

УДК 621.452

## ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ В ТУРБИНЕ ГТД РАЗЛИЧНЫХ СХЕМ

М. А. МУРАЕВА<sup>1</sup>, И. М. ГОРЮНОВ<sup>2</sup>, В. Ф. ХАРИТОНОВ<sup>3</sup>

<sup>1</sup>marija\_muraeva@rambler.ru, <sup>2</sup>gorjunov@mail.ru, <sup>3</sup>vkhariton@yandex.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 22.12.2013

**Аннотация.** Анализируется целесообразность применения турбины с изотермическим расширением в составе ГТД различных схем на взлетном режиме и при полете на различной высоте и скорости.

**Ключевые слова:** изотермическое расширение, турбина.

### ВВЕДЕНИЕ

В связи с высоким уровнем совершенства авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) все более актуальной становится проблема получения термодинамических параметров, обеспечивающих улучшение эксплуатационных показателей ГТД. Если высокого значения степени повышения давления в компрессоре возможно достичь конструктивно, то температура газа перед турбиной ограничена по своей природе температурой адиабатического сгорания стехиометрической топливовоздушной смеси. Кроме того, высокий уровень температуры требует применения дорогостоящих жаропрочных, жаростойких материалов и приводит к повышенному уровню эмиссии оксидов азота.

Одним из направлений совершенствования ГТД как тепловой машины является применение сложных термодинамических циклов, например, цикла с изотермическим расширением в турбине [1]. Последнее предлагается осуществить путем организации подвода тепла к рабочему телу за счет сжигания дополнительного количества топлива в межлопаточном канале турбины.

В настоящей работе анализируется целесообразность применения турбины с изотермическим расширением в составе ГТД различных схем на взлетном режиме и при полете на различной высоте и скорости.

Термодинамические расчеты ГТД различных схем производились в системе имитационного моделирования DVIGwT, основанной на модульной (элементной) технологии построения расчетной модели. Методика термодинамиче-

ского расчета турбины с изотермическим расширением реализована в составе базового алгоритма модуля «Турбина газовая» в системе моделирования DVIGwT [2].

### ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ В ТРД(Ф)

#### ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ

В качестве объекта анализа рассмотрен турбореактивный двигатель (ТРД) с параметрами, близкими к параметрам ТРД для сверхзвукового беспилотного летательного аппарата (базовыми параметрами). Произведено сравнение четырех вариантов двигателя:

- ТРД с базовыми параметрами (в таблице и на рисунках ТРД);
- ТРД с форсажной камерой (ФК), имеющей температуру на выходе 2000 К (в таблице и на рисунках ТРД $_{T^*_{\text{ф}}=2000}$ );
- ТРД с ФК и температурой в ФК, равной температуре на выходе из камеры сгорания (в таблице и на рисунках ТРД $_{T^*_{\text{ф}}=T^*_{\text{г}}}$ );
- ТРД с изотермическим расширением в турбине.

Рассмотрены четыре варианта ТРД с изотермическим расширением в турбине:

- параметры ТРД совпадают с базовыми параметрами (в таблице и на рисунках ТРД $_{is}$ );
- при сохранении температуры газа перед турбиной, равной базовой, степень повышения давления в компрессоре увеличена таким образом, чтобы удельный расход топлива двигателя с изотермическим расширением совпадал

с удельным расходом базового двигателя (в таблице и на рисунках  $TRD_{isT^*_r=const, C_{уд0}=const}$ );

– при сохранении степени повышения давления в компрессоре, равной базовой, температура газа на выходе из камеры сгорания уменьшена таким образом, чтобы тяга ТРД с изотермическим расширением совпала с тягой базового ТРД (в таблице и на рисунках  $TRD_{is\pi_k=const, P_0=const}$ );

– при сохранении температуры газа как в предыдущем случае степень повышения давления увеличена таким образом, чтобы удельный расход топлива двигателя с изотермическим расширением совпал с базовым удельным расходом топлива (в таблице и на рисунках  $TRD_{isC_{уд0}=const}$ ).

В табл. 1 приведены значения основных параметров рассмотренных вариантов ТРД, а также относительная разница тяги и удельного расхода топлива по сравнению с базовыми.

При неизменной температуре газа и степени повышения давления в компрессоре изотермическое расширение в турбине приводит к увеличению расхода топлива, поскольку к требуемому для поддержания температуры газа перед турбиной добавляется расход топлива, обеспечивающий изотермическое расширение. Тяга возрастает вследствие увеличения температуры и давления на срезе сопла. Давление увеличивается в результате уменьшения степени понижения давления в турбине. Последняя, в свою очередь, уменьшается в результате того, что при изотермическом расширении турбина совершает ту же работу при меньшей степени понижения давления.

