

## **ОБ ОДНОМ НАПРАВЛЕНИИ РЕШЕНИЯ ПРОБЛЕМЫ ПРИМЕНЕНИЯ КЕРАМИКИ В АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЯХ**

Повышение эффективности газотурбинных двигателей (ГТД) возможно за счет снижения газодинамических, тепловых и механических потерь, величина которых связана с наличием всевозможных зазоров и уплотнений, с необходимостью отвода части газов и воздуха на охлаждение турбинного блока, с присутствием многочисленных механических приводов с разными скоростями вращения. Отдельно необходимо сказать о коэффициенте полезного действия ГТД, величина которого напрямую зависит, кроме указанных выше факторов, от разности температур на входе и выходе газов из турбины. Если снижение температуры за турбиной в идеале возможно до температуры окружающей среды, то температура на входе в турбину полностью определяется жаростойкостью и жаропрочностью материалов лопатки турбины и спрямляющего аппарата, дисков и других конструктивных элементов горячей части ГТД.

Основными направлениями повышения рабочей температуры турбины является применение жаропрочных никелевых сплавов, лопатки из которых изготавливаются методом направленной кристаллизации [1 – 4], нанесение керамических покрытий на лопатки [4 – 8], устройство эффективных систем охлаждения наиболее нагретых деталей (лопаток, дисков и т.п.) и другие. Лопатки турбины и их соединение с диском являются самыми термонагруженными элементами и они определяют ресурс ГТД, поэтому со времени появления турбин постоянно ведется поиск новых конструкций турбин без лопаток.

Были предложены турбины Тесла, Фуллера, Воробьева и др., но они в силу разных причин не могут заменить традиционную конструкцию ГТД. Продолжаются исследования по созданию бездисковых турбин, что способствует повышению надежности двигателей [9].

Анализ всех аспектов функционирования горячего тракта ГТД показывает, что наиболее перспективным направлением повышения коэффициента полезного действия является изготовление лопаток из керамики, но керамика характеризуется нестабильными свойствами при растягивающих напряжениях, что требует применения более массивных лопаток (для снижения уровня напряжений), а это приводит к росту центробежных сил и, соответственно, к увеличению напряжений. Низкая работоспособность керамики на растяжение определяется неизбежными дефектами ее внутренней структуры, в основном порами, которые являются концентраторами напряжений. Таким образом, можно сделать

вывод о том, что эффект от применения керамических материалов в ГТД связан с характером нагружения деталей и наиболее целесообразным является изготовление из керамики сжатых элементов конструкции.

Применительно к турбине авиационного двигателя сжимающие усилия в лопатках можно реализовать в схеме ГТД, показанного на рис. 1.

