**УДК 629.7.03**

**РОТОРНЫЙ ГАЗОТУРБИННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ КАК ПЕРСПЕКТИВНАЯ СИЛОВАЯ УСТАНОВКА ДЛЯ НАЗЕМНОЙ И ВОЗДУШНОЙ ТЕХНИКИ**

**О. В. Арчибасова, А. А. Галаджун**

*Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова*

В настоящее время разрабатывается множество газотурбинных двигателей (ГТД) различного назначения. Все они имеют недостаточно высокий коэффициент полезного действия (КПД). Для того чтобы удовлетворить требуемым ограничениям по жаропрочности материала турбинных лопаток, температуру газа на входе в турбину снижают до 800–900ºC. Иногда для повышения температуры газа, а, следовательно, и КПД двигателя, применяют термостойкие покрытия на основе металлокерамики или внутреннее охлаждение лопаток. Однако полученные в данных случаях значения существенно ниже температуры горения стехиометрических смесей углеводородных топлив с воздухом. Кроме того, невысокие значения КПД связаны с особенностями конструкций ГТД. Модифицируя уже имеющиеся конструкции, представляется возможным отказаться от узла турбины в общепринятом его значении. Имеются потенциально большие возможности увеличения КПД двигателя за счет повышения температуры рабочего тела и за счет внесения изменений в конструкцию ГТД.

Рассмотрим изобретение (патент RU №2623592, опубликован 28.06.2017 г.), в котором для реализации повышения КПД рассматривается возможность создания роторного газотурбинного двигателя (РГТД) с вращающейся камерой сгорания, оснащенного реактивными соплами, по типу сегнерова колеса, и приближения состава топливовоздушной смеси к стехиометрическому соотношению. Конструкция РГТД, изображенная на рисунке 1, представляет из себя центробежное рабочее колесо, которое осуществляет сжатие воздуха и дальнейшее его попадание в камеру сгорания. Камера сгорания торообразной формы с тангенциально расположенными на ней соплами. С целью обеспечения в двигателе эффективного и устойчивого процесса горения внутренняя полость корпуса камеры сгорания разделена на отдельные камеры сгорания с жестко закрепленными поперечными перегородками. Зона горения в каждой камере сгорания ограничивается ее стенками и оптимизируется их формой и размерами. Предложенное техническое решение – РГТД с вращающимися камерами сгорания и соплами – обеспечивает значительное повышение экономичности газотурбинного двигателя. Сопла Лаваля выполнены сверхзвуковыми круглого или плоского сечения.

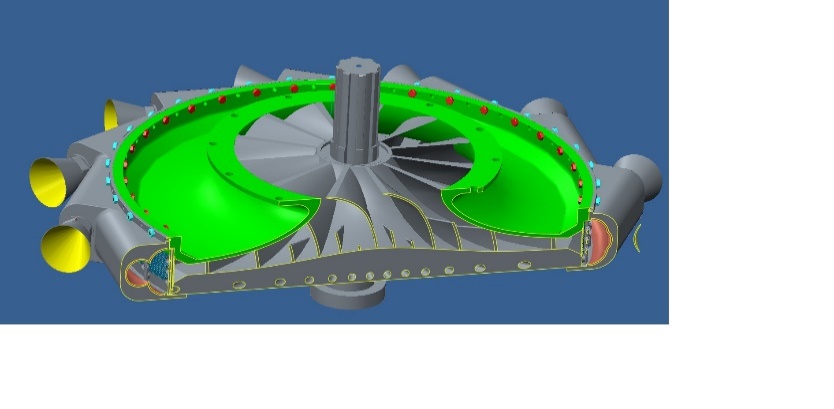


Рис. 1. Конструкция РГТД

Особенностью изобретения является то, что общая зона горения камеры сгорания, разделена на отдельные зоны. Например, в двигателе с реактивной турбиной (WO 2007/129032, REACTION TURBINE ENGINE, опубликован 15.11.2007 г.) выполнена единая зона горения. Камера сгорания вращаясь с большой скоростью не позволяет обеспечить эффективную и надежную работу двигателя. Возникает неустойчивое горение, пульсации, вибрации, что в итоге может привести к срыву процесса горения.

Близким по типу к РГТД является устройство «Турбина внутреннего сгорания» "Кузьмин" (ТВС, патент RU №2312238, опубликован 10.12.2007 г.). ТВС, включает в себя центробежный компрессор, выполненный в виде закрытого центробежного рабочего колеса, кольцевую камеру сгорания, образующую вместе с соплами реактивную турбину. Кроме ранее перечисленных недостатков в случае применения единой зоны горения, также невозможно обеспечить:

- выравнивание полей основных термодинамических параметров,

- равномерное и безударное (без пульсаций давления) заполнение кольцевой камеры сгорания сжатым воздухом,

- качественное смешение топлива с потоками сжатого воздуха и высокоэффективное горение этой топливовоздушной смеси.

