

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ ЗА СЧЁТ ОРГАНИЗАЦИИ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ В ТУРБИНЕ

© 2017

М. А. Мураева аспирант кафедры авиационных двигателей;
Уфимский государственный авиационный технический университет;
marija_muraeva@rambler.ru

И. М. Горюнов доктор технических наук, профессор кафедры авиационных двигателей;
Уфимский государственный авиационный технический университет;
gorjunov@mail.ru

Приводятся результаты исследования применения изотермического расширения в турбине газотурбинных двигателей как способа совершенствования термодинамического цикла. Приведены уравнения работы и коэффициента полезного действия идеального цикла газотурбинного двигателя с изотермическим расширением в турбине, на основе которых выполнен сравнительный анализ рассматриваемого и традиционного циклов газотурбинного двигателя с адиабатическим расширением. Для термодинамического исследования реального изотермического расширения в турбине газотурбинного двигателя на основе трёхмерного численного моделирования исследована характеристика турбины и получены поправки характеристики турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение. С применением полученных поправок и характеристики на основе сформированной методики выполнено исследование применения изотермического расширения в газотурбинных двигателях различных схем на основе термодинамических расчётов в рабочей точке и расчёта высотно-скоростных характеристик. Исследования подтверждают эффективность применения изотермического расширения как способа совершенствования термодинамического цикла турбореактивного одноконтурного и двухконтурного двигателя со смещением потоков и малой степенью двухконтурности, в особенности для самолётов со сверхзвуковой скоростью полёта.

Газотурбинный двигатель; термодинамический цикл; изотермическое расширение в турбине; численное моделирование.

Цитирование: Мураева М.А., Горюнов И.М. Совершенствование газотурбинного двигателя за счёт организации изотермического расширения в турбине // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2017. Т. 16, № 1. С. 51-61. DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-51-61

Введение

Уровень термогазодинамического совершенства газотурбинных двигателей (ГТД) с каждым десятилетием приближается к своему пределу, что относится как к показателям эффективности работы узлов ГТД, так и к основным термодинамическим параметрам цикла ГТД. Для двигателей шестого поколения, согласно данным ЦИАМ [1], температура газа перед турбиной должна составлять 2100 – 2350 К, а степень повышения давления 50 – 80.

Если высокое значение степени повышения давления в компрессоре возможно достичь конструктивно, то температура газа перед турбиной ограничена по своей природе адиабатической температурой сгорания стехиометрической топливовоздушной смеси (около 2400 К для авиационного керосина). Кроме того, высокий уровень температуры газа требует применения новых дорогостоящих жаропрочных, жаростойких материалов, покрытий и приводит к повышенному уровню эмиссии оксидов азота.

Альтернативным способом совершенствования ГТД как тепловой машины является применение сложных термодинамических циклов, в частности цикла ГТД, в котором теплоподвод осуществляется как в основной камере сгорания, так и в турбине, при этом в турбине организуется изотермическое расширение (рис. 1).

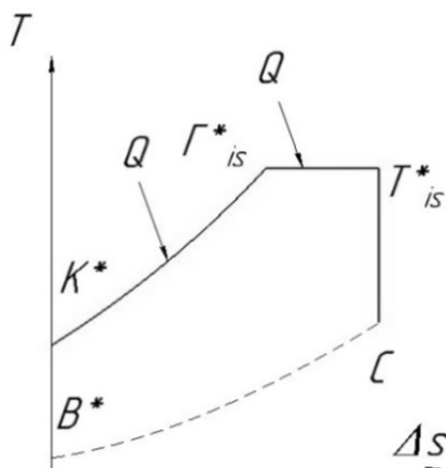


Рис. 1. Идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине

Реализация изотермического расширения в турбине осуществляется путём сжигания топлива непосредственно в межлопаточном канале и представляет собой малоизученную трудоёмкую и комплексную задачу, решение которой требует детальных и весьма затратных исследований. Прежде чем приступить к таким исследованиям, необходимо доказать целесообразность рассматриваемого пути совершенствования ГТД на уровне комплексных термодинамических исследований. При этом важно учитывать влияние изотермического расширения на эффективность турбины.

Идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине

Базовым условием применения термодинамического цикла является его эффективность, которая оценивается работой и коэффициентом полезного действия (КПД) цикла. Для идеального цикла ГТД с изотермическим расширением авторами получены уравнения работы $L_{Ц\text{ид}}$ и термического КПД η_t цикла:

$$L_{Ц\text{ид}} = C_p T_\Gamma^* \left(1 - \frac{\left(\exp \left[\frac{k}{k-1} \frac{T_B^*}{T_\Gamma^*} \left(\pi_\kappa^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right] \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\pi_\kappa^* \pi_V} \right) - \frac{V_n^2}{2}; \quad (1)$$

$$\eta_t = \frac{\left(1 - \frac{\left(\exp \left[\frac{k}{k-1} \frac{T_B^*}{T_\Gamma^*} \left(\pi_\kappa^{*\frac{k-1}{k}} - 1 \right) \right] \right)^{\frac{k-1}{k}}}{\pi_\kappa^* \pi_V} \right) - \frac{V_n^2}{2C_p T_\Gamma^*}}{1 - \frac{T_B^*}{T_\Gamma^*} - \frac{V_n^2}{2C_p T_\Gamma^*}}. \quad (2)$$

Здесь C_p – теплоёмкость рабочего тела при постоянном давлении; T_g^* – температура заторможенного потока перед турбиной; k – показатель изэнтропы; T_B – температура потока на входе в ГТД; T_B^* – температура заторможенного потока на входе в ГТД; π_k^* – степень повышения давления в компрессоре ГТД; π_V – степень повышения давления при торможении потока во входном устройстве; $V_{п}$ – скорость полёта.

На рис. 2 представлено сравнение работы и КПД идеальных циклов ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением.

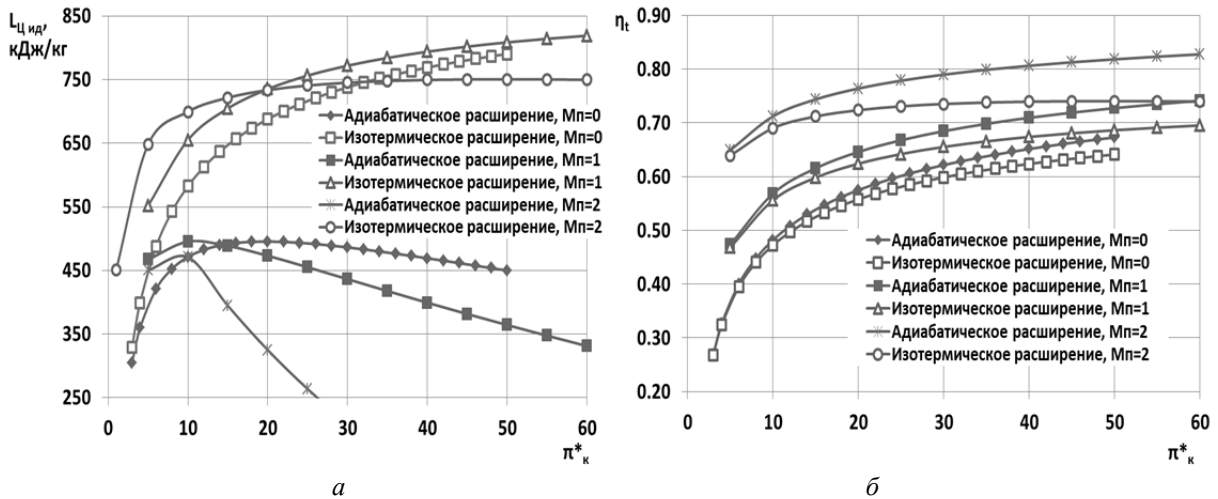


Рис. 2. Работа (а) и термический КПД (б) идеального цикла ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением в турбине при $T_g^* = 1500 \text{ K}$

При одинаковых параметрах цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине имеет большую работу и меньший термический КПД, чем цикл ГТД с адиабатическим расширением, даже при увеличении скорости полёта. Однако работа цикла увеличивается в большей степени, чем уменьшается термический КПД. Например, при нулевой скорости полёта, степени повышения давления в компрессоре равной 20 и температуре газа перед турбиной равной 1500 К работа цикла с изотермическим расширением больше работы цикла с адиабатическим расширением на 39%, а КПД меньше на 3%.

Важнейшей особенностью цикла ГТД с изотермическим расширением в турбине является большое значение оптимальной степени повышения давления в компрессоре. Фактически при параметрах цикла ГТД, не выходящих из современного статистического диапазона, увеличение степени повышения давления в компрессоре приводит к увеличению работы и КПД цикла ГТД с изотермическим расширением. Увеличение скорости полёта приводит к уменьшению оптимальной степени повышения давления в компрессоре, однако предыдущее утверждение остаётся верным вплоть до числа Маха полёта ($M_{п}$), равного двум.