При сохранении температуры газа в турбине, равной базовой, увеличение степени повышения давления в компрессоре приводит к увеличению тяги и уменьшению удельного расхода топлива. Это связано с тем, что базовая степень повышения давления является оптимальной для ТРД, а оптимальная степень повышения давления для двигателя с изотермическим расширением не достижима в статистическом диапазоне, и ее увеличение приводит к повышению эффективности цикла.

При организации изотермического расширения можно получить требуемую тягу двигателя при меньшей температуре газа в турбине. При условии сохранения базовой степени повышения давления в компрессоре температура газа для получения базовой тяги снижена на 10 %. При сохранении этой температуры, увеличение степени повышения давления приводит к снижению удельного расхода топлива, в результате при достижении базового удельного расхода топлива можно получить большую тягу при меньшей температуре газа перед турбиной.

При высокой температуре газа в форсажной камере ТРДФ позволяет получить большую тягу, чем двигатель с изотермическим расширением в турбине, но требует значительно большего расхода топлива. Однако в сравнении с ТРДФ с одинаковой температурой газа на выходе из камеры сгорания и на входе в форсажную камеру сгорания, двигатель с изотермическим расширением в турбине обеспечивает большую тягу при меньшем удельном расходе топлива.

Таблица 1

Сравнение основных параметров рассмотренных вариантов ТРД

Вариант ТРД	$T^*_r$ , К	$T^*_\phi$ , К	$\pi_k$	$P$ , кН	$\delta P$ по отношению к ТРД, %	$C_{уд}$ , кг/кН ч	$\delta C_{уд}$ по отношению к ТРД, %
ТРД	1268	–	4,53	29,00	0,0	125,3	0,0
ТРДФ $T^*_\phi=2000$	1268	2000	4,53	38,90	34,2	224,8	79,3
ТРДФ $T^*_\phi = T^*_r$	1268	1268	4,53	30,52	5,2	145,5	16,0
ТРД $is$	1268	–	4,53	32,43	11,8	136,9	9,2
ТРД $isT^*_r=const, C_{уд0}=const$	1268	–	6,55	35,45	22,2	125,3	0,0
ТРД $is\pi_k=const; P_0=const$	1140	–	4,53	29,07	0,2	129,9	3,6
ТРД $isC_{уд0}=const$	1140	–	5,20	30,13	3,9	125,4	0,0

### СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Рассмотрим скоростные характеристики вариантов ТРД, указанных в предыдущем пункте (за исключением ТРДФ $_{T^*_{ф}=2000K}$  в связи с несравнимо высоким уровнем параметров в рабочей точке). Закон регулирования для всех типов двигателей выбран одинаковым: физическая частота вращения ротора поддерживается постоянной и равной 95 %. В случае ТРДФ температура в форсажной камере при изменении скорости полета меняется так же, как температура на входе в турбину.

На рис. 1 представлены зависимости тяги и удельного расхода топлива рассматриваемых типов ТРД от скорости полета.

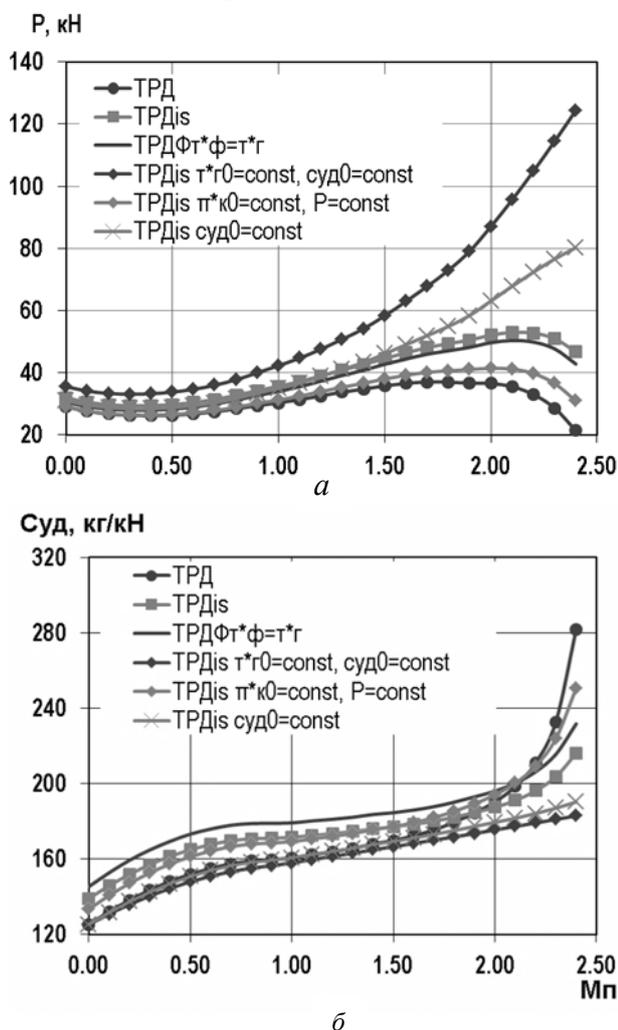


Рис. 1. Зависимость тяги (а) и удельного расхода топлива (б) различных типов ТРД от числа Маха полета

