

УДК 629.7.036

doi: 10.18698/0536-1044-2023-6-108-118

Методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя

В.Л. Письменный

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

Methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the gas turbine engine turbine

V.L. Pismennyi

State Flight Test Centre named after V.P. Chkalov

Изложены методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя, которые в совокупности позволяют достичь температуры газа 2300 К. Лопатки газовых турбин, выполненные на основе лучших никелевых сплавов, могут работать продолжительное время без охлаждения при температуре не более 1300 К. На сегодняшний день наиболее эффективным способом воздушного охлаждения лопаток является конвективно-пленочное охлаждение, благодаря которому (в сочетании с теплозащитными покрытиями) на газотурбинных двигателях пятого поколения достигнута температура газа 2000 К. Существенное повышение эффективности внутреннего охлаждения лопаток турбины (конвективного, конвективно-пленочного, пористого) достигается при использовании внешнего охлаждения — понижения температуры охлаждающего воздуха за счет хладоресурса внешней среды: атмосферного воздуха (воздуха второго контура), воды и топлива. Применение внешнего охлаждения совместно с конвективно-пленочным позволяет повысить температуру газа перед турбиной на 0,6...1,5 К на каждый градус снижения температуры охлаждающего воздуха. Предложен циркуляционный теплообменник, который понижает температуру охлаждающего воздуха практически до температуры внешней среды, что в сочетании с известными методами и способами повышения температуры газа (жаропрочные материалы, теплозащитные покрытия, конвективно-пленочное охлаждение) позволяет увеличить температуру газа перед турбиной на 300...400 К и довести ее как минимум до 2300 К. Это даст возможность уже сегодня приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных газотурбинных двигателей, повысить коэффициент полезного действия двухконтурных турбореактивных двигателей до 45 %. Разновидностью внешнего охлаждения лопаток турбин является воздушно-жидкостное охлаждение. Исследована возможность (запатентованы технические решения) использования воздушно-жидкостного охлаждения в газотурбинных двигателях больших скоростей полета, включая турбоэжекторные двигатели.

Ключевые слова: жаропрочность материалов, охлаждение лопаток, температура газа, циркуляционный теплообменник, теплозащитные покрытия, газотурбинный двигатель, воздушно-жидкостное охлаждение

The paper presents methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the turbine blades of the gas turbine engine making it possible in the aggregate to reach the gas temperature of 2300 K. Gas turbine blades made on the basis of the best nickel alloys could operate for a long time without cooling at the temperature of not more than 1300 K. Convective-film cooling today appears to be the most effective method of air cooling the blades, due to which (in combination with the heat-shielding coatings) gas temperature of

2000 K is reached in the fifth-generation gas turbine engines. Significant increase in the efficiency of the turbine blades internal cooling (convective, convective-film, porous) is obtained with using the external cooling, i.e. decreasing the cooling air temperature by the cooling resource of the external environment: atmospheric air (secondary air), water and fuel. External cooling when using the convective-film cooling makes it possible to increase gas temperature in front of the turbine blades by 0.6...1.5 K for each degree in the cooling air temperature decrease. A circulating heat exchanger is proposed, which lowers the cooling air temperature almost to the ambient temperature making it possible in combination with the known methods and techniques for increasing the gas temperature (heat-resistant materials, heat-shielding coatings, convective-film cooling) to increase gas temperature in front of the turbine blades by 300...400 K and bring it up to at least 2300 K. This would allow today to start creating stoichiometric and hyperforced gas turbine engines and to increase the bypass turbojet engines efficiency up to 45%. Air-liquid cooling is a variation of the turbine blades external cooling. The possibility (technical solutions were patented) of introducing the air-liquid cooling in gas turbine engines at the high flight speeds, including the turbojet engines, was studied.

Keywords: heat resistance of materials, blade cooling, gas temperature, circulating heat exchanger, heat-shielding coatings, gas turbine engine, air-liquid cooling

Повышение температуры газа перед турбиной является генеральным направлением развития газотурбинных двигателей (ГТД). В настоящее время указанная температура приблизилась к 2000 K [1].

Цель работы — увеличение температуры газа перед турбиной ГТД до 2300 K, что позволит приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных ГТД [2, 3], увеличить коэффициент полезного действия (КПД) двухконтурных турбореактивных двигателей до 45 % [4].

Температуру газа перед турбиной ГТД можно повысить тремя методами:

- применением жаропрочных материалов;
- охлаждением элементов турбины;
- использованием теплозащитных покрытий (ТЗП).

Повышение жаропрочности материалов газовых турбин. Этим вопросом в нашей стране занимается Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов (ВИАМ).

Лопатки из первых жаропрочных сплавов могли длительно работать при температуре газа перед турбиной не более 1000 K. Лопатки выполнялись методом штамповки. Чтобы повысить рабочую температуру материала, в него добавляли легирующие элементы: вольфрам, ниобий, молибден. Эти добавки сделали сплав настолько твердым, что штамповать его стало невозможно. Лопатки стали отливать [5].

Сплав нагревали до температуры 1700 K, после чего его заливали в форму и охлаждали.

Остывающий металл кристаллизовался, образуя отдельные зерна, которые получались разными — крупными и мелкими (рис. 1, а). Как показала практика, сцепление между такими зернами оказалось ненадежным: лопатки разрушались по границам зерен. Время работы лопаток составляло не более 50 ч.

Чтобы продлить время работы лопаток, в материал формы для литья стали вводить модификатор — кристаллики алюмината кобальта. Эти кристаллики служили центрами кристаллизации, ускоряющими процесс образования зерен. Зерна получались однородными и мелкими (рис. 1, б). Новые лопатки стали работать по 500 ч.