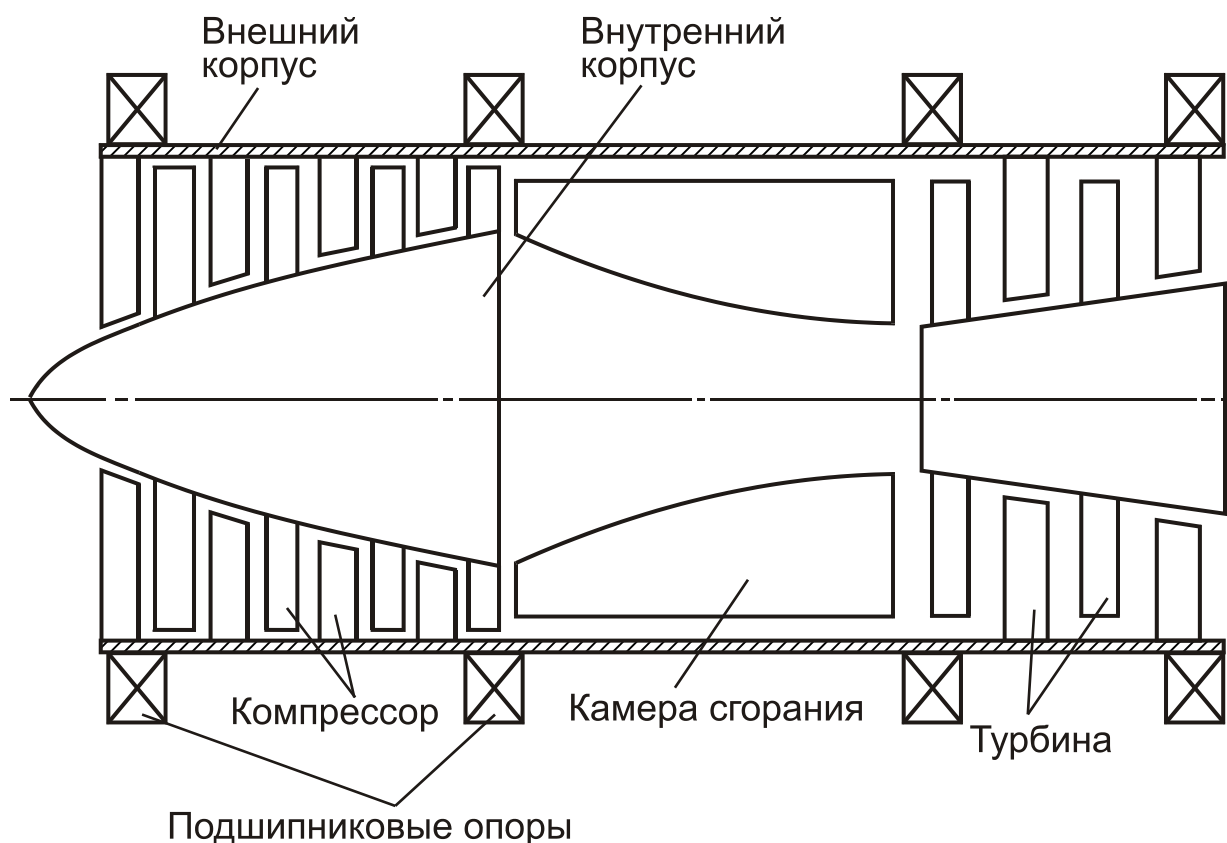
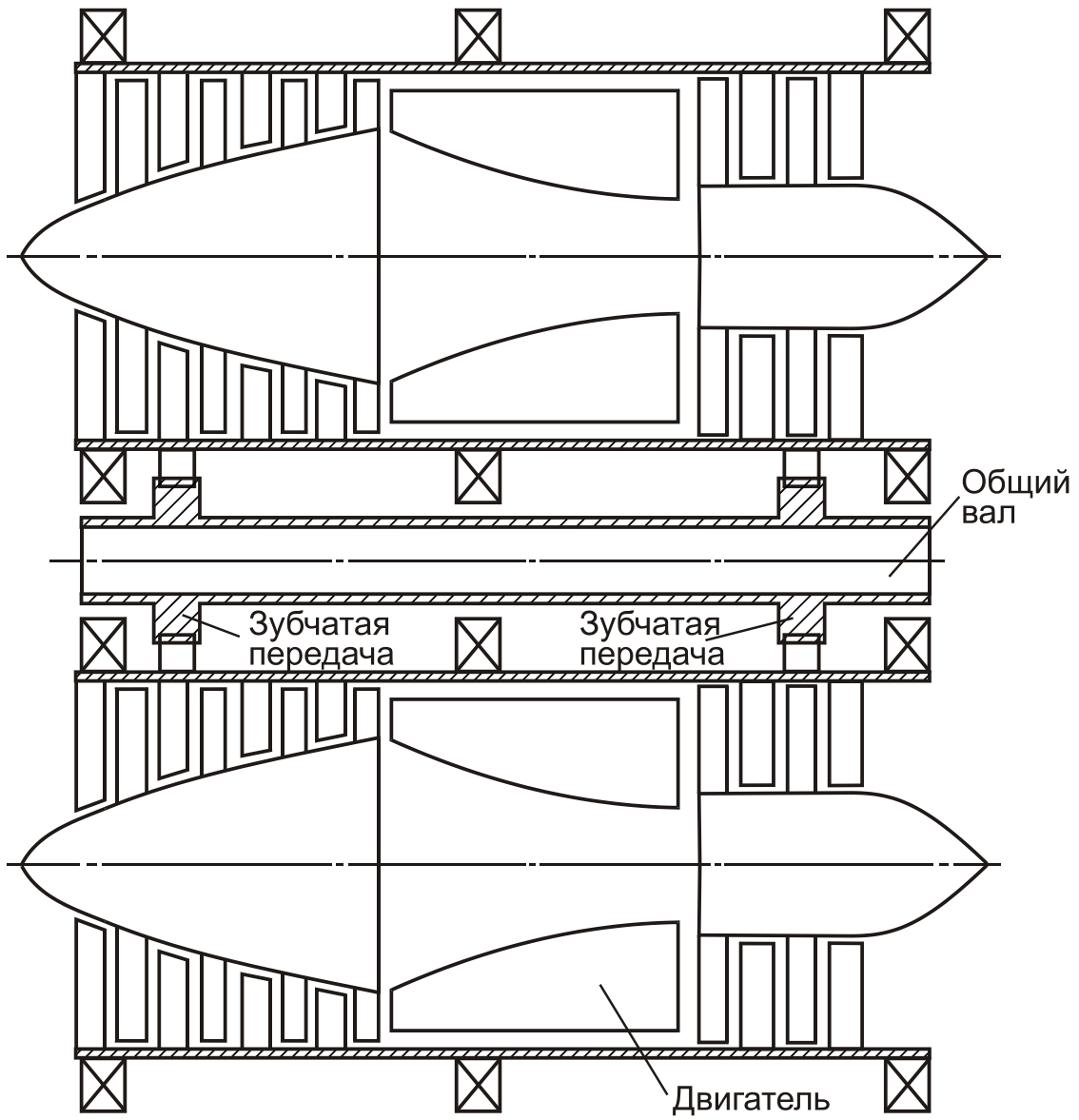