С увеличением скорости полета эффективность ТРД с изотермическим расширением и базовыми параметрами по сравнению с базовым ТРД увеличивается. Тяга ТРД с изотермическим расширением все более преобладает над тягой ТРД, разница между удельными рас-

ходами сокращается. При числе Маха полета 1,8 удельный расход топлива двигателя с изотермическим расширением и параметрами, равными базовым, становится равным удельному расходу ТРД. Увеличение эффективности двигателя с изотермическим расширением связано с увеличением суммарной степени повышения давления при увеличении скорости полета, приводящим к повышению эффективности цикла. На эффективность ТРД рост числа Маха полета влияет отрицательно: суммарная степень повышения давления становится выше оптимальной.

При равенстве удельного расхода топлива и температуры газа перед турбиной в рабочей точке базовым значениям, тяга двигателя с изотермическим расширением преобладает над тягой ТРД во всем диапазоне скоростей полета. Максимальное превышение имеет место при числе Маха полета более 1,25. Удельный расход топлива двигателя с изотермическим расширением при этом меньше удельного расхода ТРД при любом, отличном от нуля числе Маха полета.

Равенство удельных расходов топлива при уменьшенной температуре газа перед турбиной и увеличенной степени повышения давления в компрессоре сохраняется при числе Маха полета от нуля до 1,7, при большей скорости полета удельный расход двигателя с изотермическим расширением меньше удельного расхода ТРД. Температура газа перед турбиной двигателя с изотермическим расширением меньше температуры газа ТРД вплоть до числа Маха полета 1,9 (рис. 2).

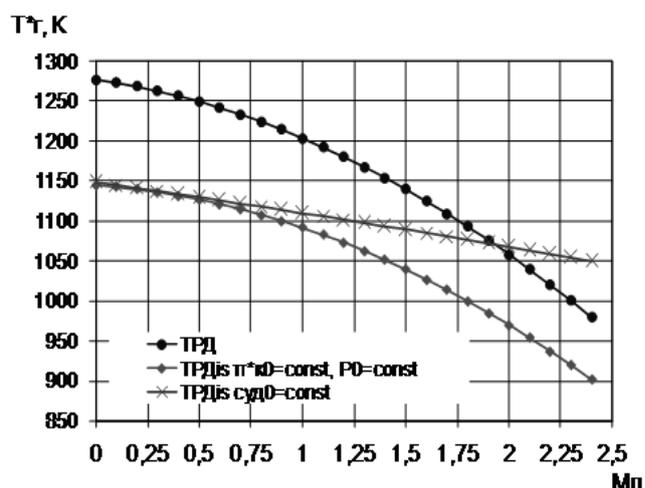
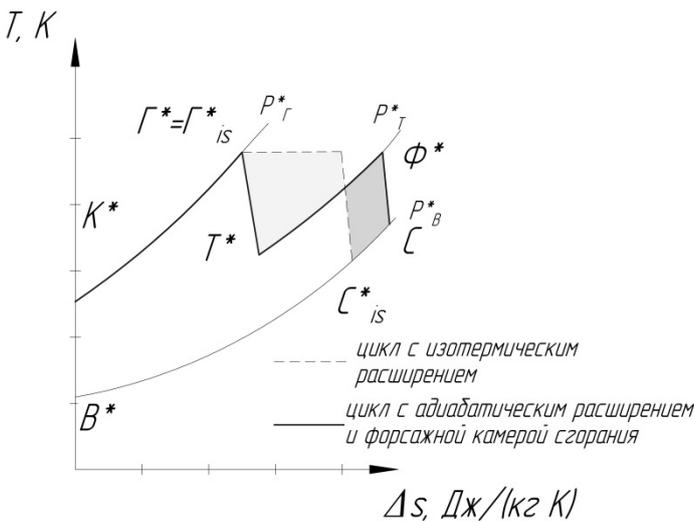


Рис. 2. Зависимость температуры газа перед турбиной от числа Маха полета

В случае равенства суммарной степени повышения давления и тяги в рабочей точке базовым значениям, тяга ТРД с изотермическим расширением превышает тягу ТРД при числе Маха полета более 0,75. Удельный расход топлива двигателя с изотермическим рас-

ширением больше удельного расхода топлива ТРД при числе Маха полета до двух, далее наблюдается обратная закономерность. Температура газа перед турбиной двигателя с изотермическим расширением меньше температуры газа ТРД во всем диапазоне скоростей полета.

Тяга двигателя с изотермическим расширением больше тяги ТРДФ, а удельный расход меньше во всем диапазоне скоростей полета. Это связано с тем, что в двигателе с изотермическим расширением горение происходит при большем давлении, а значит, способствует повышению эффективности цикла (рис. 3).

