

УДК 621.452

## ИЗОТЕРМИЧЕСКИЙ ПОДВОД ТЕПЛА В ТУРБИНЕ АВИАЦИОННЫХ ГТД

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

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

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

Поступила в редакцию 22.12.2013

**Аннотация.** Организация рабочего процесса по сложному термодинамическому циклу, в частности циклу с подводом тепла в турбине, рассматривается в качестве перспективного направления развития авиационных двигателей. Приведен анализ работ, посвященных исследованию параметров двигателя, работающего по циклу с подводом тепла как в основной камере сгорания, так и в турбине и процесса горения в межлопаточном канале турбины.

**Ключевые слова:** изотермическое расширение; сложный термодинамический цикл.

В настоящее время в нашей стране ведутся работы по созданию двигателей 5-го поколения военной и гражданской авиации, зарубежные авиадвигателестроительные компании приступают к созданию двигателей 6-го поколения.

Для совершенствования ГТД как тепловой машины необходимо повышать работу цикла ГТД и эффективный КПД цикла, что, как правило, осуществляется увеличением температуры газа перед турбиной, суммарной степени повышения давления и степени двухконтурности. Для двигателей 6-го поколения указанные параметры должны лежать в следующих диапазонах:  $T_{Г\text{макс}}^* \approx 2100...2350$  К,  $\pi_{К\Sigma\text{макс}}^* \approx 50...100$ ,  $m \approx 10...35$  [1].

Если высокое значение 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.

Альтернативным способом совершенствования ГТД как тепловой машины является применение сложных термодинамических циклов. Одним из направлений работ в этой области является исследование комбинированного цикла, в котором теплоподвод осуществляется как в основной камере сгорания (ОКС), так и в турбине (рис. 1) (далее – комбинированный цикл). В результате в турбине реализуется изотермическое расширение. Проблема организации ра-

боты ГТД по комбинированному циклу особенно актуальна в условиях современного, весьма высокого, уровня насыщения газотурбостроения новыми техническими решениями, при котором дальнейшее существенное улучшение параметров ГТД можно обеспечить внесением принципиальных изменений в рабочий процесс.

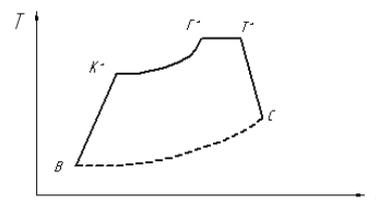


Рис. 1. Цикл с изотермическим подводом тепла в турбине

Настоящая статья посвящена анализу работ по исследованию изотермического подвода тепла в турбине авиационных ГТД с целью выявления полноты изученности данного вопроса.

Известно, что при заданных максимальной и минимальной температурах цикла наибольшим КПД обладает цикл Карно. Комбинированный цикл, по сравнению с циклом Брайтона, ближе циклу Карно (рис. 2), поэтому теоретически должен иметь больший КПД.

Проводимые ранее исследования показали целесообразность применения комбинированного цикла для:

– достижения необходимой удельной тяги ГТД при значительно меньшей температуре газа в турбине, следовательно, меньшем уровне эмиссии оксидов азота;

- повышения ресурса деталей горячей части турбины;
- достижения необходимой тяги ГТД при меньшем расходе воздуха, а следовательно, габаритных размерах двигателя;
- увеличения термического КПД ГТД;
- расширения рабочего диапазона ГТД по полетным числам  $M_n$ ;
- повышения мощности ГТУ для покрытия пиковых нагрузок в случае кратковременного теплоподвода в турбине;
- форсирования двигателя в случае кратковременного теплоподвода в турбине.

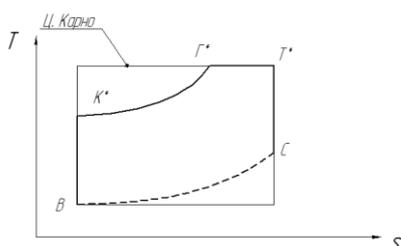


Рис. 2. Сравнение идеального комбинированного цикла и цикла Карно

Приближением к рассматриваемому комбинированному циклу является цикл с промежуточными камерами сгорания (рис. 3).

