

# Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 629.7.036

DOI: 10.18698/0536-1044-2018-6-78-85

## Стехиометрические газотурбинные двигатели


**В.Л. Письменный**

Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова, 416507, Ахтубинск,  
Российская Федерация, войсковая часть 15650

## Stoichiometric Gas Turbine Engines

**V.L. Pismennyi**

Chkalov State Flight Test Centre, 146507, Akhtubinsk, Russian Federation, Military Unit 15650

 e-mail: vladimir@tecserv.info

**i** Создание стехиометрических газотурбинных двигателей связано с решением проблемы высоких температур газа перед лопатками турбины. Сегодня эти температуры составляют порядка 2 000 К, что ниже энергетических возможностей топлива. Приблизить температуры газа в газотурбинных двигателях к энергетическим возможностям топлива — это стратегическая задача, которая появилась сразу же с созданием газотурбинного двигателя, и оставалась таковой в течение более 80 лет. Предложены оригинальные способы охлаждения турбины, которые в сочетании с существующими технологиями изготовления лопаток турбин позволяют решить эту задачу. На основе разработанных автором оригинальных технических решений сформирована концепция построения сверх- и гиперзвуковых газотурбинных двигателей — одноконтурные одновальные турбореактивные двигатели с высокотемпературной (более 2 300 К) одноступенчатой регулируемой турбиной. Предложены варианты реализации концепции, обозначены проблемные вопросы. Появление стехиометрических газотурбинных двигателей — это ожидаемое событие, которое в концептуальном плане произошло. По характеристикам они существенно превосходят все известные турбореактивные двигатели, включая F-135, и, по-видимому, в перспективе заменят двухконтурные турбореактивные двигатели, в том числе и с форсажной камерой.

**Ключевые слова:** газотурбинные двигатели, теплообменник, стехиометрический ГТД, сверхзвуковая скорость, гиперзвуковая скорость, камера сгорания

**i** The development of stoichiometric gas turbine engines is associated with solving the problem of high gas temperatures before turbine blades. Currently, these temperatures are in the range of 2000 K that is lower than the fuel energy capacity. Bringing gas temperatures in gas turbine engines to the level of fuel energy capacity is a strategic task that emerged as soon as the gas turbine engine was first developed and has remained so for more than 80 years. Original methods for cooling the turbine are proposed, that in combination with existing blade manufacturing technology, can provide a solution to this problem. Based on the original technical solutions proposed by the author, a concept of constructing supersonic and hypersonic gas turbine engines is formulated, namely, single-duct single-shaft turbo-jet engines with a high-temperature (more than 2300 K) regulated single-stage turbine. Different implementations of the concept are proposed, and problem areas are

outlined. The emergence of stoichiometric gas turbine engines was to be expected, and it has now been conceptualized. They clearly surpass all known turbo-jet engines, including F-135, and in the future may replace bypass turbojet engines, including those with an afterburner.

**Keywords:** gas turbine engines, heat exchanger, stoichiometric GTE, supersonic speed, hypersonic speed, combustion chamber

Температура газа перед турбиной современных газотурбинных двигателей (ГТД) достигает 2 000 К, лопаток — 1 250 К. При температуре газа перед турбиной  $T_{\Gamma}^* > 2\,300$  К состав топливоздушной смеси в камере сгорания (КС) ГТД приближается к стехиометрическому. Двигатели, в которых температура газа  $T_{\Gamma}^*$  превышает 2 300 К, будем называть стехиометрическими ГТД, хотя это и не строгое определение (при  $T_{\Gamma}^* > 2\,400$  К происходит диссоциация продуктов сгорания, и существование стехиометрических ГТД в строгом понимании становится проблематичным).

Цель работы — исследование возможности создания подобных двигателей.

Современные монокристаллические лопатки (например, выполненные из сплава ВЖМ-4) работают при температуре не выше 1 300... 1 400 К, поэтому достичь температуры газа перед турбиной 2 300 К и более можно только путем интенсивного охлаждения лопаток турбины [1]. Эффективность охлаждения лопаток турбин зависит от двух факторов — способа снижения их температуры и используемого для этого хладоресурса воздуха (газа) [2].