Рис. 1. Внешний вид отливок лопаток при отсутствии (а) и наличии (б) модификатора

Однако температура газа перед турбиной ГТД пятого и шестого поколений существенно повысилась. Стало ясно, что мелкозернистая структура металла в новых условиях не сможет эффективно работать.

В результате появилась идея так называемой направленной кристаллизации, основанная на том, что, застывая, металл образует не мелкие зерна, а длинные столбчатые кристаллы, вытянутые вдоль оси лопатки. Лопатка с такой структурой будет сопротивляться излому лучше, чем таковая с мелкозернистой структурой.

Чтобы кристаллы, образующие лопатку, росли должным образом, форму с расплавленным металлом медленно вынимали из зоны нагрева. При этом форму с жидким металлом помещали в ванну с расплавленным оловом при температуре 600...700 К (рис. 2).

Рост кристаллов начинается снизу и идет вверх со скоростью, практически равной скорости выхода формы из нагревателя. При соблюдении условий технологии вырастают 5–7 длинных столбчатых кристаллов на каждый квадратный сантиметр сечения лопатки. Эта технология позволила создать ГТД нового поколения. Ресурс лопаток достиг 1500 ч и более.

В настоящее время разработана еще более совершенная технология, обеспечивающая выращивание лопатки из одного кристалла. В этом случае она не имеет межзеренных границ, по которым собственно и происходит разрушение. Для этого делают затравку, которая позволяет только одному кристаллу расти в заданном направлении. Такие лопатки стали называть монокристаллическими [6].

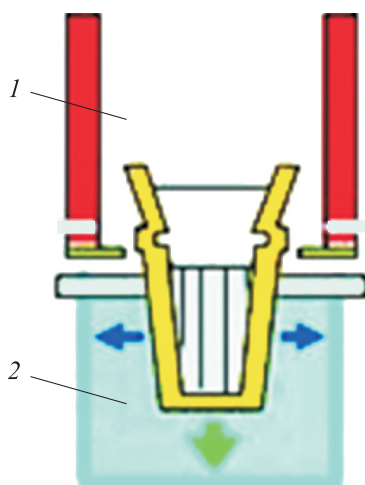


Рис. 2. Установка для выращивания кристаллов, образующих лопатку:
1 — печь; 2 — ванна (охладитель из жидкого металла)

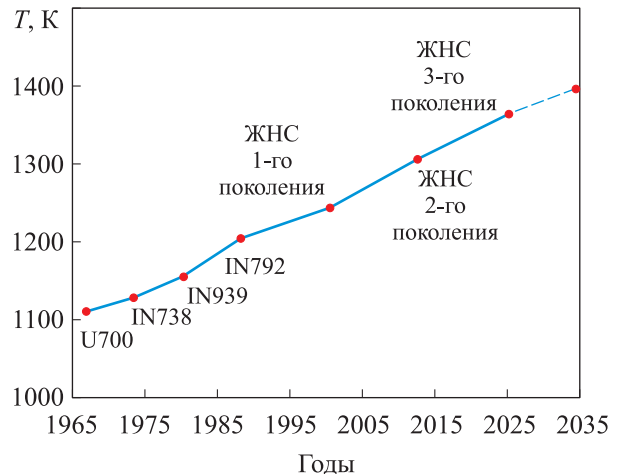


Рис. 3. Динамика роста максимальной рабочей температуры T жаропрочных никелевых сплавов

Максимальная температура плавления монокристаллических лопаток, выполненных из современных жаропрочных никелевых сплавов (ЖНС), составляет около 1600 К. Однако длительно работать эти лопатки могут лишь при температуре до 1300 К. И только лопатки из ЖНС 3-го поколения (ВЖМ4, ВЖМ6, ВЖМ8) работают и при более высокой температуре (рис. 3).

Эффективность ЖНС обеспечивают два дорогостоящих вещества: рений и рутений. Рений — самый редкий на Земле металл (его добыча в России составляет не более 50 кг в год). Рутений — элемент платиновой группы. Легировать высокорениевые жаропрочные сплавы предложил профессор И.А. Светлов, совместно с которым специалисты ВИАМ разработали рений-рутенийсодержащий сплав ВЖМ4 [7]. В настоящее время из этого сплава изготавливают монокристаллические лопатки для авиационного двигателя ПД-14.

Охлаждение лопаток газовых турбин. Системы охлаждения турбинных лопаток подразделяют на замкнутые и открытые. В замкнутых системах жидкий или газообразный теплоноситель циркулирует в замкнутом контуре, в открытых — воздух, отбираемый от компрессора, используется непосредственно для охлаждения лопаток, после чего выпускается в проточную часть турбины. Благодаря простоте такие системы получили широкое распространение.

Однако, несмотря на широкое распространение, системы воздушного охлаждения имеют ограничения в применении. Это связано с тем, что с одной стороны, отбор воздуха на охлаждение

дение увеличивает мощность турбины за счет повышения температуры газа, а с другой — уменьшает, так как часть воздуха исключается из процесса расширения газа в турбине.

Так, при отборе воздуха более 10...15 % рост мощности турбины из-за повышения температуры газа уже не компенсирует ее падение вследствие потерь давления и снижения расхода газа. Сегодня количество отбираемого воздуха на охлаждение турбины зачастую превышает 15 % [1].

Воздушное охлаждение лопаток газовых турбин по физической природе может быть внутренним и внешним. Внутреннее охлаждение — это охлаждение (защита) лопаток турбин воздухом, поступающим во внутренние полости лопаток, внешнее — охлаждение воздуха, охлаждающего лопатки турбины.

Внутреннее охлаждение при наличии достаточного хладоресурса у охлаждающего воздуха является весьма эффективным [8]. Внешнее охлаждение обладает теоретически неограниченными энергетическими возможностями: для охлаждения лопаток используют хладоресурс внешней среды, в качестве которой могут выступать различные вещества: воздух, вода, топливо и др.