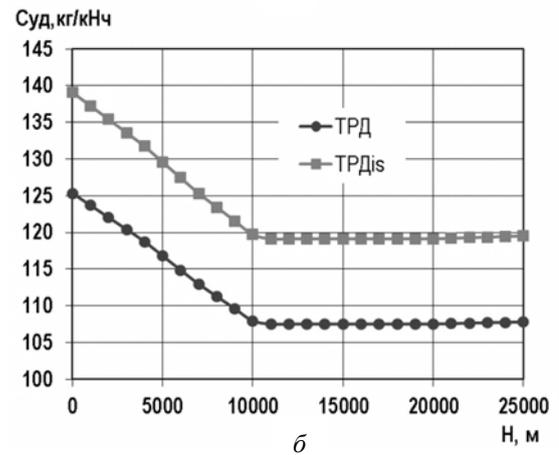
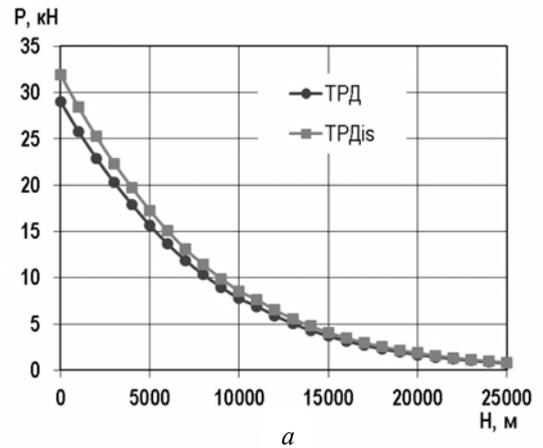


**Рис. 3.** Сравнение цикла ТРДФ и цикла с изотермическим расширением при одинаковой температуре в основной и форсажной камерах сгорания

**ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

Результаты расчета высотных характеристик приведены для ТРД с адиабатическим и изотермическим расширением с базовыми параметрами (рис. 4). Результаты расчета для остальных, рассматриваемых ранее, типов двигателя не приводятся, поскольку тенденции протекания зависимостей соответствуют описанным ниже. Закон регулирования для обоих типов двигателей выбран одинаковым: приведенная частота вращения ротора поддерживается постоянной.

Из рис. 4 видно, что с увеличением высоты полета разница между тягой ТРД с адиабатическим и изотермическим расширением сокращается. Зависимости удельного расхода топлива от высоты полета для ТРД с адиабатическим и изотермическим расширением протекают практически эквидистантно.



**Рис. 4.** Зависимость тяги (а) удельного расхода топлива (б) различных типов ТРД от высоты полета

**ЭФФЕКТИВНОСТЬ ПРИМЕНЕНИЯ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО РАСШИРЕНИЯ В ТРД(Ф)**

**ВЗЛЕТНЫЙ РЕЖИМ**

В качестве объекта анализа рассмотрен ТРДД с параметрами, близкими к параметрам ТРДД для сверхзвукового многофункционального истребителя поколения 4+, а также с параметрами, близкими к параметрам двигателя пятого поколения, для оценки эффективности применения изотермического расширения при различных термодинамических параметрах рабочих процессов. Далее по тексту параметры двигателя поколения 4+ называются базовыми низкими, а пятого поколения – базовыми высокими. Произведен анализ параметров шести вариантов двигателя:

- ТРДД с базовыми параметрами (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>4+</sub>; ТРДД<sub>5</sub>);
- ТРДД с общей форсажной камерой и с температурой газа на выходе форсажной камеры 2060 К (на рисунках и в таблице ТРДДФ<sub>4+</sub>);

– ТРДД с общей форсажной камерой и с температурой газа на выходе форсажной камеры, равной температуре газа на входе в турбину (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>4+</sub><sup>T\*Ф=T\*Г</sup>; ТРДД<sub>5</sub><sup>T\*Ф=T\*Г</sup>);

– ТРДД с изотермическим расширением в ТВД (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>4+</sub><sup>ТВДis</sup>; ТРДД<sub>5</sub><sup>ТВДis</sup>);

– ТРДД с изотермическим расширением в ТНД (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>4+</sub><sup>ТНДis</sup>; ТРДД<sub>5</sub><sup>ТНДis</sup>);

– ТРДД с изотермическим расширением как в ТНД, так и в ТВД (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>4+</sub><sup>ТВДis+ТНДis</sup>; ТРДД<sub>5</sub><sup>ТВДis+ТНДis</sup>).

Также приведены результаты термодинамического расчета на взлетном режиме двигателя с изотермическим расширением в ТВД и базовыми высокими параметрами при уменьшенной до такого уровня температуре газа перед турбиной, что тяга двигателя равна базовой высокой (на рисунках и в таблице ТРДД<sub>5</sub><sup>ТВДisP=const</sup>).