Таким образом, использование в роторном газотурбинном двигателе отдельных камер сгорания, с соответствующими формами, размерами и положением относительно каналов рабочего колеса, и относительно сверхзвуковых сопел, обеспечивает эффективное смешение воздуха и горючего, устойчивое горение и полноту сгорания топлива.

Принцип действия РГТД заключается в следующем: с помощью пускового электростартера двигатель раскручивается до скорости, при которой лопатки рабочего колеса центробежного компрессора начинают захватывать необходимое количество воздуха в центробежные каналы, в которых поток воздуха сжимается с увеличением его радиальной скорости до значений порядка 100-130 м/с, и более. Сжатие воздуха происходит с повышением плотности, температуры и полного давления, то есть с повышением энтальпии. Для эффективности смесеобразования поток воздуха, до того, как он попадет в камеры сгорания, затормаживается до требуемых значений радиальной скорости (порядка 40-50 м/с), с помощью плоских диффузоров, расположенных на выходе из колеса компрессора, расширяющихся в сторону входных отверстий камер сгорания. При этом обеспечивается не только требуемое значение скорости потока воздуха при входе в камеры сгорания, но также дополнительно повышается температура и статическое давление, а значит, и статическая энтальпия, до максимально возможных значений для данной скорости вращения двигателя. Подготовленный таким образом поток воздуха поступает затем в камеры сгорания. При достижении в каналах требуемых значений термодинамических параметров заторможенного потока воздуха, необходимого для запуска и начала работы двигателя, в камеры сгорания начинает поступать горючее. Через выходные коллекторы с форсунками и стабилизаторами горючее поступает в камеры сгорания, где распыляется, и без пульсаций давления эффективно перемешивается с потоками воздуха, с образованием смеси горючего и окислительного рабочего тела, которая, воспламеняется с помощью средств зажигания, установленных в поперечных перегородках, и инициирующих по сигналу от блока управления двигателем воспламенение. Образующиеся в камерах сгорания продукты сгорания, которые имеют высокие значения температуры и давления, начинают истекать через сверхзвуковые сопла, создавая импульс реактивной силы, приводящий двигатель во вращение.

Данное изобретение может быть использовано как силовая установка для наземной и воздушной техники. Снимая требуемое значение мощности, во вращение будут приводиться валы вспомогательных силовых установок, электрогенераторов, насосов и т.д.

Производится предварительный расчет эффективности двигателя с учетом исходных данных, представленных в таблице 1:

Таблица 1 – Исходные данные

|  |  |
| --- | --- |
| Параметр | Значение |
| Степень сжатия компрессора, 𝜋к | 8,4 |
| Показатель политропы для воздуха, 𝜅 | 1,4 |
| КПД компрессора, ηк | 0,78 |
| КПД турбины, ηт | 0,9 |
| Температура воздуха, Тв,[К] | 288 |
| Температура в камере сгорания, Ткс, [К] | 2200 |

Определим термический КПД:

(1)

здесь – подогрев в камере сгорания;

– температура воздуха после компрессора;

– температурный перепад с уходящими газами;

– значение получено из термогазодинамического расчета.

Также значение термического КПД двигателя можно определить с учетом типичных КПД турбины и компрессора:

(2)

где – температурный коэффициент.

Видно, что значения термического КПД, вычисленные двумя способами, близки к значению современных тепловых двигателей ().

Приводимый предварительный оценочный расчет установки с точки зрения КПД, показывает, что данное конструктивное решение является целесообразным в реализации. Недостатками указанного технического решения является трудность охлаждения камер сгорания, а также одноступенчатая турбина в случае полного расширения рабочего тела приобретает большие значения окружной скорости. Но ввиду того, что имеется богатый опыт охлаждения сопел ракетных двигателей, представляется возможность реализации процесса горения углеводородного топлива при стехиометрическом соотношение. Для снижения окружной скорости ротора планируется рассмотрение двухступенчатой биротативной турбины.

**Библиографический список**

1. Леонов А.Г, Исаев С.К., Иванина С.В. Роторный газотурбинный двигатель // Патент RU №2623592. 2017.
2. Патент GB WO 2007/129032, 15.11.2007.
3. Кузьмин А.И. Турбина внутреннего сгорания "Кузьмин" // Патент RU №2312238. 2007.
4. Яблоник Р.М. Газотурбинные установки. – М.: Машгиз, 1959. – 408 с.