Сочетание неограниченных энергетических возможностей внешнего охлаждения и высокой эффективности внутреннего охлаждения позволяет по-новому решать проблемы высоких температур газа перед лопатками турбины ГТД.

Известны три способа внутреннего охлаждения лопаток: конвективное, пленочное (заградительное) и пористое.

При конвективном охлаждении лопаток охлаждающий воздух проходит по специально выполненным каналам внутри лопатки и выпускается в проточную часть турбины.

Охлаждающий воздух входит со стороны замковой части лопатки во все каналы и, протекая по продольным каналам, выбрасывается в радиальный зазор. Лопатки обеспечивают работу турбины при температуре газа перед турбиной до 1400 К и расходе охлаждающего воздуха на венец, составляющем примерно 2 % расхода газа через турбину, понижая температуру в средней части лопатки на 220...260 К. Основным достоинством продольной схемы охлаждения лопаток является более простая технология изготовления. Эффективность охлаждения таких лопаток довольно высокая, однако наблюдается значительная неравномер-

ность температурного поля как по высоте, так и по профилю лопатки, которая доходит до 150...200 К.

Конвективное охлаждение со вставным дефлектором, предложенное С.К. Туманским, может обеспечить длительную работу лопаток при температуре газа 1450...1500 К. При температуре газа, превышающей указанные значения, следует применять более сложные схемы охлаждения, где наряду с конвективным охлаждением присутствует пленочное. При таком охлаждении вокруг лопатки создается заградительная пленка, что уменьшает теплоотдачу от горячих газов к лопаткам.

Недостатком пленочного охлаждения является довольно быстрое разрушение пленки, вследствие чего необходимо предусматривать достаточное количество отверстий выпуска воздуха, что снижает конструктивную прочность лопатки и увеличивает потребление охлаждающего воздуха.

Наиболее эффективным является пористое охлаждение [8]. Лопатка с таким охлаждением состоит из внутреннего несущего стержня с профилированными ребрами и пористой оболочки, образующей профильную часть. Оболочку лопатки выполняют из пористых материалов (пористых, перфорированных, сеточных). Ребра на стержне служат для подкрепления оболочки, образуя продольные каналы, по которым движется охлаждающий воздух. Воздух, проходя через мелкие отверстия в стенке лопатки, отбирает от нее тепло и образует сплошной теплозащитный слой на ее наружной поверхности.

Однако пористое охлаждение не получило практического применения, что обусловлено конструктивными, технологическими и эксплуатационными причинами (возможностью засорения пор частицами пыли, содержащимися в охлаждающем воздухе).

Критерием оценки интенсивности охлаждения пера лопатки является коэффициент интенсивности внутреннего охлаждения θ [8]. Он показывает долю снижения температуры стенки по сравнению с температурой газа относительно максимально возможного температурного напора $T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*$:

$$\theta = \frac{T_{\Gamma}^* - T_{\text{л}}}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{охл}}^*}, \quad (1)$$

где T_{Γ}^* , $T_{\text{л}}$ и $T_{\text{охл}}^*$ — температура газа перед турбиной, материала лопатки и охлаждающего воздуха соответственно.

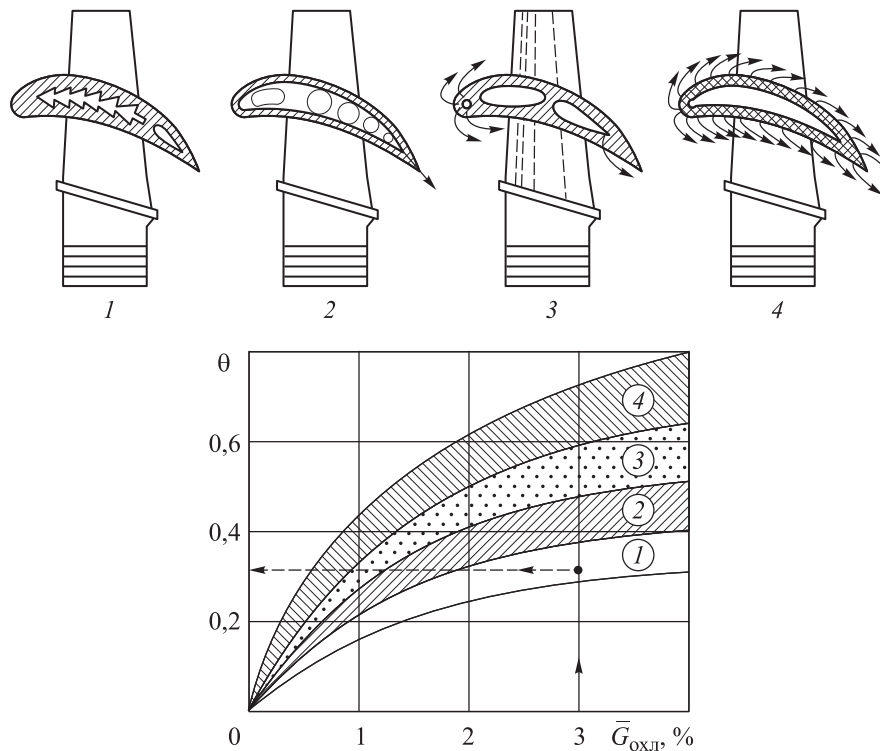


Рис. 4. Зависимости коэффициента интенсивности внутреннего охлаждения лопатки θ от относительного расхода охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}}$ при различных способах ее внутреннего охлаждения:

1 — конвективное охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1350 \dots 1450$ К); 2 — конвективное охлаждение со вставным дефлектором ($T_{\text{г}}^* = 1450 \dots 1550$ К); 3 — конвективно-пленочное охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1550 \dots 1700$ К); 4 — пористое охлаждение ($T_{\text{г}}^* = 1700 \dots 1900$ К)

Зависимости коэффициента интенсивности внутреннего охлаждения лопатки θ от относительного расхода охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}}$ при различных способах ее внутреннего охлаждения показаны на рис. 4.