Таким образом, при одновременном увеличении степени повышения давления в компрессоре и уменьшении температуры газа перед турбиной идеальный цикл ГТД с изотермическим расширением позволяет обеспечить требуемую работу цикла при большем термическом КПД. Температура газа при этом снижается на 25% и более [2].

Поэтому с точки зрения идеального цикла ГТД целесообразность применения изотермического расширения в турбине обоснована.

Реальный процесс изотермического расширения в турбине ГТД

Для синтезирования реального процесса работы ГТД с изотермическим расширением в турбине разработана методика термодинамического расчёта турбины с изотермическим расширением. Методика реализована в составе модуля *Turbinals* (зарегистрирован в Роспатенте № 2016614665 от 27.04.2016 г.) в системе математического моделирования тепловых, энергетических и комбинированных установок *DVIGwT* и описана в [3]. При расчёте в модуле *Turbinals* предусмотрена возможность учёта характеристики турбины ГТД.

Изотермическое расширение оказывает влияние на КПД и пропускную способность турбины. Для учёта этого влияния при расчёте ГТД на базе трёхмерного численного моделирования выполнен расчёт характеристики турбины с адиабатическим и изотермическим расширением с одинаковыми геометрическими параметрами. Моделирование производилось в программном комплексе *ANSYS CFX*. Сформированная расчётная модель основывается на традиционных верифицированных подходах, применяемых в инженерных расчётах турбин и камер сгорания и поэтому сочетает в себе простоту с достаточной точностью. Применялась модель турбулентности *SST* и модель горения *EDM*, моделировался двухступенчатый глобальный механизм реакции горения. В качестве объекта исследования выбрана одноступенчатая турбина высокого давления (ТВД) двигателя для истребителя поколения IV+.

Как КПД, так и пропускная способность турбины с изотермическим расширением меньше, чем турбины с адиабатическим расширением, причём разница существенно зависит от режима работы турбины и эта зависимость нелинейная (рис. 3, 4). Относительная разница КПД турбин с изотермическим и адиабатическим расширением имеет зависимость от относительной степени понижения давления, близкую к кубической. Зависимость относительной разницы пропускной способности турбины от относительной степени понижения давления сложная.

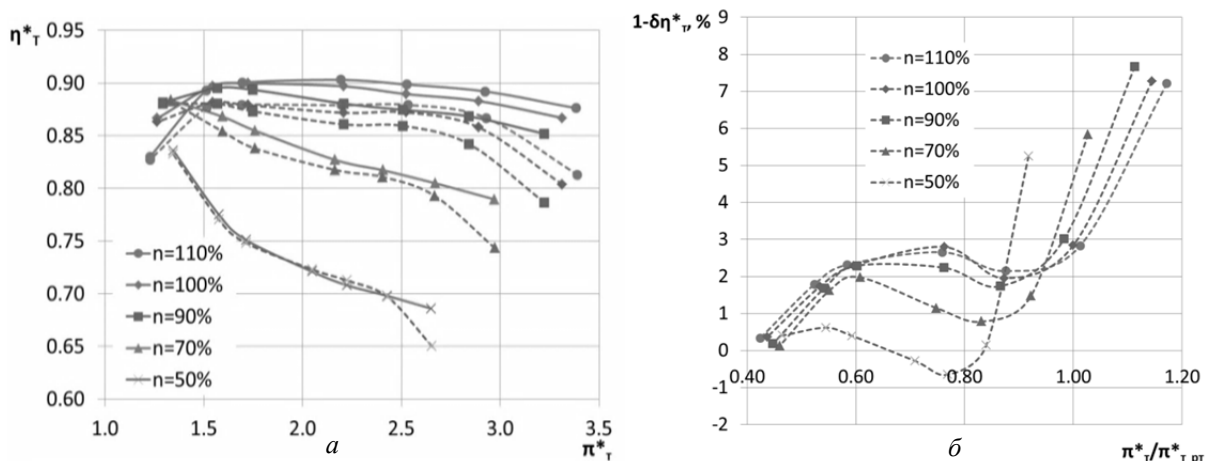


Рис. 3. КПД турбины с адиабатическим (сплошная кривая) и изотермическим (пунктирная кривая) расширением (а) и их относительная разница (б):

$$\eta_{\tau}^* - \text{КПД турбины}; \quad 1 - \delta\eta_{\tau}^* = 1 - \frac{\eta_{\tau is}^*}{\eta_{\tau ad}^*} - \text{относительная разница КПД турбины}$$

с адиабатическим и изотермическим расширением; π_{τ}^* – степень понижения давления в турбине; $\pi_{\tau pr}^*$ – степень понижения давления в турбине на расчётном режиме работы турбины; n – частота вращения турбины (относительно частоты вращения на расчётном режиме работы турбины)

