. *Труды ВИАМ*, 2015, № 4, doi: <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5>
- [15] Саитов Э.Н., Николаева Я.О., Бикбулатов А.М. *Эффективность различных систем воздушного охлаждения лопаток газотурбинной установки*. *Вестник науки и образования*, 2019, № 3–2, с. 5–9. URL: <https://scientificjournal.ru/images/PDF/2019/VNO-57/VNO-3-57-II.pdf>

- [16] Письменный В.Л. *Воздухо-воздушный радиатор и способ повышения его эффективности*. Патент РФ 2632561. Заявл. 15.02.2016, опубл. 05.10.2017.
- [17] Письменный В.Л. *Гиперзвуковой космический старт. Сб. тез. XLV Академических чтений по космонавтике*. Т. 3. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 355–357.
- [18] Курзинер Р.И. *Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета*. Москва, Машиностроение, 1989. 264 с.
- [19] Нечаев Ю.Н. *Силовые установки гиперзвуковых и воздушно-космических летательных аппаратов*. Москва, Академия космонавтики, 1996. 213 с.
- [20] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель*. Патент РФ 2190772. Заявл. 13.04.1999, опубл. 10.10.2002.
- [21] Письменный В.Л. *Проблемы и перспективы развития авиационных двигателей*. *Вестник академии военных наук*, 2014, № 3, с. 131–136.

References

- [1] Solonin V.I., Palkin V.A. U.S. programs for development of fundamentally new technologies for sixth generation military aircraft engines (review). *Aviatsionnye dvigateli* [Aviation Engines], 2019 no. 4, pp. 63–74, doi: https://doi.org/10.54349/26586061_2019_4_63 (in Russ.).
- [2] Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelistroitelnykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of leading aircraft engine companies to ensure the creation of advanced aircraft engines (analytical review)]. Moscow, Izd-vo TsIAM Publ., 2010. 673 p. (In Russ.).
- [3] Sosunov V.A., Chepkin V.M., eds. *Teoriya, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigateley i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow, Izd-vo MAI Publ., 2003. 688 p. (In Russ.).
- [4] Pismenny V.L. *Aviatsionnaya stekhiometricheskaya silovaya ustanovka i sposob ee regulirovaniya* [Aircraft stoichiometric power plant and its regulation method]. Patent RU 2612482. Appl. 03.03.2016, publ. 09.03.2017. (In Russ.).
- [5] Pismenny V.L. *Aviatsionnaya silovaya ustanovka i sposob ee regulirovaniya* [Aircraft power plant and its regulation method]. Patent RU 2616089. Appl. 24.02.2016, publ. 12.04.2017. (In Russ.).
- [6] Pismenny V.L. *Turboezhektornyy dvigatel i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-jet engine and control method thereof]. Patent RU 2645373. Appl. 17.05.2016, publ. 21.02.2018. (In Russ.).
- [7] Pismenny V.L. *Turboreaktivnyy dvigatel s ezhektornym nadduvom* [Turbojet engine with ejector supercharging]. Patent RU 2201518. Appl. 19.03.2001, publ. 27.03.2003. (In Russ.).
- [8] Pismenny V.L. *Sposob regulirovaniya oseвого kompressora v sisteme gazoturbinnogo dvigatelya* [Adjustment of axial compressor of gas turbine engine]. Patent RU 2535186. Appl. 17.05.2013, publ. 10.12.2014. (In Russ.).
- [9] Pismenny V.L. *Sposob forsirovaniya turboreaktivnogo dvigatelya* [Method for forcing a turboreactive engine]. Patent RU 2616137. Appl. 06.06.2016, publ. 12.04.2017. (In Russ.).
- [10] Pismenny V.L. *Stoichiometric gas turbine engines*. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2018, no. 6, pp. 78–85, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2018-6-78-85> (in Russ.).
- [11] Pismenny V.L. *Teploobmennik* [Heat exchanger]. Patent RU 2607916. Appl. 21.12.2015, publ. 11.01.2017. (In Russ.).
- [12] Pismenny V.L. *Kamera sgoraniya aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatelya* [Aircraft gas turbine engine combustion chamber]. Patent RU 2612449. Appl. 29.02.2016, publ. 09.03.2017. (In Russ.).
- [13] Kabalov E.N., Petrushin N.V., Svetov I.A. et al. Ni-base casting superalloy of the new generation. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2012, no. 5, pp. 36–51. (In Russ.).
- [14] Budinovskiy S.A., Smirnov A.A., Matveev V.P. et al. Development of thermal barrier coatings for rotor and nozzle turbine blades made of nickel-base super- and intermetallic alloys.

- Trudy VIAM* [Proceedings of VIAM], 2015, no. 4, doi: <https://doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5> (in Russ.).
- [15] Saitov E.N., Nikolaeva Ya.O., Bikbulatov A.M. Efficiency of different air cooling systems of gas turbine installation blades. *Vestnik nauki i obrazovaniya*, 2019, no. 3–2, pp. 5–9. URL: <https://scientificjournal.ru/images/PDF/2019/VNO-57/VNO-3-57-II.pdf> (in Russ.).
- [16] Pismennyy V.L. *Vozdukho-vozdushnyy radiator i sposob povysheniya ego effektivnosti* [Air-to-air radiator and method for efficiency increase]. Patent RU 2632561. Appl. 15.02.2016, publ. 05.10.2017. (In Russ.).
- [17] Pismennyy V.L. [Hypersonic space start]. *Sb. tez. XLV Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. T. 3 [Abs. XLV Academic Readings on Cosmonautics. Vol. 3]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 355–357. (In Russ.).
- [18] Kurziner R.I. *Reaktivnye dvigateli dlya bolshikh sverkhzvukovykh skorostey poleta* [Jet engines for high supersonic flight speeds]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1989. 264 p. (In Russ.).
- [19] Nechaev Yu.N. *Silovye ustanovki giperzvukovykh i vozdushno-kosmicheskikh letatelnykh apparatov* [power plants of hypersonic and air-space aircraft]. Moscow, Akademiya kosmonavtiki Publ., 1996. 213 p. (In Russ.).
- [20] Pismennyy V.L. *Turboezhektornyy dvigatel* [Turbo-ejector engine]. Patent RU 2190772. Appl. 13.04.1999, publ. 10.10.2002. (In Russ.).
- [21] Pismennyy V.L. The aircraft engines: problems and development outlook. *Vestnik akademii voennykh nauk*, 2014, no. 3, pp. 131–136. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 12.03.2023

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник Государственного летно-испытательного центра им. В.П. Чкалова (416507, Ахтубинск, Российская Федерация, войсковая часть 18347, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Information about the author

PISMENNYI Vladimir Leonidovich — Candidate of Science (Eng.), Associate Professor, Senior Researcher. Chralov State Flight Test Centre (146507, Ahtubinsk, Russian Federation, Military Unit 18347, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Концепция построения стехиометрического турбореактивного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 9, с. 116–126, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-116-126](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-116-126)

Please cite this article in English as:

Pismennyy V.L. The concept of constructing a stoichiometric turbojet engine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 9, pp. 116–126, doi: [10.18698/0536-1044-2023-9-116-126](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-9-116-126)