Из графиков видно, что наибольшая эффективность внутреннего охлаждения достигается при конвективно-пленочном охлаждении, а температура газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$ при всех способах ее охлаждения остается менее 2000 К.

Эффективность внутреннего охлаждения лопаток турбины ГТД существенно повышается при использовании внешнего охлаждения.

Из формулы (1) получаем

$$T_{\text{г}}^* = \frac{T_{\text{л}} - \theta T_{\text{охл}}^*}{1 - \theta}. \quad (2)$$

Используя соотношение (2), определим условия, при которых температура газа перед лопатками турбины ГТД достигает 2300 К.

Будем полагать следующее: лопатки турбины могут работать без охлаждения при температуре газа 1350 К (см. рис. 3); у охлаждаемых лопаток коэффициент интенсивности внутреннего охлаждения $\theta = 0,4 \dots 0,6$ при относительном

расходе охлаждающего воздуха на один венец $\bar{G}_{\text{охл}} = 2 \dots 3$ % (см. рис. 4).

Значения температуры газа перед турбиной $T_{\text{г}}^*$, которые при температуре лопатки $T_{\text{л}} = 1350$ К (ГТД шестого поколения) достигаются в зависимости от температуры охлаждающего воздуха $T_{\text{охл}}^*$ при различных значениях коэффициента интенсивности ее внутреннего охлаждения θ , приведены на рис. 5. Видно, что для достижения температуры газа перед лопатками турбины $T_{\text{г}}^* = 2300$ К температура охлаждающего воздуха $T_{\text{охл}}^*$ должна быть не более 400...700 К ($\theta = 5,0 \dots 6,0$).

В современных ГТД температура воздуха за компрессором высокого давления существенно больше 700 К [1], поэтому решить задачу повышения температуры газа перед турбиной до 2300 К без внешнего охлаждения невозможно.

Введем в рассмотрение коэффициент интенсивности внешнего охлаждения лопаток как производную температуры газа перед турбиной по температуре охлаждающего воздуха

$$\psi = \frac{\partial T_{\text{г}}^*}{\partial T_{\text{охл}}^*} = -\frac{\theta}{1 - \theta}. \quad (3)$$

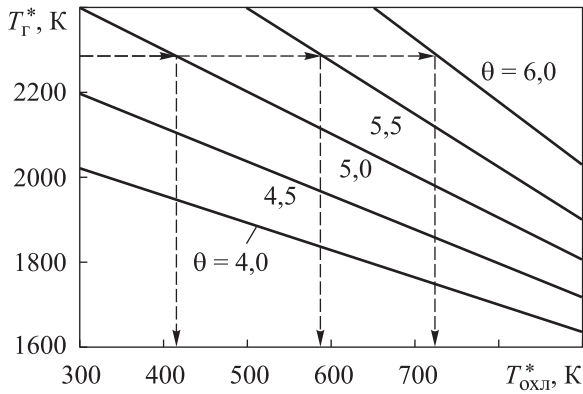


Рис. 5. Зависимости температуры газа перед турбиной T_g^* от температуры охлаждающего воздуха $T_{охл}^*$ при температуре лопатки $T_l = 1350$ К и различных значениях коэффициента интенсивности ее внутреннего охлаждения θ

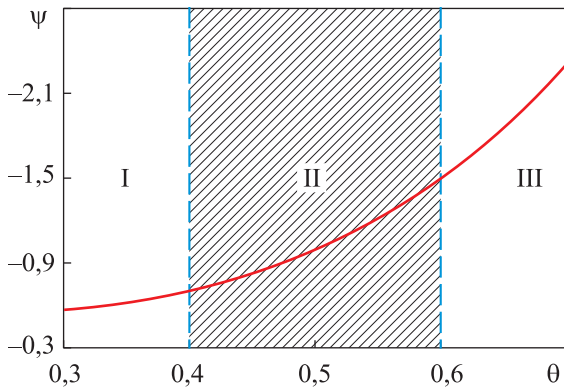


Рис. 6. Зависимость коэффициента интенсивности внешнего охлаждения лопаток ψ от коэффициента интенсивности их внутреннего охлаждения θ : I — конвективное охлаждение; II — конвективно-пленочное охлаждение; III — пористое охлаждение

Из соотношения (3) следует, что коэффициент интенсивности внешнего охлаждения лопаток ψ напрямую зависит от коэффициента интенсивности их внутреннего охлаждения θ (рис. 6).

Из формулы (3) следует, что

$$\partial T_g^* = \psi \partial T_{охл}^*$$

или в интегральной форме

$$\Delta T_g^* = \psi \Delta T_{охл}^*,$$

т. е. изменение температуры газа перед турбиной пропорционально (с учетом коэффициента интенсивности внешнего охлаждения) изменению температуры охлаждающего воздуха.

В ГТД для реализации внешнего охлаждения применяют воздухо-воздушные рекуперативные теплообменные аппараты (далее теплообменники), где охлаждающий воздух, прежде

чем поступить в систему охлаждения турбины, охлаждается более холодным воздухом внешней среды.

В качестве примера можно привести двигатель АЛ-31Ф, у которого во втором контуре установлен воздухо-воздушный рекуперативный теплообменник (рис. 7), где горячий воздух, забираемый от компрессора, охлаждается воздухом второго контура на 100° [9]. Как следствие, температура газа перед турбиной повышается на 60° (коэффициент интенсивности внешнего охлаждения $\psi = -0,6$).