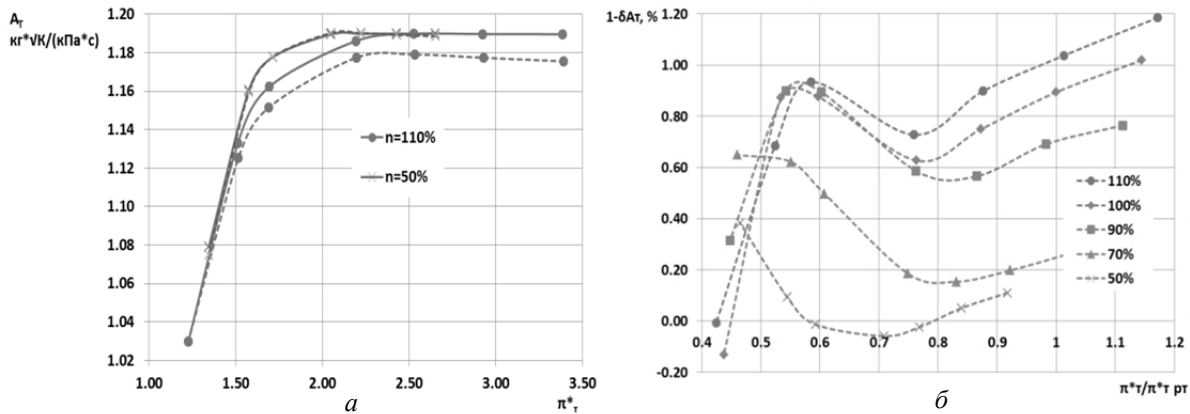


Рис. 4. Пропускная способность турбины с адиабатическим (сплошная кривая) и изотермическим (пунктирная кривая) расширением (а) и их относительная разница (б):

A_T – пропускная способность турбины; $1 - \delta A_T = 1 - \frac{A_{Tis}}{A_{Tad}}$ – относительная разница пропускной способности турбины с адиабатическим и изотермическим расширением

При изотермическом расширении меняется характер распределения основных термогазодинамических параметров вдоль межлопаточного канала турбины в сравнении с адиабатическим расширением. Фактическое изменение полной температуры газа вдоль межлопаточного канала турбины при исследованных способах подвода топлива в межлопаточный канал не является изотермическим. Полная температура потока газа на выходе из соплового аппарата резко увеличивается, а затем плавно уменьшается при течении вдоль рабочего колеса.

Максимально возможная температура газа на входе в рабочее колесо турбины, которая будет достигаться при полном сгорании топлива в осевом зазоре, меньше, чем фактическая максимальная температура (на 20-30 К в исследованных моделях). Пик температуры на входе в рабочее колесо будет тем меньше, чем большая доля топлива будет сгорать непосредственно в межлопаточном канале рабочего колеса, однако при этом возможен местный перегрев рабочей лопатки. Поэтому исследование способа сжигания топлива в межлопаточном канале турбины необходимо проводить на основе совмещённого теплового и газодинамического расчётов. Решение этой проблемы выходит за рамки поставленных задач, однако является перспективным направлением дальнейшего развития тематики исследования.

На базе трёхмерного расчёта характеристики авторами получена поправка КПД турбины $\delta \eta_T^*$ для пересчёта известной характеристики одноступенчатой турбины с адиабатическим расширением в характеристику турбины с изотермическим расширением. Такая характеристика турбины может применяться на начальных этапах исследования и проектирования ГТД с изотермическим расширением, когда не известны фактические геометрические параметры турбины, но имеется характеристика турбины двигателя-прототипа. Поправка КПД с достаточной точностью аппроксимируется двухпараметрической полиномиальной зависимостью от параметра частоты вращения $\frac{n}{\sqrt{T_{Г^*}}}$ и степени понижения давления в турбине:

$$\begin{aligned}
 \delta\eta_T^* = & \left[b_{00} + b_{01} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right) + b_{02} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right)^2 \right] + \\
 & + \left[b_{10} + b_{11} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right) + b_{12} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right)^2 \right] \left(\frac{\pi_T^*}{\pi_{TPT}^*} \right) + \\
 & + \left[b_{20} + b_{21} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right) + b_{22} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right)^2 \right] \left(\frac{\pi_T^*}{\pi_{TPT}^*} \right)^2 + \\
 & + \left[b_{30} + b_{31} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right) + b_{32} \left(\frac{n/\sqrt{T_G^*}}{n/\sqrt{T_{GPT}^*}} \right)^2 \right] \left(\frac{\pi_T^*}{\pi_{TPT}^*} \right)^3.
 \end{aligned}
 \tag{3}$$