В табл. 2 и 3 приведены значения основных параметров рассмотренных вариантов ТРДД.

Как и в случае ТРД, при неизменной температуре газа и степени повышения давления в компрессоре, теплоподвод к турбине приводит к увеличению удельного расхода топлива и увеличению тяги. Причем в случае ТРДД с высокими и низкими базовыми параметрами эти величины увеличиваются в примерно одинаковой степени (тяга на 101,32 и 98,5 %, удельный расход топлива на 29,40 и 28,37 % в случае подвода тепла как в ТВД, так и в ТНД).

В отличие от ТРДФ, ТРДДФ позволяет получить значительно большую тягу, чем двигатель с изотермическим расширением как в случае высокой температуры газа в форсажной камере, так и в случае равенства температур в форсажной и основной камере сгорания. Это связано с тем, что тепло в турбине двухконтурного двигателя подводится лишь к части газа, определяемой степенью двухконтурности, а в форсажной камере тепло подводится ко всему объему газа.

Таблица 2

Сравнение параметров различных типов ТРДД поколения 4+

Вариант ТРД	$T^*_Г, К$	$T^*_Ф, К$	$\pi_{кнд}$	$\pi_{квд}$	$P, кН$	$\delta P$ по отношению к ТРДД <sub>4+</sub> , %	$C_{уд}, кг/кН ч$	$\delta C_{уд}$ по отношению к ТРДД <sub>4+</sub> , %
ТРДД <sub>4+</sub>	1660	–	3,54	6,46	80,27	–	77,78	–
ТРДДФ <sub>4+</sub>	1660	2000	3,54	6,46	127,19	58,5	177,60	128,3
ТРДДФ <sub>4+</sub> <sup>T*Ф=T*Г</sup>	1660	1660	3,54	6,46	112,14	39,7	144,15	85,3
ТРДД <sub>4+</sub> <sup>ТВДis</sup>	1660	–	3,54	6,46	94,71	18,0	90,40	16,2
ТРДД <sub>4+</sub> <sup>ТНДis</sup>	1660	–	3,54	6,46	87,58	9,1	88,43	13,7
ТРДД <sub>4+</sub> <sup>ТВДis+ТНДis</sup>	1660	–	3,54	6,46	101,35	26,3	99,85	28,4

Таблица 3

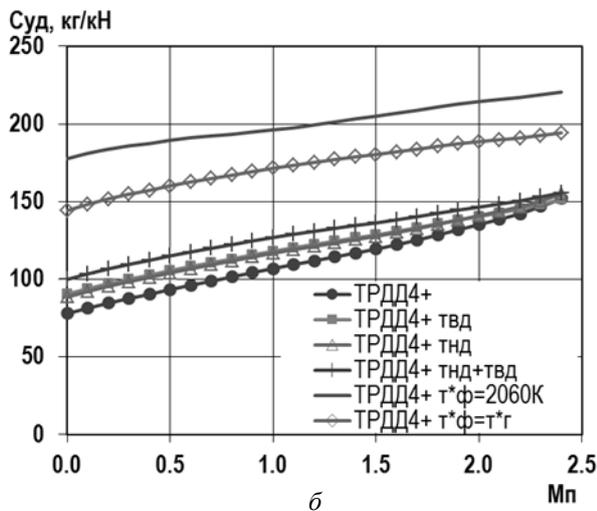
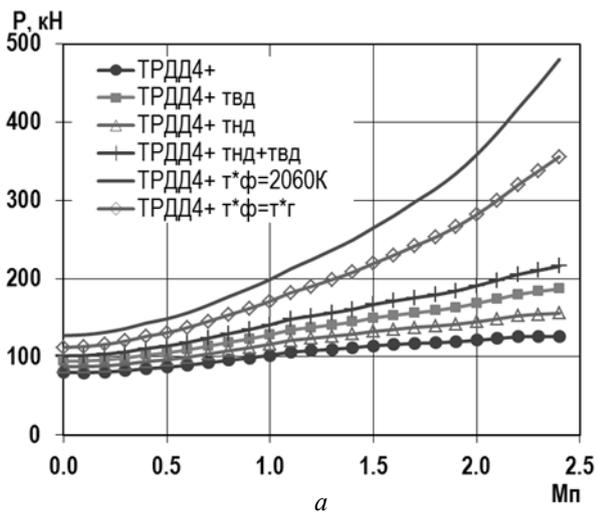
Сравнение параметров различных типов ТРДД поколения 5