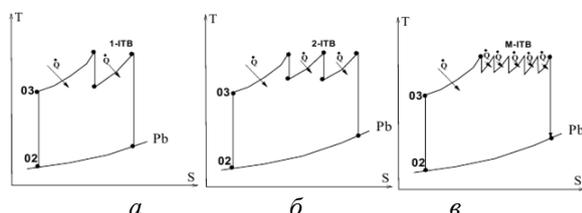


Рис. 3.  $T-s$  диаграммы циклов с промежуточными камерами сгорания [5]:  
 а – с одной промежуточной камерой сгорания;  
 б – с двумя промежуточными камерами сгорания;  
 в – многокамерный подвод

В работах [2, 3] подробно рассматривается организация рабочего процесса наземных ГТУ по такому циклу. Увеличение числа промежуточных камер сгорания приближает процесс расширения к изотермическому, однако увеличивает гидравлические потери и существенно усложняет конструкцию. По последней причине, ведущей к увеличению массы конструкции, подобное усовершенствование цикла не применимо к авиационным ГТД.

Однако в [2] упоминается возможность подвода топлива не только между турбинами, но и непосредственно из выходных кромок соплового аппарата. Такая схема не приведет к существенному увеличению массы конструкции, а сам

процесс в турбине будет ближе к изотермическому.

Серийных ГТД или ГТУ, работающих по комбинированному циклу, пока не создано, однако проводятся прикладные исследования. На рис. 4 представлена схема двигателя, в котором дополнительный теплоподвод осуществляется в переходном канале между турбинами высокого и низкого давления, совмещенном с сопловым аппаратом турбины низкого давления. Работы по такой схеме двигателя ведутся Научно-исследовательской лабораторией ВВС США и NASA [1].

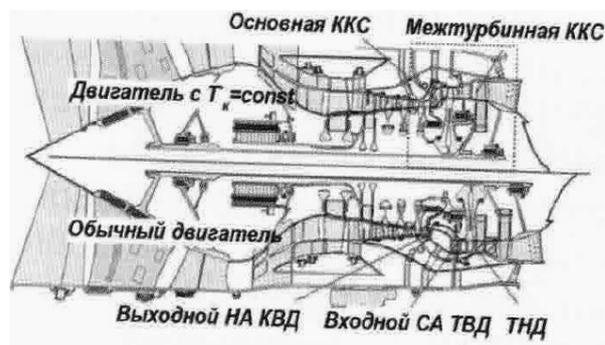


Рис. 4. Схема двигателя с дополнительным теплоподводом между турбинами высокого и низкого давления [1]

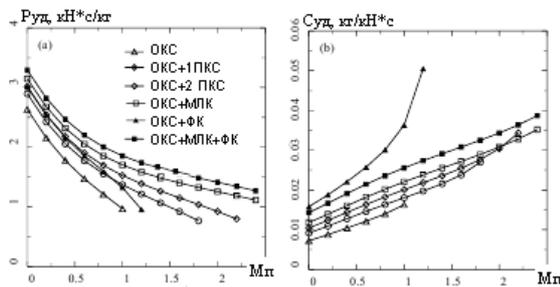
Перейдем к анализу исследований характера изменения параметров ГТД, работающего по комбинированному циклу, а также самого цикла.

В работах [4–6] В. А. Сиригнано и Ф. Лью произведено сравнение различных схем подвода тепла к рабочему телу ТРД(Ф) и ТРДД(Ф), в том числе схем с промежуточными камерами сгорания (ПКС), с непосредственным подводом тепла в межлопаточный канал турбины (МЛК), а также комбинированных схем.

В целом анализ показал целесообразность применения схем с непосредственным и промежуточным подводом топлива к турбине как для ТРД, так и для ТРДД, выражающуюся прежде всего в упрощении достижения компромисса между удельной тягой и удельным расходом топлива: первая увеличивается значительно при незначительном увеличении второго.