Здесь $\delta\eta_T^* = \frac{\eta_{Tis}^*}{\eta_{Tad}^*}$ – поправка КПД турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение (равна отношению КПД турбины с изотермическим расширением к КПД турбины с адиабатическим расширением); $\frac{n}{\sqrt{T_{GPT}^*}}$ – параметр частоты вращения на расчётном режиме работы турбины; b_{ij} – коэффициенты в двухпараметрической полиномиальной зависимости (табл. 1).

Таблица 1. Значения коэффициентов в двухпараметрической полиномиальной зависимости (3)

j	0	1	2	3
b_{j0}	2,46936	-8,05615	13,98879	-7,85950
b_{j1}	-1,09071	7,952975	-16,70157	10,69266
b_{j2}	0,07109	-1,86795	5,33062	-3,96577

Минимальное значение коэффициента достоверности аппроксимации R^2 составляет 0,939. Пересчёт КПД исследуемой ТВД с адиабатическим расширением с помощью двухпараметрического полинома даёт значение КПД ТВД с изотермическим расширением с погрешностью – 0,93...1,09 % от значений, полученных в рассмотренных точках по результатам численного исследования.

Поправку пропускной способности турбины с адиабатическим расширением на изотермическое расширение ввиду сложности зависимости аппроксимировать двухпараметрическим полиномом не представляется возможным. Однако ей можно пренебречь на начальных этапах проектирования ввиду малого значения (максимальная относительная разница пропускной способности турбины с адиабатическим и изотермическим расширением составляет 1,19 % в рассмотренном диапазоне режимов работы турбины).

Помимо КПД и пропускной способности важным параметром, характеризующим эффективность работы турбины ГТД с изотермическим расширением, является полнота сгорания топлива η_r . Согласно исследованиям [4], полнота сгорания топлива составляет 0,95-0,99 в турбине с изотермическим расширением, подвод топлива в которую конструктивно реализован в переходном канале между турбинами высокого и низкого давления, совмещённым с сопловым аппаратом турбины низкого давления с применением нишевых стабилизаторов пламени. Других экспериментальных данных по полноте сго-

рания топлива при изотермическом расширении в турбине не найдено. Исследование полноты сгорания топлива в канале турбины на различных режимах работы турбины требует отдельного детального исследования, которое выходит за рамки возможностей применяемой расчётной модели. Очевидно, что уменьшение полноты сгорания топлива в турбине приводит к увеличению расхода топлива, необходимого для обеспечения изотермического расширения. На рис. 5 представлено как при этом будет изменяться относительный удельный расход топлива $C_{уд}$ турбореактивного одноконтурного двигателя (ТРД) и турбореактивного двухконтурного двигателя со смешением потоков (ТРДД_{см}). При уменьшении полноты сгорания от 0,995 до 0,900 удельный расход топлива увеличивается на 2-3 %.

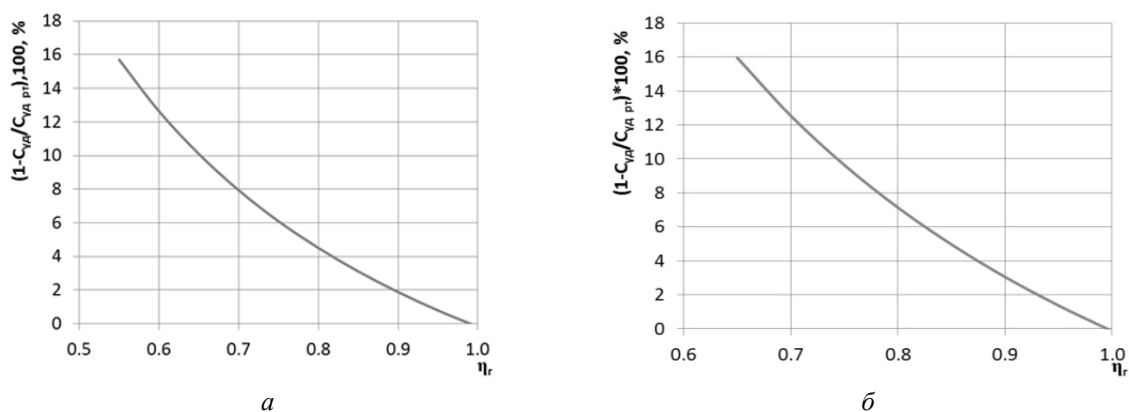


Рис. 5. Изменение относительного удельного расхода топлива ТРД (а) и ТРДД_{см} (б) с изотермическим расширением в турбине при изменении полноты сгорания топлива

С применением полученной расчётной характеристики турбины с изотермическим расширением и поправок КПД выполнено исследование эффективности организации изотермического расширения в турбине ТРД и ТРДД_{см} на основе термодинамических расчётов ГТД на взлётном режиме и расчётов высотно-скоростных характеристик (ВСХ).