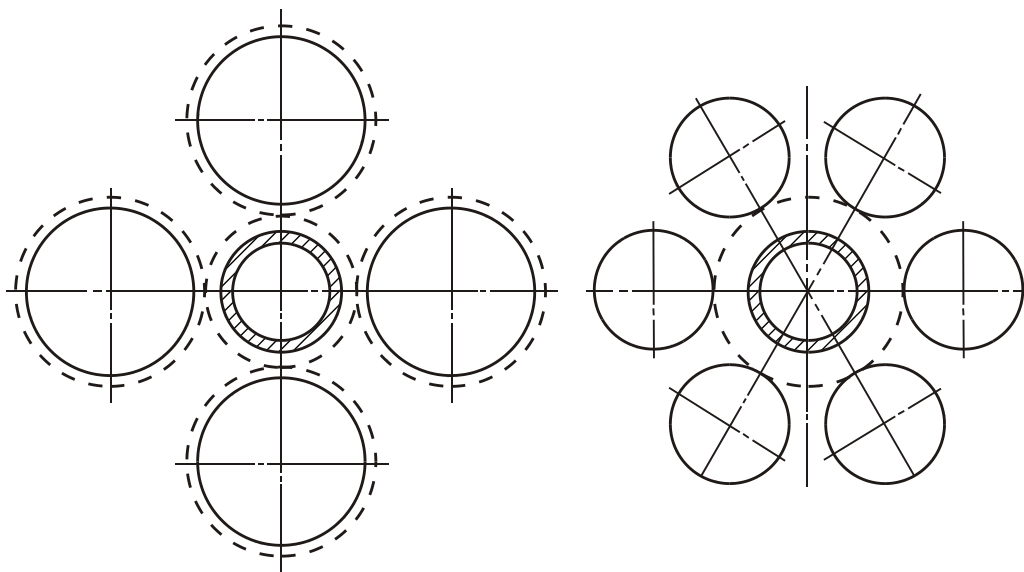
Рисунок 1 – Схема ГТД с вращающимся внешним корпусом

Лопатки турбины и компрессора устанавливаются на внешнем вращающемся корпусе, а лопатки спрямляющих аппаратов – на внутреннем неподвижном корпусе. В таком случае вращающиеся лопатки находятся в сжатом напряженном состоянии. Кроме того, преимуществом в такой схеме является существенное упрощение крепления лопаток, так как отпадает необходимость в сложных соединениях типа елочки. Внешний вращающийся корпус находится в растянутом напряженном состоянии (по аналогии с сосудом высокого давления), для восприятия которого не существует сложных проблем.