Двигатели с теплоподводом в турбине могут работать при больших, по сравнению с обычным двигателем, степенях повышения давления в компрессоре при сверхзвуковом полете, и имеют меньший, по сравнению с двигателем с форсажной камерой (ФК), расход топлива. На больших скоростях полета двигатели с теплоподводом в турбине эффективнее, чем обычные;

сверхзвуковой полет может быть осуществлен при большой степени двухконтурности (рис. 5).



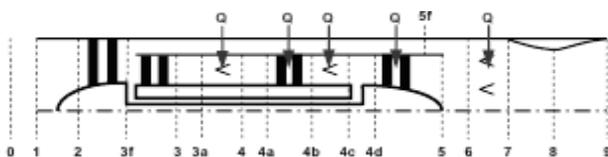
**Рис. 5.** Зависимость удельной тяги  $P_{уд}$  и удельного расхода топлива  $C_{уд}$  от скорости полета при  $T^*_Г = 1500\text{ K}$ ,  $\pi^*_К = 40$ ,  $\pi^*_В = 1,65$ ,  $m = 8$  [5]

Улучшение параметров двигателя с теплоподводом в турбине при увеличении степени повышения давления в компрессоре, вентиляторе, степени двухконтурности и скорости полета происходит интенсивнее, чем для простого двигателя.

Проанализированные работы дают комплексное представление о влиянии схемы теплоподвода на основные параметры двигателя, однако не раскрывают характер изменения параметров по рабочим и нерасчетным режимам. Также в работах не учитываются изменения свойств рабочего тела, КПД узлов, изменение расхода рабочего тела, связанное с охлаждением турбины.

Этого недостатка лишена работа [7] Я-тиен «Мак» Чью, в которой исследуется целесообразность применения двигателя с теплоподводом в турбине для самолета нового поколения, способного летать на режиме «суперкруиз».

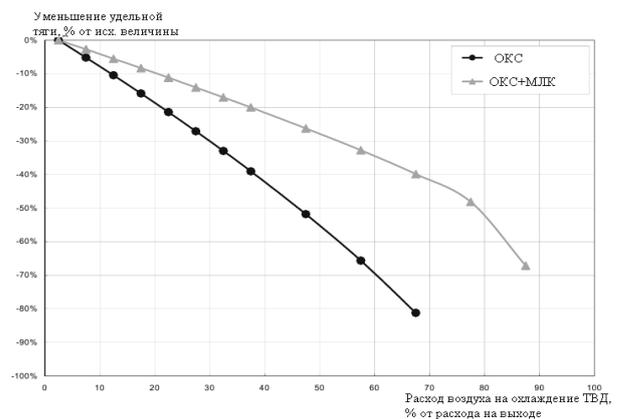
С целью проведения расчетных исследований была создана компьютерная программа для термодинамического расчета двухвального ТРДД со смешением потоков, в рабочий процесс которого можно включить непосредственный подвод тепла в турбине или межтурбинный теплоподвод. Программа также позволяет рассчитывать одновальный или двухвальный ТРД и осуществлять математическое моделирование теплоподвода в 5-и местах (рис. 6).



**Рис. 6.** Схема двигателя с указанием возможных мест теплоподвода [7]

Автор работы [7] утверждает, что комбинированный цикл является более эффективным и может быть использован для увеличения как мощности, так и экономичности двигателя. Следует отметить, что последнее не противоречит работам, рассмотренным ранее, поскольку в них речь идет об идеальном процессе.

Увеличение расхода воздуха на охлаждение турбины, в которой осуществляется теплоподвод, приводит к меньшему, в сравнении с обычным двигателем, ухудшению параметров (рис. 7).



**Рис. 7.** Влияние величины расхода воздуха на охлаждение ТВД на удельную тягу [7]

Автором [7] отмечено меньшее увеличение степени двухконтурности в процессе перехода на сверхзвуковой режим полета в сравнении с обычным двигателем. Этот факт также приводит к облегчению получения компромиссного решения для удельного расхода топлива (при низкой скорости полета) и удельной тяги (на сверхзвуковой скорости).