Определим необходимую температуру охлаждающего воздуха (газа) для лопаток турбины ГТД. Воспользуемся коэффициентом интенсивности охлаждения  $\vartheta = (T_{\Gamma}^* - T_{\text{л.т}}) / (T_{\Gamma}^* - T_{\text{в.о}}^*)$ , представляющим собой отношение разности

температуры заторможенного потока газа перед лопаткой  $T_{\Gamma}^*$  и средней температуры лопатки турбины  $T_{\text{л.т}}$  к перепаду температур  $(T_{\Gamma}^* - T_{\text{в.о}}^*)$ , где  $T_{\text{в.о}}^*$  — температура охлаждающего воздуха. Отсюда

$$T_{\text{в.о}}^* = T_{\Gamma}^* - \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{л.т}}}{\vartheta}.$$

На рис. 1 показана зависимость температуры охлаждающего воздуха  $T_{\text{в.о}}^*$  от температуры горячего газа  $T_{\Gamma}^*$  и коэффициента интенсивности охлаждения лопаток турбины  $\vartheta$  при условии, что температура лопаток составляет 1 300 К, отбор воздуха от компрессора — 5 % на один венец турбины.

Из рис. 1 следует, что при существующем уровне технологий изготовления турбинных лопаток ( $\vartheta = 0,6 \dots 0,7$ ) для обеспечения температуры газа перед лопатками турбины  $T_{\Gamma}^* \sim 2400$  К необходимо, чтобы температура охлаждающего воздуха не превышала 800 К.

Существующие теплообменные устройства эту задачу не решают по двум причинам: во-первых, они не обладают достаточной эффективностью теплообмена; во-вторых, хладоресурс воздуха (газа), проходящего через второй контур двигателя, где установлены теплообменники [2], ограничен.

Для устранения первой причины предложен новый тип рекуперативного теплообменника — циркуляционный [3]. По эффективности циркуляционный теплообменник приближается к смешительному за счет того, что масса рабочего тела, участвующего в теплообмене, во много раз превышает его расход.

Для устранения второй причины в качестве источника хладоресурса предложено использовать атмосферу [4], которая в этом случае становится глобальным термодинамическим «холодильником», а летательный аппарат (ЛА) — теплообменником.

Глобальный термодинамический «холодильник» как энергетическая система ЛА эффективен до скоростей полета, соответствующих числу Маха  $M = 3,5 \dots 3,7$  (при больших значениях  $M$  теплообмен между ЛА и атмосферой стремится к нулю). Чтобы вырождение

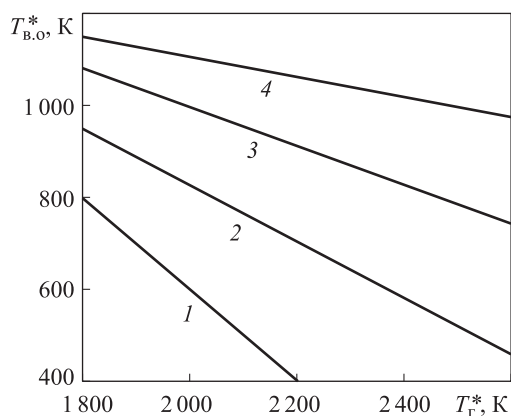


Рис. 1. Зависимость температуры  $T_{\text{в.о.}}^*$  от температуры  $T_{\Gamma}^*$  при  $T_{\text{л.т}} = 1\,300$  К и коэффициенте  $\vartheta = 0,5$  (1), 0,6 (2), 0,7 (3) и 0,8 (4)

теплообменника не привело к вырождению ГТД, при  $M > 3,5$  глобальный термодинамический «холодильник» частично (полностью) заменяется локальным термодинамическим «холодильником» — топливом, водой и другими жидкостями, находящиеся на борту ЛА [5]. Жидкость или жидкости смешиваются с охлаждающим воздухом, в результате чего образуется паровоздушная смесь, температура которой ниже температуры воздуха.

Принципиально важным является тот факт, что локальный термодинамический «холодильник» позволяет (пусть даже кратковременно) получить любую (в пределах энергетических возможностей топлива) температуру газа перед лопатками турбины, а это значит, что стехиометрический ГТД реален [6–8].

Еще одной проблемой для стехиометрического ГТД является камера сгорания, которая должна работать в широком диапазоне изменения суммарного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_{\Sigma} = 1,0 \dots 1,8$ . Для решения этой проблемы предложен новый принцип построения многорежимной КС ГТД [9], заключающийся в объединении основной и форсажной КС в единую КС. В этом случае диапазон режимов работы объединенной КС расширяется вследствие сложения диапазонов работы исходных КС, а полнота сгорания топлива повышается.

КС стехиометрического ГТД (рис. 2) имеет две зоны горения — основную (ОЗГ) и форсажную (ФЗГ). Первая существует постоянно, вторая — только при форсированных режимах ( $\alpha_{\Sigma} < 2,5$ ).