Вариант ТРД	$T^*_Г, К$	$T^*_Ф, К$	$\pi_{кнд}$	$\pi_{квд}$	$P, кН$	$\delta P$ по отношению к ТРДД <sub>5</sub> , %	$C_{уд}, кг/кН ч$	$\delta C_{уд}$ по отношению к ТРДД <sub>5</sub> , %
ТРДД <sub>5</sub>	1950	–	4,25	9,00	101,32	–	78,8	–
ТРДД <sub>5</sub> <sup>T*Ф=T*Г</sup>	1950	1950	4,25	9,00	144,49	42,6	142,00	81,4
ТРДД <sub>5</sub> <sup>ТВДis</sup>	1950	–	4,25	9,00	118,49	16,9	92,89	18,6
ТРДД <sub>5</sub> <sup>ТНДis</sup>	1950	–	4,25	9,00	109,49	8,1	87,99	12,4
ТРДД <sub>5</sub> <sup>ТВДis+ТНДis</sup>	1950	–	4,25	9,00	125,94	24,3	101,32	29,4
ТРДД <sub>5</sub> <sup>ТВДisP=const</sup>	1610	–	4,25	9,00	101,12	0,0	80,48	2,1

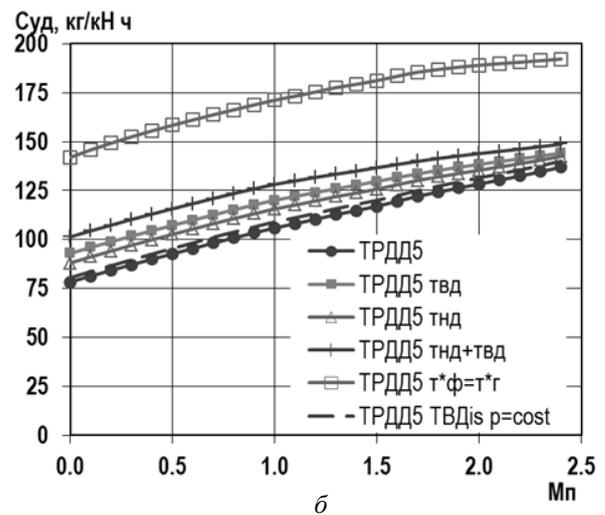
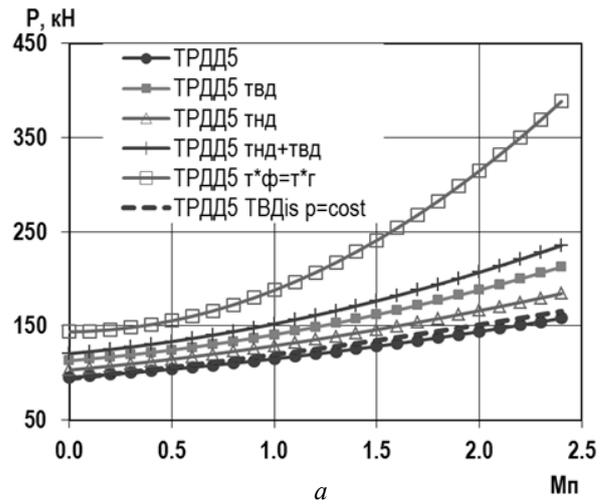
Изотермическое расширение в ТВД двухконтурного двигателя позволяет получить требуемую тягу двигателя при меньшей на 17 % температуре газа на входе в ТВД. Следует отметить, что температура газа в СА ТНД, при сохранении неизменными расходов воздуха на охлаждение, увеличилась на 24 К, что составляет 1,6 % от исходной величины.

**СКОРОСТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ**

На рис. 5, 6 представлена зависимость тяги и удельного расхода топлива рассматриваемых типов ТРДД от числа Маха полета. Закон регулирования для всех типов двигателей выбран одинаковым: при числе Маха полета до 1,1 (для ТРДД с низкими параметрами) и до 1 (для ТРДД с высокими параметрами) постоянной поддерживается частота вращения ротора вала низкого давления, а при большем числе Маха полета – температура газа перед ТВД.



**Рис. 5.** Зависимость тяги (а) и удельного расхода топлива (б) ТРДД с низкими параметрами от скорости полета



**Рис. 6.** Зависимость тяги (а) и удельного расхода топлива (б) ТРДД с высокими параметрами от скорости полета

Качественно зависимость тяги и удельного расхода топлива от скорости полета совпадает с полученной в случае ТРД. С увеличением скорости полета тяга двигателей с изотермическим расширением все более преобладает над тягой базового двигателя, разница между удельными расходами сокращается. Наименее эффективно применение изотермического расширения только в ТНД, в этом случае увеличение тяги минимальное, а удельный расход топлива близок к удельному расходу топлива двигателя с изотермическим расширением только в ТВД. Такая тенденция связана с тем, что горение в ТНД происходит при меньшем давлении, чем в ТВД, а значит, снижается эффективность термодинамического цикла (рис. 7).

В отличие от ТРДФ тяга ТРДДФ больше тяги двигателей с изотермическим расширением во всем диапазоне скоростей полета. Как было отмечено, это связано с тем, что тепло в турбине двухконтурного двигателя подводится лишь

к части газа, определяемой степенью двухконтурности, а в форсажной камере тепло подводится ко всему объему газа.