Воздухо-воздушный рекуперативный теплообменник не обладает высокой эффективностью, так как время нахождения в нем охлаждаемого воздуха из-за ограниченных размеров слишком мало, чтобы обеспечить передачу значительного количества теплоты внешней среде (закон Фурье).

Циркуляционный рекуперативный теплообменник (ЦРТ), схема которого приведена на рис. 8 [10], по эффективности (способности к выравниванию температур теплоносителей) приближается к смешительному теплообменнику. Предлагаемый ЦРТ состоит из рекуперативного теплообменника 1, центробежного компрессора 2, смесителя 3 и входного канала 4.

ЦРТ работает следующим образом. Теплоноситель (газ) под давлением через входной канал поступает в смеситель и далее в рекуперативный теплообменник. Охлажденный (нагретый) в этом теплообменнике газ частично отводится потребителю. Его оставшаяся часть поступает в центробежный компрессор, а оттуда — в смеситель, где охлажденный (нагретый) газ перемешивается с теплоносителем, поступающим в смеситель через входной канал.

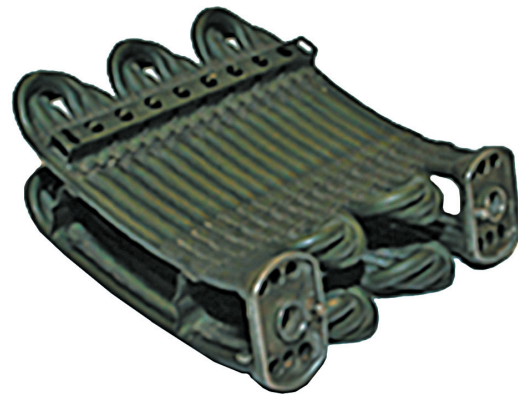


Рис. 7. Внешний вид секции воздухо-воздушного рекуперативного теплообменника двигателя АЛ-31Ф

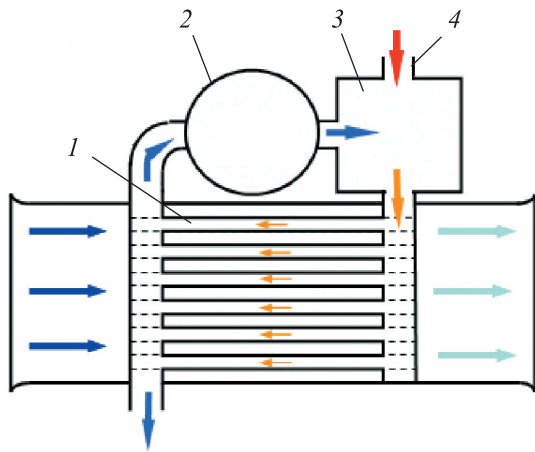


Рис. 8. Схема ЦРТ

В результате смешения температура теплоносителя понижается (повышается). Образовавшаяся смесь поступает в теплообменник, и цикл повторяется. Изменение температуры теплоносителя будет продолжаться до тех пор, пока не произойдет выравнивание тепловых потоков в регенеративном теплообменнике и смесителе.

Термодинамический цикл ЦРТ в координатах «давление газа p — удельный объем газа v » показан на рис. 9. Рабочим телом цикла является газ, циркулирующий внутри регенеративного теплообменника (температура газа внутри теплообменника выше, чем температура омывающего снаружи газа). Газ (процесс $a-b$) расширяется и охлаждается (отводится теплота q_2). Охлажденный газ сжимается до исходного давления (процесс $b-c$). К газу при постоянном давлении подводится теплота q_1 (процесс $c-a$). Цикл повторяется. Количество подведенной теплоты q_1 равно количеству отведенной теплоты q_2 , так как вся работа расширения газа (процесс $a-b$) преобразуется в теплоту.

Количество подведенной (отведенной) теплоты в цикле (см. рис. 9) зависит от интенсивности теплообменных процессов и массы рабочего тела, участвующего в этих процессах.

Интенсивность теплообменных процессов (по аналогии с рабочей лопаткой турбины) характеризуется коэффициентом интенсивности охлаждения газа

$$\vartheta = \frac{T_a - T_b}{T_a - T_2},$$

где T_a и T_b — температуры газа в точках a и b (см. рис. 9); T_2 — исходная температура наружного газа (второго теплоносителя).

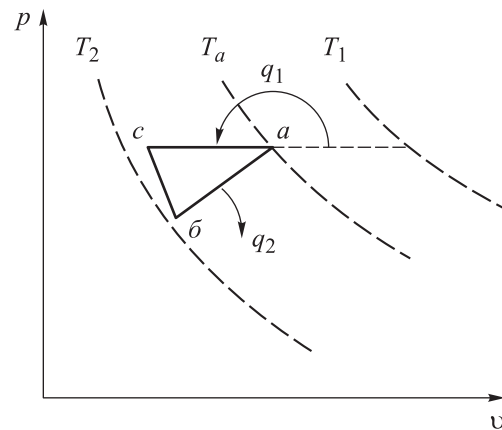


Рис. 9. Термодинамический цикл ЦРТ

Масса рабочего тела, участвующего в теплообмене, характеризуется коэффициентом циркуляции газа (теплоносителя)

$$\delta_{ц} = G^*/G,$$

где G^* — расход газа, поступающего из регенеративного теплообменника в смеситель; G — расход газа, поступающего из смесителя в регенеративный теплообменник.