На рис. 6 представлены ВСХ ТРД с адиабатическим и изотермическим расширением, рассчитанные при полноте сгорания топлива в турбине 0,995. Рассмотрено два варианта ТРД с изотермическим расширением: с параметрами цикла, как у ТРД с адиабатическим расширением, и с тягой и удельным расходом топлива на взлётном режиме, как у ТРД с адиабатическим расширением. Рис. 6 наглядно демонстрирует область целесообразного применения изотермического расширения в турбине ТРД. Независимо от высоты и скорости полёта применение последнего приводит к увеличению тяги двигателя P . С увеличением скорости полёта удельный расход топлива ТРД с изотермическим расширением становится меньше удельного расхода топлива ТРД с адиабатическим расширением.

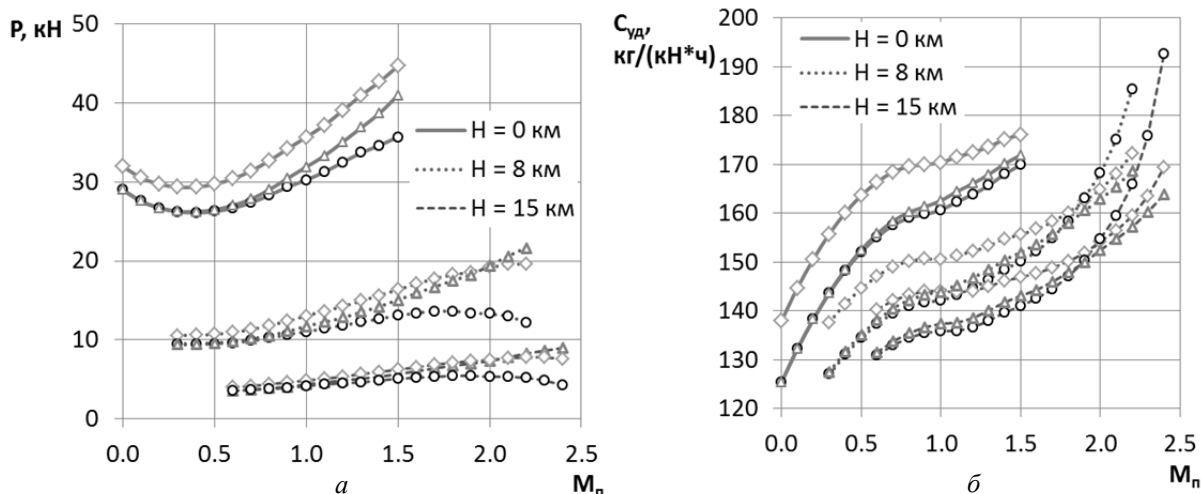


Рис. 6. Зависимость тяги (а) и удельного расхода топлива (б) ТРД от числа Маха и высоты полёта:

- – ТРД с адиабатическим расширением;
- ◇ – ТРД с изотермическим расширением и параметрами цикла, равными параметрам цикла ТРД с адиабатическим расширением (вариант 1);
- △ – ТРД с изотермическим расширением и тягой и удельным расходом топлива на взлётном режиме, как у ТРД с адиабатическим расширением (вариант 2)

На рис. 7 представлены аналогичные зависимости для ТРДД_{см}. В данном случае тяга двигателя с изотермическим расширением также выше тяги двигателя с адиабатическим расширением независимо от высоты и скорости полёта. С ростом скорости полёта сокращается разница удельного расхода топлива ТРДД_{см} с изотермическим и адиабатическим расширением, однако медленнее, чем для ТРД.