В целом Я-тиен «Мак» Чью отмечает, что двигатель с теплоподводом в канале турбины высокого давления является наилучшим для самолета, способного летать на режиме «суперкруиз». Применение рассматриваемой схемы двигателя позволяет существенно увеличить дальность полета (рис. 8) и уменьшить размеры двигателя в результате уменьшения суммарного расхода воздуха, требуемого для получения необходимой тяги (рис. 9). Вследствие последнего уменьшается масса двигателя, его аэродинамическое сопротивление.

Двигатель с теплоподводом в турбине не только отвечает требованиям по тяге на расчетных и нерасчетных режимах работы, но и обеспечивает меньший удельный расход топлива (рис. 10).

Таким образом, в работе [7] проведено термодинамическое математическое исследование

действительного рабочего процесса двигателя с подводом тепла в турбине. Несмотря на указанную возможность созданной компьютерной программы, Я-тиен «Мак» Чью в своей работе не приводит дроссельные и высотно-скоростные характеристики рассматриваемого двигателя.

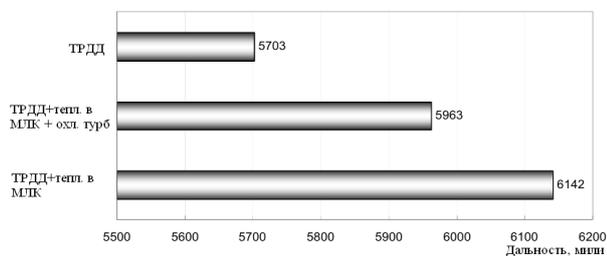


Рис. 8. Дальность полета самолета с различными типами двигателей [7]

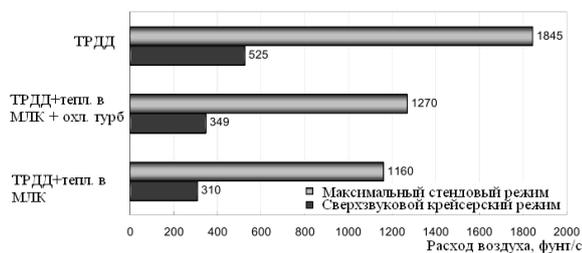


Рис. 9. Расход воздуха через двигатели различных типов при одинаковой тяге [7]

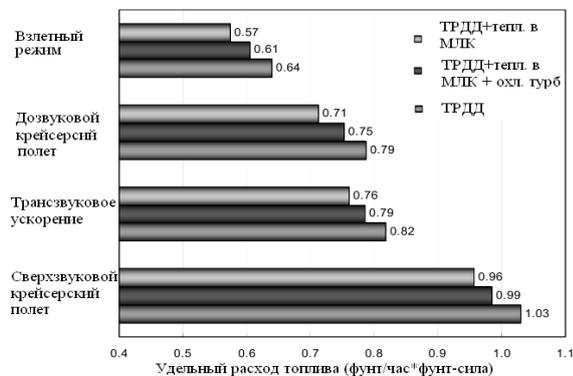


Рис. 10. Удельный расход топлива на расчетных и нерасчетных режимах [7]

Работа [8] А. С. Адавбеле и С. О. Амьебе-номона, является дополнением и продолжением работы [7]. Авторы, используя метод эксергии, провели анализ термодинамической эффективности цикла, для того чтобы учесть влияние окружающей среды и уровень необратимости процессов, происходящих в элементах двигателя. Авторы считают, что подобный анализ является инструментом, с помощью которого можно сократить до минимума неэффективность рабочего процесса. В работе сделан вывод, что эксергетическая эффективность двигателя с теп-

лоподводом в турбине выше, чем в случае отсутствия теплоподвода.

Проанализированные работы позволяют сделать вывод о целесообразности организации рабочего процесса в ГТД по комбинированному циклу. Однако ни в одной из представленных работ не приводится четкой, последовательной методики термодинамического расчета двигателя с теплоподводом в турбине, которую можно было бы применять на практике.

Рассмотрим работы, связанные с оценкой возможности осуществления и эффективности процесса горения в межлопаточном канале турбины. Очевидно, что реализация горения при высоких скоростях потока в межлопаточном канале является проблемой.