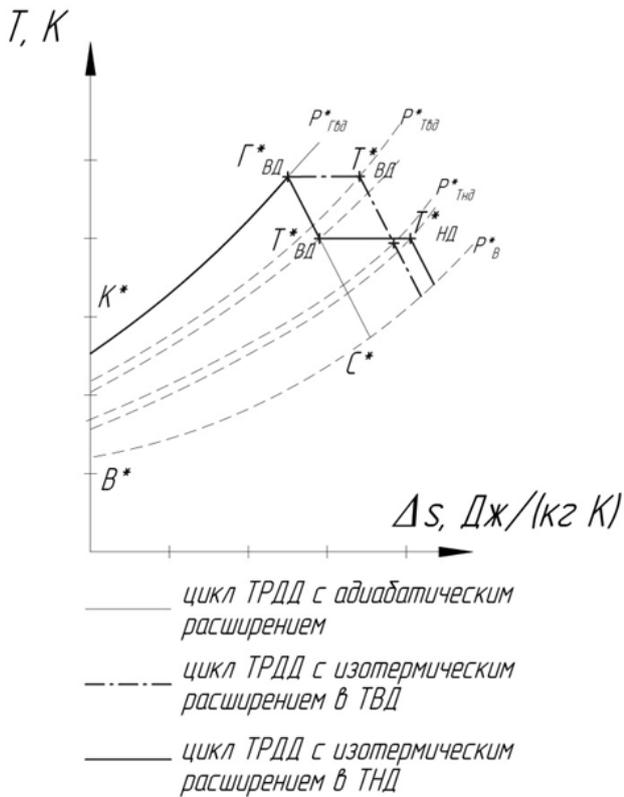


Рис. 7. Сравнение циклов ТРДД с изотермическим расширением в ТВД и ТНД

Кривые зависимостей тяги и удельного расхода топлива в случае двигателя с изотермическим расширением с уменьшенной температурой газа в турбине протекают близко к кривым для ТРДД. Тяга двигателя с изотермическим расширением больше тяги ТРДД в среднем на 3,2 %, причем тем больше, чем больше скорость полета. Удельный расход двигателя с изотермическим расширением больше удельного расхода ТРДД в среднем на 2,8 %. Температура газа на входе в ТВД двигателя с изотермическим расширением при этом меньше температуры газа на входе в ТВД ТРДД в среднем на 16,5 %, а температура газа на входе в ТНД двигателя с изотермическим расширением больше температуры газа на входе в ТНД ТРДД в среднем на 2,41 % (39 К).

### ВЫСОТНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Рассмотрим протекание высотных характеристик ТРДД с низкими базовыми параметрами и с изотермическим расширением в ТВД и ТНД (рис. 8).

Закон регулирования для обоих типов двигателей выбран одинаковым: приведенная частота вращения ротора низкого давления поддерживается постоянной.

Из рисунков видно, что, как и в случае ТРД, с увеличением высоты полета разница между тягами рассматриваемых типов двигателей сокращается, а зависимости удельных расходов от высоты полета протекают практически эквидистантно.