Основной проблемой предлагаемой схемы ГТД является устройство внешних подшипниковых опор, особенно если учитывать высокую скорость вращения и большой диаметр корпуса. Решение этой технической задачи возможно путем создания силовой установки самолета из нескольких ГТД приемлемого диаметра по схеме, показанной на рис. 2. Общий вал, с одной стороны, синхронизирует вращение всех двигателей,



а



б

в

Рисунок 2 – Схема силовой установки из нескольких ГТД

а с другой – при отдельных внешних корпусах турбины и компрессора обеспечивает передачу мощности от турбины. Кроме того, общий вал может служить приводом воздушного винта самолета или вентилятора турбовентиляторного ГТД. При необходимости возможно применение устройства двухвальных двигателей. Наличие общего вала (см. рис. 2) позволяет формировать силовые установки, в которых часть двигателей не имеют турбин, а нагнетание воздуха компрессором осуществляется другой частью двигателей, что снижает потери мощности силовой установки в целом.

При такой компоновке силовой установки (см. рис. 2) реализуется еще одно преимущество – достаточно разработать один двигатель, довести его до оптимальной кондиции и далее формировать силовые установки требуемой суммарной мощности (см. рис. 2, б, в).

Вся топливно-масляная аппаратура и автоматика (насосы и всевозможные регуляторы) могут быть размещены во внутреннем корпусе двигателя (см. рис.1), а для подачи горюче-смазочных материалов существуют хорошо отработанные конструктивные решения на эксплуатирующихся ГТД.

Заметим, что в принципиальном аспекте возможно применение устройства такого двигателя с традиционным компрессором, в котором только турбина имеет внешний вращающийся корпус.

Таким образом, предложено новое устройство ГТД и силовой установки самолета (вертолета и других летательных аппаратов), отличающееся тем, что вращающиеся лопатки турбины и компрессора или только турбины установлены на внешнем вращающемся корпусе и в процессе работы двигателя они испытывают сжимающие усилия, а это позволяет изготавливать их из жаростойкой керамики.

### **Список использованных источников**

1. Направленная кристаллизация жаропрочных никелевых сплавов [Текст] / Е.Н. Каблов, В.Н. Толорайя, И.М. Демонис, Н.Г. Орехов // Технология легких сплавов, 2007. – № 2. – С. 4 – 23.

2. Литые лопатки газотурбинных двигателей [Текст] / Под общ. ред. Е.Н. Каблова. – 2-е изд. – М.: Наука, 2006. – 632 с.

3. Развитие процесса направленной кристаллизации лопаток ГТД из жаропрочных сплавов с монокристаллической композиционной структурой [Текст] / Е.Н. Каблов, Ю.А. Бондаренко, А.Б. Ечин, В.А. Сурова // Авиационные материалы и технологии. – 2012. – № 1. – С. 3 – 8.

4. Каблов, Е.Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки до 2030 года [Текст] / Е.Н. Каблов // Авиационные материалы и технологии. – 2012. – № 5. – С. 7 – 17.

5. Гришихин, С.А. Высокотемпературные материалы в газотурбиностроении. Что нужно заказчику [Электронный ресурс] / [http://itp-

forum.ru/conf2015/documents/ Section\_presentations/6\_1\_Гришихин.pdf].

6. Грешта, В.Л. Применение керамических покрытий для защиты деталей ГТД, работающих в условиях экстремально высоких температур [Текст] / В.Л. Грешта // Вестник двигателестроения. – 2015. – № 1. – С. 168 – 171.

7. Варрик, Н.М. Оксид-оксидные композиционные материалы для газотурбинных двигателей (Обзор) / Н.М. Варрик, Ю.А. Ивахненко, В.Г. Максимов // Электронный научный журнал "Труды ВИАМ". 2014. – № 8. – С. 22 – 42.

8. Сударев, А.В. Морская энергетика на основе надежных ГТД и аддитивных технологий их производства [Текст] / А.В. Сударев, В.Г. Коныхов // Второй международный технологический форум "Инновации. Технологии. Производство". Рыбинск. 25 марта 2015 г. – С. 1 – 38.

9. [Электронный ресурс] / [<http://uapatents.com/17-31519-visokotemperaturna-gazova-turbina-perevazhno-gazoturbinnogo-dviguna.html>].

*Поступила в редакцию 23.01.2017.*

*Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Гайдачук,  
Национальный аэрокосмический университет  
им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.*