Исследование, проведенное М. Райсом [9], нацелено на выявление с помощью вычислительных методов области межлопаточного пространства, в которой возможно горение. В качестве объекта исследования используется двумерная модель каскада турбины с типичной для обычной турбины геометрией. В работе рассмотрен ряд схем впрыска (рис. 11).

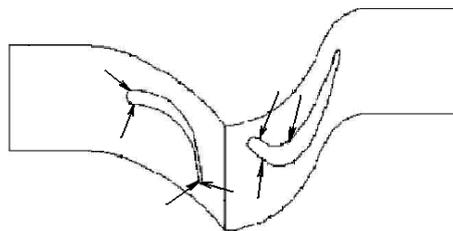


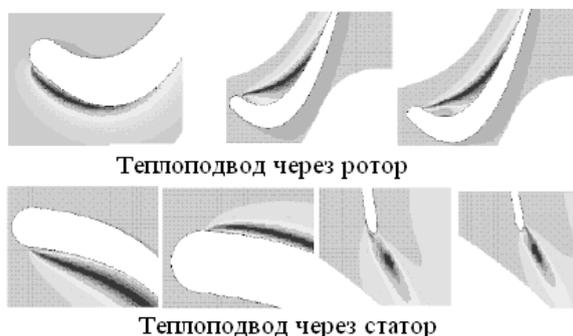
Рис. 11. Схема мест подвода топлива в межлопаточный канал турбины [9]

Представлены результаты нескольких групп расчетов, численная модель каждой последующей группы сложнее и полнее предыдущей. Последние три группы представлены моделированием турбулентного, сжимаемого потока с учетом переноса компонентов без горения, с горением в стационарной постановке (рис. 12) и с горением в нестационарной постановке.

По результатам моделирования было установлено, что процесс горения в межлопаточном канале – самовоспламеняющийся, самоподдерживающийся при любой схеме подвода как в случае моделирования ламинарного горения, так и в случае применения модели распада турбулентного вихря (EDM).

Ухудшение аэродинамического качества турбины не выявлено, схема подвода практически не оказывает влияния на силы, действующие на лопатку. Отмечено увеличение термической нагрузки, последняя минимальна при

впрыске топлива со стороны корыта около зоны рециркуляции.



**Рис. 12.** Температурное поле в случае моделирования ламинарного горения в межлопаточном канале турбины [9]

В случае подвода через ротор впрыск со спинки минимизирует неравномерность температуры ниже по течению от поверхности впрыска. В случае подвода через статор неравномерность температуры минимальна при впрыске как можно ниже по потоку. Впрыск через ротор обеспечивает в большей степени изотермическое расширение в турбине.

Следует отметить, что исследования, проведенные М. Райсом, не могут являться очевидным доказательством сделанных им выводов, поскольку в процессе расчета применялась 2-мерная, а не 3-мерная модель и моделировалось полное сгорание топлива в одну стадию, что не отражает действительность. Кроме того, не была проведена верификация применяемой модели.

В работе [10] представлены результаты исследования применения подвода топлива в межлопаточные каналы многоступенчатой турбины энергоустановки, выполненные по договору между Энергетической корпорацией Вестингхаус Сименс и Министерством энергетики США. Работа представляет собой отчет в 4 частях (заданиях), целью работы является исследование возможности увеличения выходной мощности турбины при минимальном уровне эмиссии CO и NO<sub>x</sub>.

В рамках первого задания проводилось численное моделирование горения метана в межлопаточных каналах 4- и 5-ступенчатой турбины. Перед применением численная модель была верифицирована в соответствии с экспериментальными данными по первой ступени исследуемой 4-ступенчатой турбиной. Модель применялась для исследования влияния схемы и угла подвода, расхода и температуры топлива на выходную мощность, эффективность турби-

ны, место окончания процесса горения и силы, действующие на лопатки.

Численный эксперимент подтвердил существенное увеличение мощности турбины при осуществлении теплоподвода через сопловый аппарат первой ступени 4-ступенчатой турбины (рис. 13). Теплоподвод через сопловые аппараты 2-й и 3-й ступеней либо не обеспечивает инициализации горения, либо процесс идет медленно (с выделением CO) или не завершается.