КС содержит корпус 9, жаровую трубу (ЖТ) 8 (на боковых поверхностях которой выполнены отверстия), состоящую из узкой и широкой частей, диффузор 3, воспламенитель 4 и стабилизаторы пламени 7. На входе в ЖТ расположен воздушный завихритель 1, между узкой и широкой частями ЖТ — лепестковый смеситель 6, а на входе ЖТ и выхо-

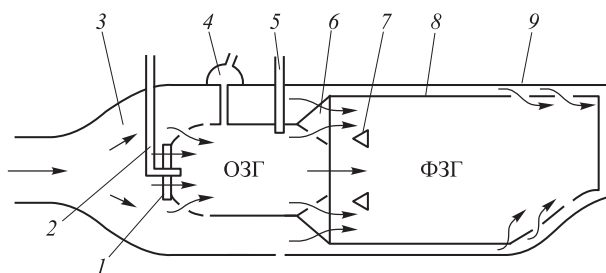


Рис. 2. Конструктивная схема КС стехиометрического ГТД

де из узкой части ЖТ находятся топливные форсунки 2 и 5.

Воздух, выходящий из компрессора, тормозится в диффузоре, делится на первичный, вторичный, третичный и смесительный. Первичный воздух через завихритель поступает в ЖТ непосредственно к месту расположения форсунки 2, вторичный — через отверстия в боковой поверхности узкой части ЖТ, третичный — через лепестковый смеситель, смесительный — через задние отверстия боковой поверхности ЖТ.

Топливо подается в ЖТ через обе форсунки. Первичный воздух, смешиваясь с топливом, проходящим через форсунку 2, образует смесь, которая создает зоны обратных токов. Воспламенение топливовоздушной смеси осуществляется от воспламенителя — появляется ОЗГ. Вторичный воздух попадает в ОЗГ через отверстия в боковых стенках ЖТ. Среднее значение коэффициента избытка воздуха в ОЗГ составляет  $1,7 \dots 1,8$ .

В заднюю часть ОЗГ через форсунку 5 подводится топливо, и средний коэффициент избытка воздуха в ОЗГ резко уменьшается, опускаясь ниже порога горения ( $\alpha_{\Sigma} < 0,5$ ). Чтобы пламя не погасло, концентрацию топлива делают неравномерной — на периферии она выше, чем в центре, что обеспечивается пространственной ориентацией форсунки: топливо подается в окружном направлении (вдоль внутренней поверхности ЖТ).

Богатая смесь ( $\alpha_{\Sigma} < 0,5$ ) смешивается с третичным воздухом, поступающим в ЖТ через лепестковый смеситель. В зависимости от расхода топлива через форсунку 5 коэффициент избытка воздуха увеличивается до  $1,1 \dots 1,8$ . За стабилизаторами пламени образуются зоны обратных токов. Факел пламени, являющийся продолжением ОЗГ, поджигает смесь, находящуюся в зоне обратных токов, и образуется ФЗГ.

Через задние ряды отверстий внутри ЖТ поступает смесительный воздух, который формирует поле температур на выходе из КС. Коэффициент  $\alpha_{\Sigma}$  на выходе из КС при форсированных режимах составляет  $1,5 \dots 2,5$ .

На нефорсированных режимах работы КС подача топлива через форсунку 5 не осуществляется. Горячий газ на выходе из ОЗГ смешивается с третичным и смесительным воздухом, что ведет к снижению температуры газа и повышению  $\alpha_{\Sigma}$ . В этом случае коэффициент  $\alpha_{\Sigma}$  определяется расходом топлива через форсун-

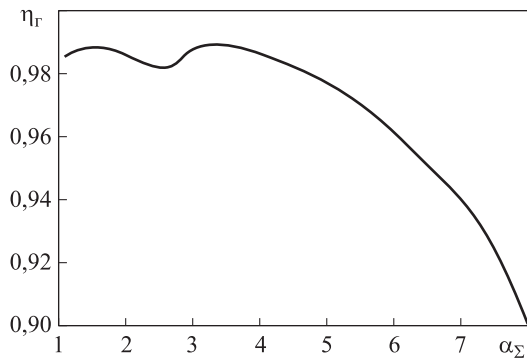


Рис. 3. Зависимость полноты сгорания топлива  $\eta_\gamma$  в КС от суммарного коэффициента избытка воздуха  $\alpha_\Sigma$

ку 2. На выходе из КС  $\alpha_\Sigma = 2,5 \dots 8,0$ . Общее изменение  $\alpha_\Sigma$  (при форсированных и нефорсированных режимах работы) составляет  $1,5 \dots 8,0$  (рис. 3).