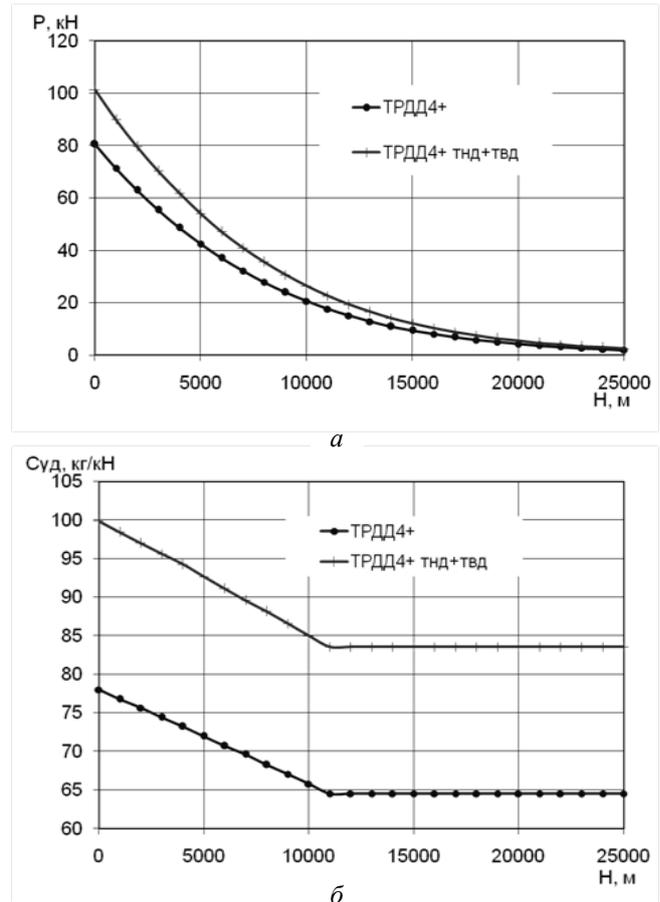


Рис. 8. Зависимость тяги (а) удельного расхода топлива (б) ТРДД от высоты полета

### ВЫВОДЫ

Как для ТРД, так и для ТРДД тяга двигателя с изотермическим расширением выше тяги двигателя с адиабатическим расширением во всем диапазоне высот и скоростей полета, причем выигрыш в тяге двигателя с изотермическим расширением тем выше, чем меньше высота и больше скорость полета. При одинаковых параметрах цикла на дозвуковом режиме полета применение изотермического расширения в турбине приводит к увеличению удельного расхода топлива, на сверхзвуковом режиме двигатель с изотермическим расширением дает выигрыш как в тяге, так и в удельном расходе топлива.

Чем больше степень повышения давления и меньше степень двухконтурности, тем значительнее преимущество двигателя с изотермическим расширением в турбине. При правильном выборе параметров можно получить двигатель с большей, по сравнению с базовым двигателем, тягой, меньшим удельным расходом топлива и меньшей температурой газа перед турбиной.

Выполненный анализ позволяет сделать заключение, что двигатель с изотермическим расширением в турбине наиболее целесообразно применять для самолетов военного и гражданского назначения со сверхзвуковой крейсерской скоростью полета и небольшой степенью двухконтурности. Изотермическое расширение в турбине ТРД при правильном выборе параметров целесообразно применять и на дозвуковых режимах полета. В наземных ГТД изотермическое расширение в турбине может применяться для снижения уровня эмиссии как способ достижения требуемой мощности при меньшей температуре газа в турбине.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мураева М. А., Горюнов И. М., Харитонов В. Ф.** Цикл ГТД с изотермическим расширением в турбине // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19, № 2 (68). С. 111–118. [ М. А. Muraeva, I. M. Gorjunov, V. F. Kharitonov, "GTE (gas turbine engine) cycle with isothermal expansion in turbine," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 19, no. 2 (68), pp. 111-118, 2015. ]
2. **Мураева М. А., Горюнов И. М., Харитонов В. Ф.** Термодинамические основы изотермического расширения и методика расчета турбины ГТД с изотермическим расширением // Вестник УГАТУ. 2015. Т. 19, № 3 (69). С. 111–118. [ М. А. Muraeva, I. M. Gorjunov, V. F. Kharitonov, "Thermodynamic foundations of isothermal expansion and methods of turbine GTE (gas turbine engine) calculation with isothermal expansion," (in Russian), in *Vestnik UGATU*, vol. 19, no. 3 (69), pp. 111-118, 2015. ]

#### ОБ АВТОРАХ

**МУРАЕВА Мария Алексеевна**, асп. каф. авиац. двигателей. Дипл. инж. (УГАТУ, 2013). Готовит дис. об изотерм. подводе тепла в турбине авиац. ГТД.

**ГОРЮНОВ Иван Михайлович**, проф. каф. авиац. двигателей, зав. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. (УАИ, 1974). Д-р техн. наук по тепл. двиг. ЛА (УГАТУ, 2007). Иссл. в обл. автоматиз. проектир., доводки, изгот. и экспл. ГТД и ЭУ.

**ХАРИТОНОВ Валерий Федорович**, доц. каф. авиац. двигателей, вед. науч. сотр. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж.-мех. по авиац. двигателям (УАИ, 1971). Канд. тех. наук по тепл. двиг. ЛА (МАТИ им. К. Э. Циолковского, 1978). Иссл. в обл. моделир. и проектир. камер сгорания ДЛА.

#### METADATA

**Title:** The efficiency of use of isothermal expansion in GTE (gas turbine engine) turbine of various schemes

**Authors:** M. A. Muraeva<sup>1</sup>, I. M. Gorjunov<sup>2</sup>, V. F. Kharitonov<sup>3</sup>.

**Affiliation:** Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

**Email:** <sup>1</sup>marija\_muraeva@rambler.ru, <sup>2</sup>gorjunov@mail.ru, <sup>3</sup>vkhariton@yandex.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 20, no. 1 (71), pp. 108–115, 2016. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** They analyze the expediency of use of turbine with isothermal expansion as part of GTE of various schemes at take-off regime and during the flight at various height and speed.

**Key words:** Isothermal expansion; turbine.

#### About authors:

**MURAEVA, Marija Alekseevna**, Postgrad. Student, Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Engineer (UGATU, 2013).

**GORJUNOV, Ivan Mikhailovich**, Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Mechanic Engineer (UAI, 1974), Dr. of Tech. Sci. (UGATU, 2007).

**KHARITONOV, Valeriy Fedorovich**, Ass. Prof., Dept. of Aircraft Engines. Dipl. Mechanic Engineer (UAI, 1971), Cand. of Tech. Sci. (MATI, 1978).