**Рис. 13.** Поле концентрации кислорода в случае моделирования теплоподвода через выходную кромку соплового аппарата [10]

Ввод топлива через выходную кромку соплового аппарата является наиболее эффективным ввиду низкой скорости потока и вихрей, способствующих перемешиванию, в следе за лопаткой соплового аппарата. Кроме того, кромка СА работает как стабилизатор пламени. В случае же осуществления теплоподвода через входную кромку рабочего колеса место подвода надо сдвигать в сторону корыта лопатки, поскольку при попадании на спинку пламя сносит потоком.

В рамках второго задания исследовалось влияние геометрических параметров устройства подвода топлива на эмиссию CO и NO<sub>x</sub>. Сделан вывод о наличии оптимальной величины диаметра отверстий подвода топлива. Диаметр должны быть достаточно малым, чтобы предотвратить диффузионное горение, но не слишком малым, чтобы обеспечить достаточное время пребывания газа при высокой температуре для догорания CO. Рассматривались простые цилиндрические отверстия и отверстия с внезапным расширением для стабилизации пламени. Схема с внезапным расширением обеспечивает меньший уровень эмиссии. Для турбины, рассматриваемой в [10], были выбраны отверстия диаметром 1,8 мм с внезапным расширением, при подводе топлива через которые эмиссия находится на допустимом уровне.

В задании 4 представлены результаты термодинамического анализа цикла с дожиганием в канале турбины. Сделан вывод об увеличении эффективности и мощности установки, работающей по такому циклу, о возможности сокращения размера турбины. В завершение рабо-

ты представлена принципиальная схема конструкции соплового аппарата первой ступени турбины, через который осуществляется подвод топлива (рис. 14). По данной работе имеются патенты США US 7784261 B2, US 20070271898 A1, US 20100251689 A1.

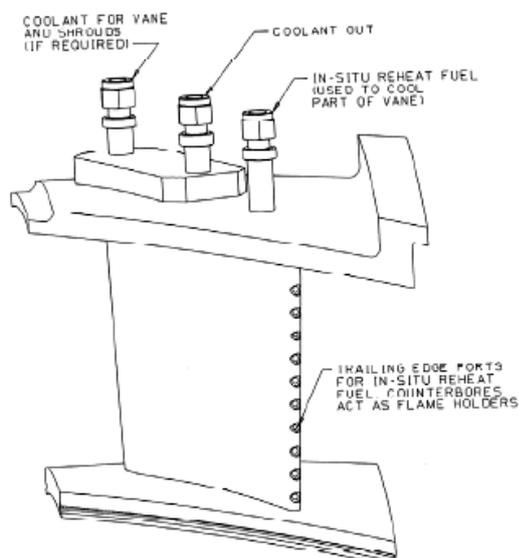


Рис. 14. Конструктивная реализация подвода топлива через СА [10]

Рассмотренные далее работы посвящены исследованию некоторых вопросов организации горения в МЛК. Статьи [11–13] являются продолжением работ [4, 5].

В работе [11] представлено численное исследование диффузионного пламени в реагирующем, двумерном, турбулентном, вязком, многокомпонентном, сжимаемом слое смешения при условии осевого градиента давления.

Решены уравнения пограничного слоя для среднего значения осевого импульса, энергии и массовых концентраций компонентов с применением одношагового механизма реакции и  $k-\epsilon$  модели турбулентности при условии турбулентного трения, теплопередачи и диффузии. Численные решения используются для изучения процессов воспламенения и структуры пламени в ускоренных турбулентных трансзвуковых слоях смешения.

В [12] исследовалась околосзвуковая область пограничного слоя смешения. Численно решены полные уравнения Навье–Стокса, в сочетании с уравнениями многокомпонентного потока и уравнениями химической реакции.

В [13] выполнен обзор экспериментальных и вычислительных исследований в Калифорнийском университете на предмет использования ниш для стабилизации пламени в ускоренных

и закрученных потоках (рис. 15). Представлены некоторые указания для оптимизации конструкции ниши. Обсуждено влияние длины и глубины ниши, организация подвода топлива и воздуха в нишу и значение числа  $Re$ .