Одним из положений теории воздушно-реактивных двигателей является тот факт, что наибольшая газодинамическая эффективность ГТД (по тяговым и расходным характеристикам) достигается при максимальном коэффициенте расхода воздуха [6]. Коэффициент расхода воздуха ГТД — отношение действительного расхода воздуха к теоретически возможному — определяется как  $K_G = \text{const} q(\lambda_{в.к})$ , где  $q(\lambda_{в.к})$  — плотность тока на входе в компрессор.

Исходя из этого плотность тока на входе в компрессор ГТД должна быть максимальной, что фактически указывает на необходимость использования закона регулирования  $\bar{n}_{пр} = 1,0$ , где  $\bar{n}_{пр}$  — относительная приведенная частота вращения компрессора.

Однако реализовать этот закон регулирования как основной в известных ГТД практически невозможно, так как для этого необходимо иметь регулируемую турбину с широким диапазоном изменения температур газа  $T_\gamma^*$ . Турбины существующих ГТД вследствие относительно невысоких температур газа  $T_\gamma^*$  — многоступенчатые, а следовательно, нерегулируемые ( $\pi_\tau = \text{const}$ ), соответственно, имеющегося у них диапазона температур газа перед турбиной ( $T_\gamma^* < 2\,000\text{ К}$ ) недостаточно для реализации закона регулирования  $\bar{n}_{пр} = 1,0$  (для поддержания физической частоты вращения компрессора пропорциональной  $\sqrt{T_H^*}$ ).

Переход к температуре газа  $T_\gamma^* > 2\,300\text{ К}$  (стехиометрический ГТД) меняет ситуацию в принципе: турбина становится одноступенчатой (в крайнем случае — двухступенчатой), а

значит, регулируемой ( $\pi_\tau = \text{var}$ ), диапазон изменения  $T_\gamma^*$  по факту также расширяется, что позволяет поддерживать  $\bar{n}_{пр} = 1,0$  до чисел Маха  $M \approx 3,0$ . Кроме того, уменьшение количества венцов турбины (в пределе до одного) снижает потребный расход воздуха для ее охлаждения, что дает возможность еще больше повысить температуру газа  $T_\gamma^*$  — расширить диапазон температур газа перед турбиной.

Закон регулирования  $\bar{n}_{пр} = 1,0$  является основным законом регулирования для стехиометрического ГТД.

Совокупность креативных решений [3–5, 9] меняет концепцию построения сверхзвуковых ГТД: вместо двухконтурного двухвального форсированного турбореактивного двигателя (ТРД) — одноконтурный одновальный ТРД с высокотемпературной ( $T_\gamma^* > 2\,300\text{ К}$ ) регулируемой турбиной ( $\pi_\tau = \text{var}$ ) — стехиометрический ТРД (рис. 4).

Стехиометрический ТРД [7] состоит из входного устройства 1, турбокомпрессора 2, выходного устройства 8, воздушно-воздушного радиатора 6, расположенного в крыле ЛА. Воздушно-воздушный радиатор включает в себя обшивку крыла, центробежный нагнетатель 3, входной 5 и выходной 4 ресиверы. 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 соответственно подводится воздух высокого давления, отбираемый от турбокомпрессора, и отводится охлажденный воздух в систему охлаждения того же турбокомпрессора. Выходной и входной ресиверы соединены через центробежный нагнетатель. На выходе из выходного ресивера (между ним и двигателем) установлен смеситель 7.