Температуры газа в цикле $a-b-c$ определяются следующими соотношениями:

$$T_a = \frac{(1 - \delta_{ц})T_1 + \delta_{ц}\vartheta T_2 \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right]}{1 - \delta_{ц}(1 - \vartheta) \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right]},$$

$$T_b = T_a(1 - \vartheta) + T_2\vartheta;$$

$$T_c = T_b \left[\left(\pi^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \frac{1}{\eta_{сж}} + 1 \right],$$

где T_1 — исходная температура внутреннего газа (первого теплоносителя); π — степень повышения давления в центробежном компрессоре; $\eta_{сж}$ — КПД в процессе сжатия газа в компрессоре; k — показатель адиабаты.

Зависимости температуры газа на выходе из ЦРТ T_b (см. рис. 9, точка b) от коэффициента его циркуляции $\delta_{ц}$ при исходных температурах внутреннего и внешнего газов $T_1 = 900$ К, $T_2 = 300$ К, степени повышения давления в центробежном компрессоре $\pi = 1,1$ и различных значениях коэффициента интенсивности охлаждения газа ϑ приведены на рис. 10.

Как видно из графиков, при коэффициенте циркуляции газа $\delta_{ц} > 0,9$ его температура на выходе из ЦРТ (независимо от коэффициента ϑ)

приближается к исходной температуре внешнего газа T_2 .

Способность ЦРТ приближать температуру охлаждающего воздуха к температуре внешней среды — это новое качество для рекуперативного теплообменника, которое в ГТД трансформируется в новый результат — скачкообразное увеличение температуры газа перед турбиной.

Действительно, если исходить из того, что коэффициент интенсивности внешнего охлаждения при конвективно-пленочном внутреннем охлаждении составляет $\psi = -0,6...-1,5$ (см. рис. 6), то понижение температуры охлаждающего воздуха на те же 500° (см. рис. 10) приведет к повышению температуры газа перед турбиной как минимум на $300...400^\circ$ [4].

При числе Маха $M > 3$ использование воздушного охлаждения вследствие повышения температуры внешней среды становится неэффективным. В этих условиях воздушное охлаждение заменяется воздушно-жидкостным, а рекуперативные теплообменники — смесительными.

Возможность такой замены определяется наличием запаса жидкости (как правило, воды) на борту летательного аппарата.

Зависимости относительного расхода воды (расхода воды по отношению к расходу воздуха через компрессор) $\delta_{\text{вод}}$ от исходной температуры воздуха $T_{\text{отб}}$ при различных значениях конечной температуры воздуха $T_{\text{охл}}$ приведены на рис. 11. Относительный расход воды $\delta_{\text{вод}}$ определяли из условия, что отбор воздуха на охла-

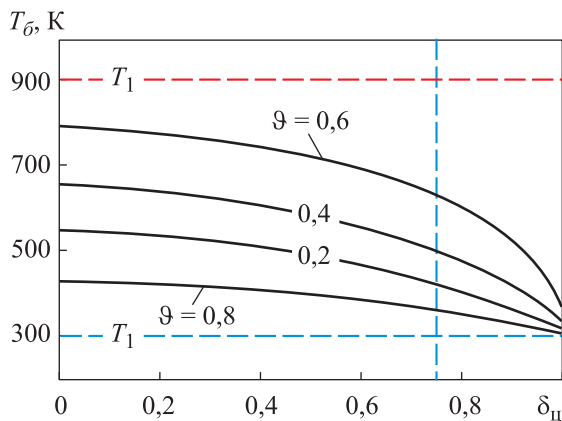


Рис. 10. Зависимости температуры газа на выходе из ЦРТ T_6 от коэффициента циркуляции газа δ_n при исходных температурах $T_1 = 900$ К, $T_2 = 300$ К, степени повышения давления в компрессоре $\pi = 1,1$ и различных значениях коэффициента интенсивности охлаждения газа ϑ

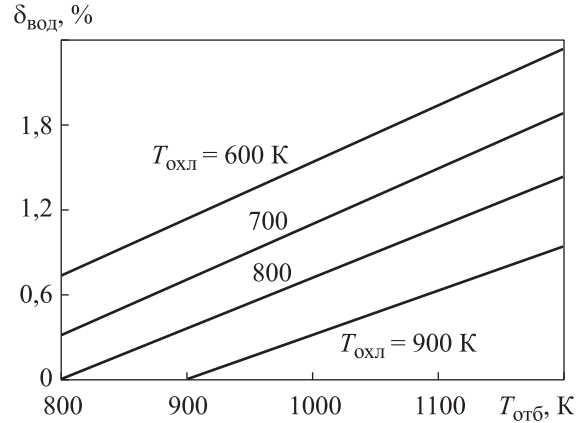


Рис. 11. Зависимости относительного расхода воды $\delta_{\text{вод}}$ от исходной температуры воздуха $T_{\text{отб}}$ при различных значениях его конечной температуры $T_{\text{охл}}$

ждение турбины составляет 15 % расхода воздуха через компрессор.

Видно, что даже при глубоком охлаждении воздуха ($T_{\text{охл}} \approx 600$ К) относительный расход воды $\delta_{\text{вод}}$ составляет менее 2 % расхода воздуха через компрессор. Для сравнения относительный расход топлива в ГТД составляет 2...5 %. Это свидетельствует о том, что воздушно-жидкостное охлаждение реализуемо, а значит, востребовано, так как скорость полета летательных аппаратов будет увеличиваться [2, 3].

Теплозащитные покрытия лопаток газовых турбин. Для защиты рабочих лопаток турбин от высокотемпературной газовой коррозии в перспективных самолетах, вертолетах и наземных ГТД применяют ТЗП, обеспечивающие работоспособность и повышение эффективности благодаря внешнему керамическому слою покрытия, который позволяет снизить температуру газа на поверхности охлаждаемой лопатки более чем на 100° [11]. Схема комплексного ТЗП для охлаждения перспективных ГТД, разработанная в ВИАМ, приведена на рис. 12.