Рис. 15. Экспериментальное исследование нишевого стабилизатора [14]

Работа [14], проводимая также по тематике исследования нишевого стабилизатора, нацелена на детальное исследование схемы двигателя, о которой говорится в [1]. На рис. 16 приведена принципиальная схема компактной камеры сгорания, совмещенной с сопловым аппаратом турбины низкого давления.



Рис. 16. Схема компактной камеры сгорания, совмещенной с сопловым аппаратом турбины низкого давления [1]

Представленные результаты экспериментов [14] показывают, что внутритурбинное горение может быть осуществлено при полноте сгорания 95–99 % в широком диапазоне режимов работы. В данной работе было проведено CFD моделирование с целью оптимизации конструкции, представленной на рис. 16.

Несмотря на широкий спектр проблем, анализируемых в рассмотренных работах, ни в одной из них не проведен комплексный анализ влияния геометрических и режимных факторов

на процесс горения в межлопаточном канале турбины. Не приводится методика проектирования турбины с теплоподводом, исследования проводятся на базе классической геометрии турбины.

## ВЫВОДЫ

Проведенный аналитический обзор работ позволяет сделать вывод о целесообразности организации рабочего процесса в ГТД по комбинированному циклу, особенно при создании мощного двигателя для самолета, способного летать на большой скорости, или мощной и экономичной энергоустановки.

Большое число работ, сделанных в области анализа изотермического подвода тепла в турбине, разнообразие прорабатываемых тематик, а также представленные некоторыми авторами перспективы исследований свидетельствуют об актуальности данной проблемы. ГТД, работающие по комбинированному циклу, рассматриваются в качестве одного из вариантов двигателей нового поколения.

Однако представленной в рассмотренных работах информации недостаточно для проектирования двигателей с подводом тепла в турбине прежде всего ввиду того, что авторы работ не приводят методики расчета двигателя, работающего по комбинированному циклу, и турбины, в которой осуществляется теплоподвод. Поэтому актуальным является проведение детальных исследований совершенствования термодинамического цикла ГТД путем организации изотермического процесса в турбине, исследований горения в межлопаточном канале турбины, а также разработка алгоритма термодинамического расчета двигателя, работающего по комбинированному циклу, и методики газодинамического проектирования ступени турбины, в которой осуществляется теплоподвод.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Скибин В. А., Солонин В. И., Палкин В. А.** Работы ведущих авиадвигателестроительных компаний в обеспечение создания перспективных авиационных двигателей (аналитический обзор). Казань: филиал ОАО «ТАТМЕДИА» «ПИК «Идеал-Пресс», 2010. 676 с. [ V. A. Skibin, V. I. Solonin, V. A. Palkin, *Works of leading aircraft-engine building companies provided for the creation of advanced aircraft engines (analytical review)*, (in Russian). Kazan: Affiliate of OJSC TATMEDIA, PIK Ideal-Press, 2010. ]
2. **Елисеев Ю. С. и др.** Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок: учебник для вузов, 2-е изд., перераб. и доп. М.: МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2000. 640 с. [ Yu. S. Eliseev, *et al.*, *Theory and projecting of gas-turbine and combined facilities: Student's book for higher*

*education institutions, 2<sup>nd</sup> edition, revised version* (in Russian). Moscow: MG TU in the name of N. E. Bauman, 2000. ]

3. **Иванов В. А.** Оптимизация цикла газотурбинных установок. Пермь: Пермск. гос. техн. ун-т., 2006. 112 с. [ V. A. Ivanov, *Optimization of the cycle of gas-turbine facilities*, (in Russian). Perm: Permskiy State Technical University, 2006. ]

4. **Sirignano W. A., Liu F.** Performance increases for gas turbine engines through combustion inside the turbine // *Journal of Propulsion and Power*. 1999. Vol. 15, no. 1. P. 111–118. [ W. A. Sirignano, F. Liu, "Performance increases for gas turbine engines through combustion inside the turbine," *J. Propulsion and Power*, vol. 15, no. 1, pp. 111–118, 1999. ]