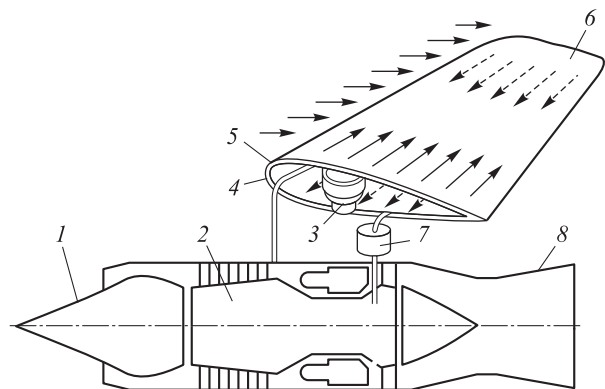


Рис. 4. Стехиометрический ТРД

Единственное отличие работы стехиометрического ТРД от функционирования одноконтурного однофазного ТРД заключается в том, что воздух, используемый для уменьшения температуры лопаток турбины, охлаждается в воздушно-воздушном радиаторе, который выполнен по схеме циркуляционного теплообменника [3]. Воздух, забираемый за компрессором, поступает во входной ресивер и перемещается по воздушному каналу, охватывающему крыло. Обшивка крыла омывается с двух сторон: изнутри — горячим воздухом, снаружи — холодным (потoki движутся в перекрестном направлении). Между горячим и холодным воздухом устанавливается тепловой поток, определяемый коэффициентом теплопередачи, градиентом температур и площадью крыла, омываемой воздушными потоками.

Охлажденный воздух попадает в выходной ресивер, откуда одна его часть возвращается во входной ресивер через центробежный нагнетатель, а другая — направляется в систему охлаждения турбокомпрессора. Воздух, попавший во входной ресивер через нагнетатель, и горячий воздух, отбираемый за компрессором, смешиваются, в результате температура последнего уменьшается.

Далее происходит повторение цикла охлаждения воздуха в радиаторе, но уже с более низкой начальной температурой. Через несколько циклов температура воздуха в выходном ресивере устанавливается на некотором минимальном уровне, зависящем от доли воздуха, перепускаемого через нагнетатель. При коэффициенте циркуляции воздуха (представляющем собой отношение расхода воздуха, проходящего через нагнетатель, к расходу воздуха, движущему через воздушный канал, расположенный под обшивкой крыла) более 0,9 температура охлажденного воздуха приближается к температуре обшивки ЛА.

При числе Маха  $M > 3,0 \dots 3,5$  эффективность воздушно-воздушного радиатора вследствие нагрева обшивки ЛА снижается. Чтобы восстановить эффективность радиатора, в смеситель подается вода. Сопловые аппараты для уменьшения расхода охлаждающего воздуха выполнены керамическими. Двигатель регулируется по закону  $\bar{n}_{пр} = 1,0$  с ограничениями, гарантирующими безопасность его эксплуатации.

Расчет летно-технических характеристик стехиометрического ТРД выполнен при следующих исходных данных: взлетная тяга  $R_0 =$

$= 20\ 000$  даН; исходная степень повышения давления в компрессоре  $\pi_{к.о} = 3,5$ ; температура газа перед турбиной во взлетном режиме  $T_{г.о}^* = 2\ 300$  К; максимальная температура газа  $T_{г.макс}^* = 2\ 400$  К; минимальный перепад давлений в турбине  $\pi_{т.мин} = 1,29$ ; максимальный перепад давлений в турбине  $\pi_{т.макс} = 1,61$ ; коэффициенты полезного действия (КПД) элементов двигателя — стандартные (КПД компрессора  $\eta_{к.о} = 0,8$ , турбины  $\eta_{г.о} = 0,9$  и коэффициент полноты сгорания топлива  $\eta_{г.о} = 0,99$ ); потери давления во входном устройстве — стандартные; отбор воздуха на охлаждение — 7%; коэффициент циркуляции воздуха в радиаторе — 0,9; коэффициент интенсивности охлаждения в радиаторе — 0,5; коэффициент интенсивности охлаждения в лопатках турбины — 0,65; КС — двухзоновая [9]. Индекс «о», используемый в обозначениях исходных данных, соответствует условиям взлета.

Расчет характеристик проведен с помощью разработанной автором одномерной стационарной математической модели ТРД, учитывающей физические взаимосвязи между элементами двигателя, коэффициенты потерь давления в каналах и элементах двигателя, КПД элементов, полноту сгорания топлива, влияние температуры и состава газа на его теплофизические свойства и диссоциацию продуктов сгорания.

Характеристика компрессора в системе стехиометрического ТРД показана на рис. 5, где  $\pi_k$  — степень повышения давления в компрессоре. Для ее построения использована методика, изложенная в работе [10]. Затененная зона — область рабочих режимов компрессора, где мг — малый газ; м — максимальный режим;