ТЗП состоит из двух слоев: внутреннего жаростойкого металлического и внешнего керамического. Первый из них является конденсационно-диффузионным покрытием, осаждаемом на ионно-плазменной установке в вакууме путем конденсации на подложку (лопатку) материала из плазменных потоков, генерируемых на катоде.

Внутренний металлический слой наносят в три этапа. На первом и втором этапах распыляют слой покрытия на основе алюминиевого сплава, на третьем проводят вакуумный отжиг

полученных слоев при температуре 1050 °С в течение 3 ч для формирования β -фазы (NiAl) с повышенным содержанием в поверхностном слое жаростойкого покрытия, обеспечивающем при легировании высокую стойкость к окислению в условиях высокой температуры. Гафний эффективно повышает жаростойкость алюминиевых покрытий при температуре до 1450 К.

Керамический слой, состоящий из редкоземельных металлов с низким коэффициентом теплопроводности, наносят после формирования жаростойкого слоя ТЗП в среде кислорода и аргона.

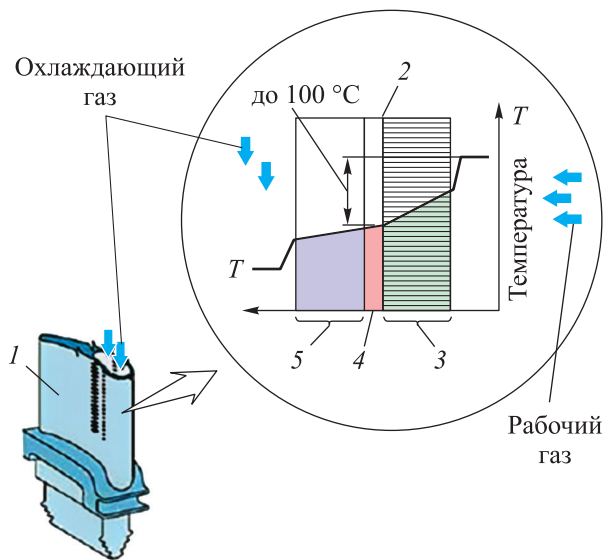


Рис. 12. Схема комплексного ТЗП для охлаждения перспективных ГТД:

1 — лопатка турбины; 2 — клеящий оксидный слой ТЗП; 3 — керамический слой ТЗП; 4 — жаростойкий слой ТЗП; 5 — подложка из сплава ВЖМ4

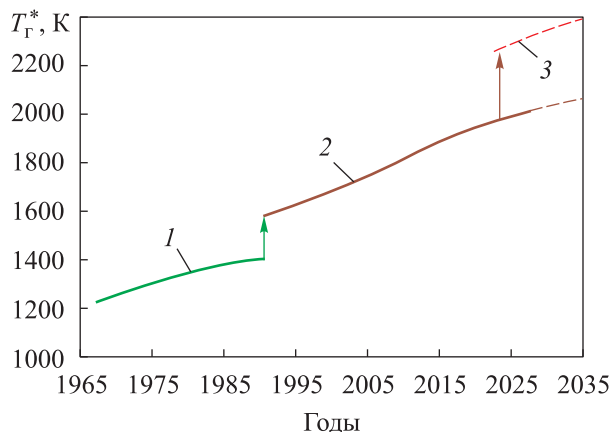


Рис. 13. Динамика роста максимальной температуры газа перед турбиной ГТД:

1 — конвективное охлаждение;
2 — конвективно-пленочное охлаждение + ТЗП;
3 — конвективно-пленочное охлаждение + ТЗП + внешнее охлаждение

На рис. 13 показана динамика роста максимальной температуры газа перед турбиной ГТД с учетом существующих и вновь появляющихся способов ее повышения, из чего можно сделать заключение, что задача достижения температуры газа перед турбиной ГТД $T_r^* = 2300$ К в ближайшее время будет решена. Во всяком случае, все предпосылки к этому имеются.

Выводы

1. Средний темп прироста температуры газа благодаря увеличению жаропрочности материалов за последние 20 лет составляет примерно 10 К в год. Ожидается, что к 2025 г. лопатки турбин смогут работать без охлаждения при температуре газа 1350 К.

2. Среди способов воздушного охлаждения лопаток турбин наибольшую эффективность имеет конвективно-пленочное, благодаря которому в сочетании с ТЗП на ГТД пятого поколения достигнута температура газа 2000 К.

3. Самым перспективным способом повышения температуры газа перед турбиной на сегодняшний день является внешнее охлаждение — использование хладоресурса внешней среды: атмосферного воздуха, воды, топлива [12–14]. Конвективно-пленочное охлаждение в сочетании с внешним позволяет повышать температуру газа перед турбиной на 0,6...1,5 К на каждый градус снижения температуры охлаждающего воздуха.

4. Предложен ЦРТ [10], который понижает температуру охлаждающего воздуха практически до температуры внешней среды, что в сочетании с известными методами и способами повышения температуры газа (жаропрочные материалы, ТЗП, конвективно-пленочное охлаждение) позволяет уже сейчас увеличить температуру газа перед турбиной на 300...400 К, и довести ее как минимум до 2300 К, что позволит приступить к созданию стехиометрических и гиперфорсированных ГТД [2, 3], повысить КПД двухконтурных ГТД до 45 % [4].

5. С ростом температуры газа перед турбиной скорость полета летательных аппаратов будет увеличиваться [2, 3], поэтому уже сейчас становится актуальным создание систем воздушно-жидкостного охлаждения. На первом этапе воздух будет охлаждаться водой [14], далее — топливом, водой и другими жидкостями [15].