5. **Liu F., Sirignano W. A.** Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners // *AIAA Paper-2000-0741*, 2000. [ F. Liu and W. A. Sirignano, "Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners," *AIAA Paper-2000-0741*, 2000. ]

6. **Sirignano W. A., Liu F.** Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners // *Journal of Propulsion and Power*. 2001. Vol. 17, no. 3. P. 695–705. [ W. A. Sirignano, F. Liu, "Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners," *J. Propulsion and Power*, vol. 17, no. 3, pp. 695–705, 2001. ]

7. **Ya-tien C.** A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine. Blacksburg, Virginia, 2004. 142 p. [ C. Ya-tien, *A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine*. Blacksburg, Virginia, 2004. ]

8. **Adavbiele A. S., Amiebenomon S.O.** Optimization of the performance of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine using exergy method // *Journal of Engineering and Applied Sciences*. 2008. 3 (4). P. 357–362. [ A. S. Adavbiele and S. O. Amiebenomon, "Optimization of the performance of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine using exergy method," *J. Engineering and Applied Sciences*, 3 (4), pp. 357–362, 2008. ]

9. **Rice M.** Simulation of isothermal combustion in gas turbines. Blacksburg, Virginia, 2004. 108 p. [ M. Rice, *Simulation of isothermal combustion in gas turbines*. Blacksburg, Virginia, 2004. ]

10. **Bachovchin D. M., Lippert T. E., Newby R. A., Cizmas P. G. A.** Gas turbine reheat using in situ combustion. Siemens Westinghouse Power Corporation. Final Report. 2004. 112 p. [ D. M. Bachovchin, T. E. Lippert, R. A. Newby, P. G. A. Cizmas, *Gas turbine reheat using in situ combustion*. Siemens Westinghouse Power Corporation, Final Report, 2004. ]

11. **Fang X., Liu F., Sirignano W. A.** Ignition and flame studies for an accelerating transonic mixing layer // *Journal of Propulsion and Power*. 2001. Vol. 17, No. 5. P. 1058–1066. [ X. Fang, F. Liu, and W. A. Sirignano, "Ignition and flame studies for an accelerating transonic mixing layer," *J. Propulsion and Power*, vol. 17, no. 5, pp. 1058–1066, 2001. ]

12. **Cheng F., Liu F., Sirignano W. A.** Nonpremixed combustion in an accelerating transonic flow undergoing transition // *AIAA Journal*. 2007. Vol. 45. P. 2935–2946. [ F. Cheng, F. Liu, and W. A. Sirignano, "Nonpremixed combustion in an accelerating transonic flow undergoing transition," *AIAA Journal* 45, pp. 2935–2946, 2007. ]

13. **Sirignano W. A., et al.** Turbine burners: flameholding in accelerating flow // *AIAA Paper-2009-5410*. 2009.

[ W. A. Sirignano, *et al.* "Turbine burners: flameholding in accelerating flow," *AIAA Paper-2009-5410*, 2009. ]

14. **Thornburg N., et al.** Numerical study of an inter-turbine burner concept with curved radial vane // *AIAA Paper-2007-649*. 2007. [ H. Thornburg, *et al.*, "Numerical study of an inter-turbine burner concept with curved radial vane," *AIAA Paper-2007-649*, 2007. ]

#### ОБ АВТОРАХ

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

**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.

**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.

#### METADATA

**Title:** Isothermal heat delivery in the turbines of aircraft engines.

**Authors:** M. A. Muraeva, V. F. Kharitonov, I. M. Gorjunov.

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

**Email:** vkhariton@yandex.ru, gorjunov@mail.ru.

**Language:** Russian.

**Source:** Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 18, no. 1 (62), pp. 11-18, 2014. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

**Abstract:** The organization of operation process according to complicated thermodynamical cycle, in particular, the cycle with heat delivery in the turbine is considered as a prospective trend of aircraft engines development. The article deals with the analysis of works, devoted to the study of the parameters of engine operating on the cycle with heat delivery as in the main combustion chamber, as well as in the turbine and combustion process in the intrablade channel of turbine.

**Key words:** Isothermal expansion; complicated thermodynamical cycle.

#### About authors:

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

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

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