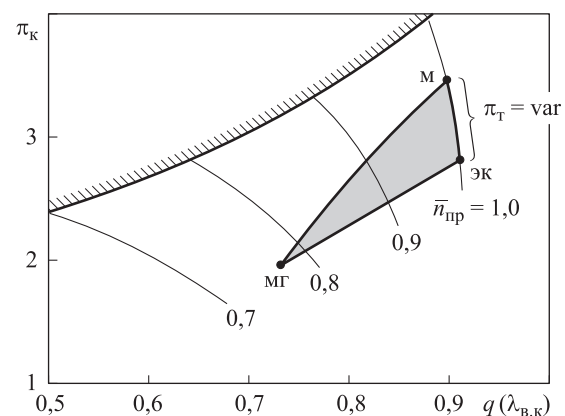


Рис. 5. Характеристика компрессора в системе стехиометрического ТРД

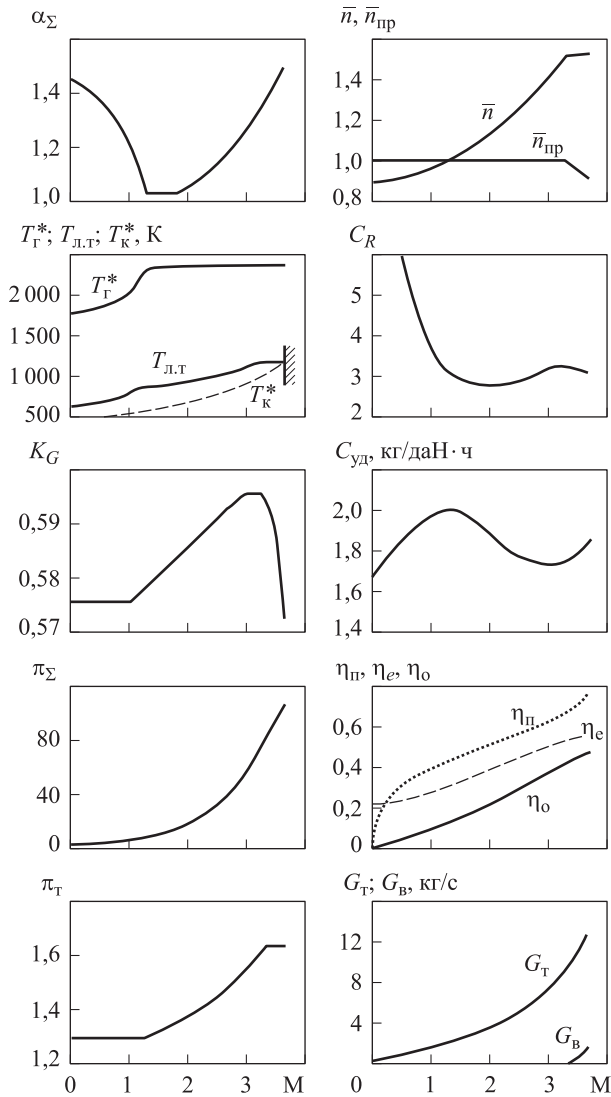


Рис. 6. Скоростные характеристики стехиометрического ТРД

эк — экономичный режим. Из представленной характеристики (режимы работы компрессора близки к расчетному режиму  $\bar{n}_{пр} \approx 1,0$ ) следует важный практический вывод: в системе стехиометрического ТРД проблема устойчивости компрессора как таковая отсутствует.

На рис. 6 приведены скоростные характеристики стехиометрического ТРД, включая регулируемые параметры  $\bar{n}_{пр}$ ,  $\pi_T$ ,  $T_K^*$ ,  $T_{л.т}$ , для высоты полета  $H = 20$  км при максимальном режиме работы двигателя. Здесь  $C_R$  — коэффициент тяги;  $C_{уд}$  — удельный расход топлива;  $\pi_\Sigma$  — суммарная степень повышения давления воздуха;  $\eta_{пр}$ ,  $\eta_e$  и  $\eta_o$  — полетный, эффективный и общий КПД;  $G_T$  и  $G_B$  — расходы топлива и воды.

До числа Маха  $M = 3,2$  приведенная частота вращения компрессора  $\bar{n}_{пр}$  поддерживается

постоянной: сначала за счет температуры газа  $T_\Gamma^*$  (до  $M = 1,2$ ), затем — благодаря перепаду давлений в турбине  $\pi_T$ , а физическая частота вращения компрессора  $\bar{n}$  увеличивается пропорционально  $\sqrt{T_H^*}$ .

При числе Маха  $M = 3,2$  температура лопаток турбины  $T_{л.т}$  достигает 1 200 К, чтобы их не перегреть, в смеситель (см. рис. 4) подается вода (расход воды менее 5 % расхода топлива).