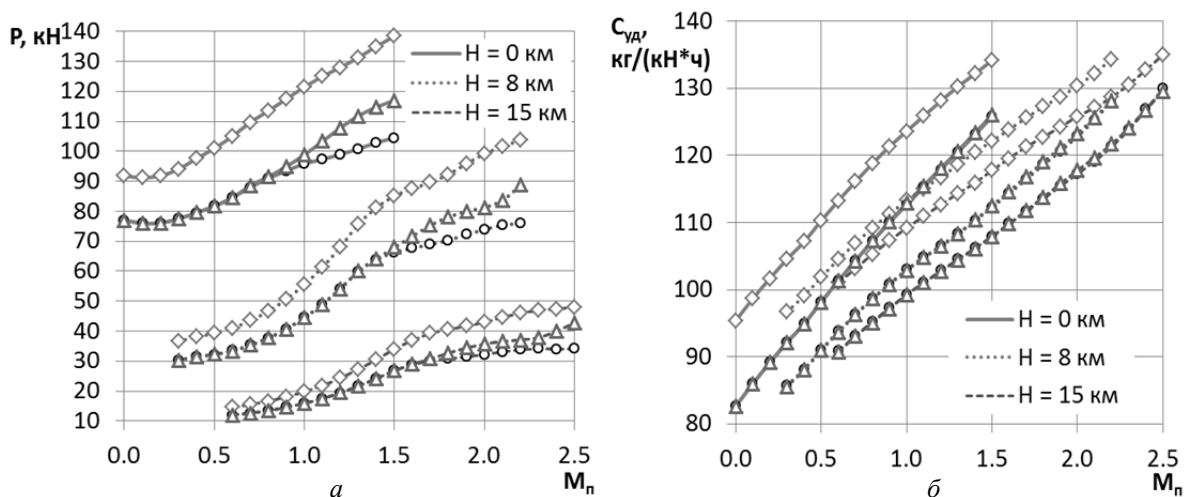


Рис. 7. Зависимость тяги (а) и удельного расхода топлива (б) ТРДД_{см} от числа Маха и высоты полёта:

- – ТРДД_{см} с адиабатическим расширением;
- ◇ – ТРДД_{см} с изотермическим расширением и параметрами цикла, равными параметрам цикла ТРДД_{см} с адиабатическим расширением (вариант 1);
- △ – ТРДД_{см} с изотермическим расширением и тягой и удельным расходом топлива на взлётном режиме, как у ТРДД_{см} с адиабатическим расширением (вариант 2)

В табл. 2 приведена относительная разница тяги и удельного расхода топлива рассмотренных ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением на некоторых режимах полёта.

Таблица 2. Относительная разница тяги и удельного расхода топлива ГТД с изотермическим и адиабатическим расширением

Режим полёта	ТРД				ТРДД _{см}			
	Вариант 1		Вариант 2		Вариант 1		Вариант 2	
	$\delta P, \%$	$\delta C_{уд}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{уд}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{уд}, \%$	$\delta P, \%$	$\delta C_{уд}, \%$
$M_{п} = 0; H_{п} = 0$ км	10,2	10,0	0,0	0,0	19,2	15,5	0,0	0,0
$M_{п} = 2,2; H_{п} = 8$ км	60,7	-7,1	77,1	-9,1	36,6	4,8	16,9	-0,1
$M_{п} = 2,4; H_{п} = 15$ км	78,9	-12,1	112,3	-15,0	40,8	3,9	25,5	-0,3

Выполненный сравнительный анализ ВСХ ГТД различных схем с адиабатическим и изотермическим расширением позволил выявить область целесообразного применения изотермического расширения в ГТД и основные достоинства в сравнении с ГТД с адиабатическим расширением в турбине:

- изотермическое расширение в турбине ГТД тем эффективнее, чем выше степень повышения давления в компрессоре и ниже степень двухконтурности;

- при организации изотермического расширения в турбине можно обеспечить удельный расход топлива и тягу ГТД при меньшей на 10-12 % температуре газа перед турбиной в сравнении с ГТД с адиабатическим расширением. В случае ТРДД_{см} при этом максимально возможная температура газа на входе в рабочее колесо ТВД выше, чем при адиабатическом расширении; обеспечение меньшей максимально возможной температуры возможно ценой увеличения удельного расхода топлива;

- при температуре газа перед турбиной, как при адиабатическом расширении, ГТД с изотермическим расширением в турбине обладает большей удельной тягой. Следовательно для получения требуемой тяги необходим меньший расход воздуха и соответственно меньшие диаметральные размеры двигателя;

- независимо от схемы ГТД изотермическое расширение в турбине при тех же параметрах цикла и расходе воздуха даёт выигрыш в тяге (в рассмотренных случаях до 20 % на взлётном режиме);

- преимущество ГТД с изотермическим расширением увеличивается с увеличением скорости полёта. Например для ТРД, у которого параметры цикла на взлётном режиме равны параметрам цикла ТРД с адиабатическим расширением на режиме $M_{п} = 2,4, H_{п} = 15$ км, выигрыш в тяге составляет 112,3 %, а удельный расход топлива на 15% при этом ниже, чем у ТРД с адиабатическим расширением.