Литература

- [1] Скибин В.А. *Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор)*. Москва, ЦИАМ, 2010. 673 с.
- [2] Письменный В.Л. *Авиационная стехиометрическая силовая установка и способ ее регулирования*. Патент РФ 2612482. Заявл. 03.03.2016, опубл. 09.03.2017.
- [3] Письменный В.Л. *Гиперзвуковой космический старт. Сб. тезисов XLV Академических чтений по космонавтике*. Т. 3. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, с. 355–357.
- [4] Письменный В.Л. Двухконтурный турбореактивный двигатель. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 6, с. 50–59, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-6-50-59>
- [5] Демонис И.М. Во все лопатки. *Наука и жизнь*, 2007, № 6, с. 42–44.
- [6] Каблов Е.Н., Толорайя В.Н. ВИАМ — основоположник отечественной технологии литья монокристаллических турбинных лопаток ГТД и ГТУ. *Авиационные материалы и технологии*, 2012, № 5, с. 105–117.
- [7] Каблов 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.
- [8] Сайтов 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.
- [9] Нестеренко В.Г., Аббаварм Р.Р. Воздухо-воздушные теплообменники системы охлаждения ротора турбины высокого давления в современных авиационных турбореактивных двухконтурных двигателях. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2018, № 1, с. 1–15, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1827>
- [10] Письменный В.Л. *Теплообменник*. Патент РФ 2607916. Заявл. 21.12.2015, опубл. 11.01.2017.
- [11] 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, с. 33–48, doi: <http://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5>
- [12] Письменный В.Л. *Способ охлаждения двухконтурного турбореактивного двигателя*. Патент РФ 2617026. Заявл. 09.12.2015, опубл. 19.04.2017.
- [13] Письменный В.Л. *Воздухо-воздушный радиатор и способ повышения его эффективности*. Патент РФ 2632561. Заявл. 15.02.2016, опубл. 05.10.2017.
- [14] Письменный В.Л. *Способ охлаждения турбинных лопаток*. Патент РФ 2409745. Заявл. 27.07.2009, опубл. 20.01.2011.
- [15] Письменный В.Л. *Турбоэжекторный двигатель и способ его регулирования*. Патент РФ 2645373. Заявл. 147.05.2016, опубл. 21.02.2018.

References

- [1] Skibin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitelnykh 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, TsIAM Publ., 2010. 673 p. (In Russ.).
- [2] 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.).
- [3] Pismenny V.L. [Hypersonic space launch]. *Sb. tezisov XLV Akademicheskikh chteniy po kosmonavtike*. Т. 3 [Abs. XLV Academic Readings in Cosmonautics. Vol. 3. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2021, pp. 355–357. (In Russ.).
- [4] Pismenny V.L. Bypass turbojet engines. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie* [BMSTU Journal of Mechanical Engineering], 2019, no. 6, pp. 50–59, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/0536-1044-2019-6-50-59> (in Russ.).

- [5] Demonis I.M. Full speed ahead. *Nauka i zhizn*, 2007, no. 6, pp. 42–44. (In Russ.).
- [6] Kablov E.N., Tolorayya V.N. VIAM — founder of domestic technology for casting single-crystal turbine blades of GTE and GTS. *Aviatsionnye materialy i tekhnologii* [Aviation Materials and Technologies], 2012, no. S, pp. 105–117. (In Russ.).
- [7] Kablov 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. S, pp. 36–51. (In Russ.).
- [8] Saitov E.N., Nikolaeva Ya.O., Bikbulatov A.M. Efficiency of various air cooling systems for gas turbine blades. *Vestnik nauki i obrazovaniya*, 2019, no. 3–2, pp. 5–9. (In Russ.).
- [9] Nesterenko V.G., Abbavarm R.R. Air-to-air heat exchangers of the high-pressure turbine rotor cooling system in modern aviation turbojet. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii* [Engineering Journal: Science and Innovation], 2018, no. 1, pp. 1–15, doi: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1827> (in Russ.).
- [10] Pismenny V.L. *Teploobmennik* [Heat exchanger]. Patent RU 2607916. Appl. 21.12.2015, publ. 11.01.2017. (In Russ.).
- [11] 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, pp. 33–48, doi: <http://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2015-0-4-5-5> (in Russ.).
- [12] Pismenny V.L. *Sposob okhlazhdeniya dvukhkонтурного turboreaktivного двигателя* [Double-flow jet turbine engine cooling method]. Patent RU 2617026. Appl. 09.12.2015, publ. 19.04.2017. (In Russ.).
- [13] Pismenny 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.).
- [14] Pismenny V.L. *Sposob okhlazhdeniya turbinnykh lopatok* [Method of cooling gas turbine engine vanes]. Patent RU 2409745. Appl. 27.07.2009, publ. 20.01.2011. (In Russ.).
- [15] Pismenny V.L. *Turboezhektorny dvigatel i sposob ego regulirovaniya* [Turbo-jet engine and control method thereof]. Patent RU 2645373. Appl. 14.05.2016, publ. 21.02.2018. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 19.12.2022

Информация об авторе

ПИСЬМЕННЫЙ Владимир Леонидович — кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник. Государственный летно-испытательный центр 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. State Flight Test Centre named after V.P. Chkalov (146507, Ahtubinsk, Russian Federation, Military Unit 18347, e-mail: vladimir@tecserv.info).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Письменный В.Л. Методы и способы повышения температуры газа перед турбиной газотурбинного двигателя. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 6, с. 108–118, doi: [10.18698/0536-1044-2023-6-108-118](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-108-118)

Please cite this article in English as:

Pismenny V.L. Methods and techniques used in increasing gas temperature in front of the gas turbine engine turbine. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2023, no. 6, pp. 108–118, doi: [10.18698/0536-1044-2023-6-108-118](https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-6-108-118)