При числе Маха  $M = 3,7$  температура воздуха за компрессором  $T_K^*$  достигает 1 200 К. По условию прочности лопаток компрессора (достижению предельной температуры) разгон ЛА прекращается при коэффициенте тяги  $C_R > 3$ . Чтобы повысить скорость полета (до  $M = 4$  и более), необходимо охлаждать компрессор [8].

Общий КПД двигателя  $\eta_o$  при числе Маха  $M = 3,7$  приближается к 0,5. Столь высокая эффективность стехиометрического ТРД является следствием сочетания значительных суммарной степени повышения давления воздуха ( $\pi_\Sigma > 100$ ), коэффициента расхода воздуха ( $K_G \sim 0,6$ ) и числа Маха ( $M > 3,5$ ), что позволяет иметь предельно большие КПД — эффективный  $\eta_e$  и полетный  $\eta_{пр}$  (см. рис. 6). Расчетные параметры стехиометрического ТРД приведены ниже.

**Расчетные параметры стехиометрического ТРД**

Тяга двигателя, даН, в режиме работы:

максимальном .....	20 000
экономичном .....	10 000
малогаза .....	Менее 1 500

Удельный расход топлива, кг/даН·ч,

в режиме работы:

максимальном .....	2,06
экономичном .....	1,5
малогаза .....	Более 2,4

Температура газа перед турбиной, К,

в режиме работы:

максимальном .....	2 300...2 400
экономичном .....	1 200
малогаза .....	Менее 800

Расход воздуха, кг/с .....

186
-----

Степень повышения давления в компрессоре . . . . .

3,5
-----

Габаритные размеры, м:

диаметр .....	Менее 1,3
длина .....	Менее 3,0
Удельная масса, кг/даН .....	Менее 0,05
Максимальное число Маха .....	3,7
Максимальный общий КПД .....	0,5

Следует отметить, что возможны варианты [6, 8].

В работе [6] проведено сравнение двухконтурного ТРД пятого поколения F-135 и аналогичного по назначению стехиометрического ТРД. Показано, что при существующем уровне технологий стехиометрический ТРД существенно превосходит двигатель F-135, который считается лучшим в своем классе.

В техническом решении [8] предложен гиперфорсированный стехиометрический ТРД. Гиперфорсаж — это форсирование тяги воздушно-реактивного двигателя при сверх- и гиперзвуковых скоростях полета за счет сжигания дополнительного топлива в КС при подаче (испарении) жидкостей на входе в двигатель.

Как способ форсирования ВРД гиперфорсаж описан в работе [11]. Суть способа заключается в том, что при числе Маха  $M > 3,2$  критическая температура воды (647 К) меньше температуры торможения воздуха  $T_n^*$ , что делает невозмож-

ным ее существование в жидком состоянии при подаче на вход в двигатель. Переход воды из жидкого состояния в газообразное сопровождается понижением температуры (повышением плотности) воздуха и, как следствие, увеличением расхода воздуха через компрессор, что создает условия для дополнительного подвода топлива — форсирования мощности двигателя. Применение гиперфорсажа позволит стехиометрическому ТРД достичь гиперзвуковых скоростей полета.

## Вывод

Появление стехиометрических ГТД — это давно ожидаемое событие [2], которое в концептуальном плане уже произошло [6–8]. Дальнейшее развитие авиации без таких двигателей уже невозможно.

## Литература

- [1] Скибин В.А., Солонин В.И., ред. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний по созданию перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, Изд-во ЦИАМ, 2004. 424 с.
- [2] Сосунов В.А., Чепкин В.М., ред. *Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок*. Москва, Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
- [3] Письменный В.Л. *Теплообменник*. Пат. РФ 2607916. 2017, бюл. № 2, 8 с.
- [4] Письменный В.Л. *Воздухо-воздушный радиатор и способ повышения его эффективности*. Пат. РФ 2632561. 2017, бюл. № 28, 6 с.
- [5] Письменный В.Л. *Способ охлаждения турбинных лопаток газотурбинного двигателя*. Пат. РФ № 2409745. 2011, бюл. № 2, 5 с.
- [6] Письменный В.Л. *Авиационная силовая установка и способ ее регулирования*. Пат. РФ 2616089. 2017, бюл. № 11, 13 с.
- [7] Письменный В.Л. *Авиационная стехиометрическая силовая установка и способ ее регулирования*. Пат. РФ 2612482. 2017, бюл. № 7, 12 с.
- [8] Письменный В.Л. *Способ форсирования турбореактивного двигателя*. Пат. РФ 2616137. 2017, бюл. № 11, 10 с.
- [9] Письменный В.Л. *Камера сгорания авиационного газотурбинного двигателя*. Пат. РФ 2612449. 2017, бюл. № 7, 5 с.
- [10] Фомин В.Н., Егоров И.Н. Упрощенная методика расчета характеристик осевых многоступенчатых нерегулируемых компрессоров. *Процессы и характеристики авиационных двигателей. Сб. Научно-методических материалов*, Москва, Изд-во ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1987, с. 121–127.
- [11] Письменный В.Л. *Прямоточный воздушно-реактивный двигатель*. Пат. РФ 2647919, 2018, бюл. № 9, 5 с.