Полученные результаты подтверждают эффективность применения изотермического расширения как способа совершенствования термодинамического цикла ТРД и ТРДД_{см} с малой степенью двухконтурности, в особенности для самолётов со сверхзвуковой скоростью полёта.

Следует отметить, что в наземных ГТД изотермическое расширение в турбине как способ достижения требуемой мощности при меньшей температуре газа может применяться для снижения уровня эмиссии.

Для перспективных двигателей усложнение термодинамического цикла за счёт изотермического расширения в турбине может служить альтернативой циклу ГТД с адиабатическим расширением, поскольку температура газа перед турбиной ограничена.

Библиографический список

1. Скибин В.А., Солонин В.И., Палкин В.А. Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). М.: Центральный институт авиационного моторостроения, 2010. 673 с.
2. Мураева М.А., Горюнов И.М., Харитонов В.Ф. Цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2015. Т. 19, № 2 (68). С. 111-118.
3. Мураева М.А., Горюнов И.М., Харитонов В.Ф. Термодинамические основы изотермического расширения и методика расчёта турбины ГТД с изотермическим расширением // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2015. Т. 19, № 3 (69). С. 111-118.
4. Thornburg H., Sekar B., Zelina J., Greenwood R. Numerical study of an inter-turbine burner concept with curved radial vane // 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, 2007. DOI: 10.2514/6.2007-649

IMPROVEMENT OF GAS TURBINE ENGINES DUE TO ISOTHERMAL EXPANSION IN THE TURBINE

© 2017

M. A. Muraeva Postgraduate Student of the Department of Aircraft Engines;
Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation;
marija_muraeva@rambler.ru

I. M. Gorjunov Doctor of Science (Engineering), Professor, Professor of the Department of Aircraft Engines;
Ufa State Aviation Technical University, Ufa, Russian Federation;
gorjunov@mail.ru

The article presents the results of the study of application of isothermal expansion in the turbine of gas turbine engines as a way of improving the thermodynamic cycle. We present equations of work and ideal cycle efficiency of a gas turbine engine with isothermal expansion in the turbine. We performed a comparative analysis of the cycle under consideration and the traditional cycle of a gas turbine engine with adiabatic expansion on the basis of the equations mentioned above. In order to carry out a thermodynamic study of real isothermal expansion in the turbine of a gas turbine engine on the basis of 3D numerical simulation we examined the turbine characteristics and determined corrections of an adiabatic- expansion turbine characteristics for isothermal expansion. By using the obtained correction data and characteristics, on the basis of the method formed, we investigated the use of isothermal expansion in gas turbine engines of various schemes based on thermodynamic calculation at a set point and calculation of altitude-speed performance. The studies prove the efficiency of using isothermal expansion as a way of improving the thermodynamic cycle of turbojet engines and turbofan engines with a low-bypass ratio, in particular with reference to supersonic military and civil aircraft.

Gas turbine engine; thermodynamic cycle; isothermal expansion in turbine.

Citation: Muraeva M.A., Gorjunov I.M. Improvement of gas turbine engines due to isothermal expansion in the turbine. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2017. V. 16, no. 1. P. 51-61.
DOI: 10.18287/2541-7533-2017-16-1-51-61

References

1. Skibin V.A., Solonin V.I., Palkin V.A. *Raboty vedushchikh aviadvigatelestroitel'nykh kompaniy v obespechenie sozdaniya perspektivnykh aviatsionnykh dvigateley (analiticheskiy obzor)* [Works of leading aircraft-engine makers for the purpose of producing advanced air-

craft engines (analytical review)]. Moscow: Central Institute of Aviation Motors Publ., 2010. 673 p.

2. Muraeva M.A., Gorjunov I.M., Kharitonov V.F. GTE (gas turbine engine) cycle with isothermal expansion in turbine. *Vestnik UGATU*. 2015. V. 19, no. 2 (68). P. 111-118. (In Russ.)

3. Muraeva M.A., Gorjunov I.M., Kharitonov V.F. Thermodynamic foundations of isothermal expansion and methods of turbine GTE (gas turbine engine) calculation with isothermal expansion. *Vestnik UGATU*. 2015. V. 19, no. 3 (69). P. 111-118. (In Russ.)

4. Thornburg H., Sekar B., Zelina J., Greenwood R. Numerical study of an inter-turbine burner concept with curved radial vane. *45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Reno, Nevada, 2007. DOI: 10.2514/6.2007-649