## References

- [1] *Raboty vedushchih aviadvigatelestroitel'nyh kompaniy po sozdaniyu perspektivnyh aviatsionnyh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [The work of leading aircraft engine companies to create advanced aircraft engines (analytical review)]. Ed. Skibin V.A., Solonin V.I. Moscow, TSIAM publ., 2004. 424 p.

- [2] *Teoriia, raschet i proektirovanie aviatsionnykh dvigatelei i energeticheskikh ustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Ed. Sosunov V.A., Chepkin V.M. Moscow, MAI publ., 2003. 688 p.
- [3] Pis'mennyi V.L. *Teploobmennik* [Heat Exchanger]. Patent RF no. 2607916, 2017. 8 p.
- [4] Pis'mennyi V.L. *Vozdukho-vozdushnyi radiator i sposob povysheniia ego effektivnosti* [Air-to-air radiator and way to improve its efficiency]. Patent RF no. 2632561, 2017. 6 p.
- [5] Pis'mennyi V.L. *Sposob okhlazhdeniia turbinnnykh lopatok gazoturbinnogo dvigatel'ia* [Method for cooling turbine blades of a gas turbine engine]. Patent RF no. 2409745, 2011. 5 p.
- [6] Pis'mennyi V.L. *Aviatsionnaia silovaia ustanovka i sposob ee regulirovaniia* [Aircraft power plant and method of its regulation]. Patent RF no. 2616089, 2017. 13 p.
- [7] Pis'mennyi V.L. *Aviatsionnaia stekhiometricheskaia silovaia ustanovka i sposob ee regulirovaniia* [Aviation stoichiometric power plant and method of its regulation]. Patent RF no. 2612482, 2017. 12 p.
- [8] Pis'mennyi V.L. *Sposob forsirovaniia turboreaktivnogo dvigatel'ia* [Method for boosting the turbojet engine]. Patent RF no. 2616137, 2017. 10 p.
- [9] Pis'mennyi V.L. *Kamera sgoraniia aviatsionnogo gazoturbinnogo dvigatel'ia* [Combustion chamber of an aviation gas turbine engine]. Patent RF no. 2612449, 2017. 5 p.
- [10] Fomin V.N., Egorov I.N. Uproshchennaia metodika rascheta kharakteristik osevykh mnogostupenchatykh nereguliruemykh kompressorov [Simplified methodology for calculating the characteristics of axial multistage uncontrolled compressors]. *Protsessy i kharakteristiki aviatsionnykh dvigatelei. Sb. Nauchno-metodicheskikh materialov* [Processes and characteristics of aircraft engines. Collection Scientific and methodical materials]. Moscow, VVIA im. N.E. Zhukovskogo publ., 1987, pp. 121–127.
- [11] Pis'mennyi V.L. *Pryamotochnyy vozdušno-reaktivnyy dvigatel'* [Ramjet engine]. Patent RF no. 2647919, 2018. 5 p.

Статья поступила в редакцию 07.05.2018

## Информация об авторе

**ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович** (Ахтубинск) — кандидат технических наук, старший научный сотрудник. Государственный летно-испытательный центр им. В.П. Чкалова (416507, Ахтубинск, Российская Федерация, войсковая часть 15650, e-mail: vladimir@tecserv.info).

## Information about the author

**PISMENNYI Vladimir Leonidovich** (Akhtubinsk) — Candidate of Science (Eng.), Senior Researcher. Chkalov State Flight Test Centre (146507, Akhtubinsk, Russian Federation, Military Unit 15650, e-mail: vladimir@tecserv.info).

### Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Стехиометрические газотурбинные двигатели. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2018, № 6, с. 78–85, doi: 10.18698/0536-1044-2018-6-78-85.

### Please cite this article in English as:

Pismennyi V.L. Stoichiometric Gas Turbine Engines. *Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2018, no. 6, pp. 78–85, doi: 10.18698/0536-1044-2018-6-78-85.