

ИЗМЕРЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ ИЗ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОМОЩЬЮ ТЕРМОПАР

Шеньшин А.В.

Самарский университет, г. Самара, 2022-03372@students.ssau.ru

Ключевые слова: термоэлектрический преобразователь, камера сгорания газотурбинного двигателя, неравномерность температурного поля

В данной работе освещена проблема измерения температуры газового потока за камерой сгорания, конструктивной реализации средств ее проведения.

Термоэлектрические преобразователи термопары нашли широкое применение в авиаракетно-космической промышленности (АРКП): с их помощью определяют температуры газового потока в различных узлах двигателя, в том числе с целью защиты двигателя от перегрева с помощью автоматизированной системы, экспериментально изучают температуры потока при испытаниях двигателей под крылом самолета или на экспериментальных стендах. В атомной и химической промышленности применяют стойкие к агрессивным средам и воздействию ядерного излучения КТМС (кабельные термопары с минеральной изоляцией). В металлургии: температуры эксплуатации достигают 1500 °С, поэтому нужно использовать не только термопары из более дорогих материалов, но и иридиевый чехол.

Как и для всех стандартных изделий для термопар существует нормирующая документация. Производство, контроль, транспортировку, условия и способы поверки и эксплуатации термопар регламентируют различные ГОСТы, ОСТы, ТУ, инструкции, РТМ (руководящие технические материалы). Обратимся к основным из них.

ГОСТ Р 8.585-2001 устанавливает номинальные статические характеристики (НСХ) преобразования термопар. Применяется при разработке нормативных и технических документов, распространяющихся на термопары.

ГОСТ 6616-94 является требованиями к общим техническим условиям. Выдвинуты требования к конструкции применяемым материалам, совместимости, комплектности, маркировке, надежности. Оговорены правила приемки, методы испытаний, транспортирования и хранения.

В работе рассмотрена такая конструктивная реализация термопар как термогребенка. Термогребенка относится к области экспериментальной и промышленной термогазодинамики и может быть использована для термометрии нагретых до высокой температуры потоков газа.

Согласно инструкции проведения испытаний камер сгорания каждый блок камеры сгорания (БКС) нужно испытать, проверить соответствие характеристик температурного поля заданным нормам. В работе рассмотрена в качестве модель гребенки термопар, ее конструктивные особенности (рис. 1).

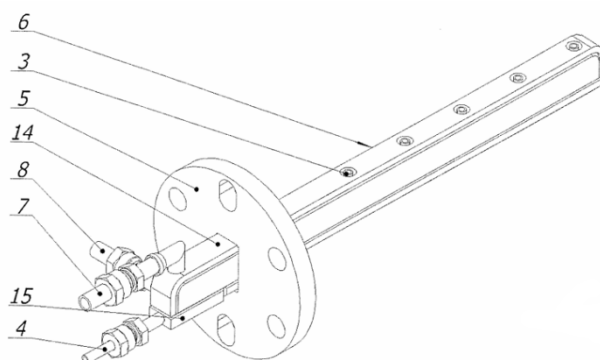


Рис. 1 – Патент RU158918U1 – гребенка термопар для измерения полей температур в газовых потоках – разработка ЦИАМ им. П.И. Баранова

При работе гребенку термопар вводят в заданную точку тракта объекта испытаний (камеру сгорания или форсажную камеру) и закрепляют с помощью фланца. Через входной патрубок в переднюю полость проточной камеры корпуса подводят жидкий охладитель и через сообщающуюся заднюю полость и выходной патрубок отводят из корпуса. Нагревают поток газа до выхода на заданный режим. Термо-ЭДС возникшие на спаях термопар далее по термоэлектродам и проводникам через электрический разъем передаются в систему регистрации [1].

Неравномерность температурного поля имеет следующие за собой последствия для нахождения величины температуры в различных точках пространства. Одно из требований, предъявляемых к камере сгорания любого ГТД или ГТУ – обеспечение требуемого уровня неравномерности температурного поля на входе в турбину. Как известно, выходное поле температуры количественно характеризуется параметрами максимальной окружной и радиальной неравномерности. Максимальная окружная неравномерность должна быть доведена до уровня, обеспечивающего ресурс сопловых и рабочих лопаток турбины. Радиальная неравномерность формируется исходя из требуемого распределения температуры газа по высоте рабочей лопатки турбины [2].

На рис. 2 показаны значения средней температуры газа по высоте лопатки $T_{Г(ср)}$ и значения $T_{Г}^*$ в сечениях по высоте лопатки [3]. Эта картина называется радиальной эпюрой температур газа по тракту турбины.

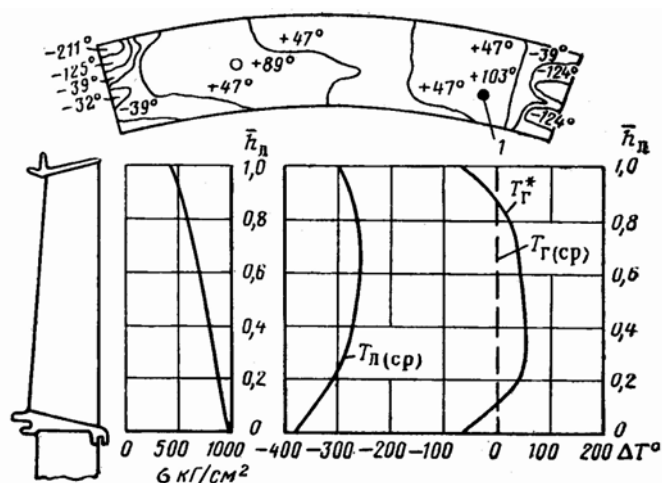


Рис. 2 – Характеристики радиальной и окружной неравномерности температуры газа на выходе из камеры сгорания

Конструктивно узел камеры сгорания реализован так, чтобы ближе к наружному и внутреннему трактам турбины коэффициент эпюры имел пониженные значения. Это объясняется следующими соображениями. Лопатки соплового аппарата крепятся к наружным кольцам статора турбины консольно и воспринимают нагрузку от газовых сил, крутящие моменты от газовых сил и осевые усилия от закрепленных на внутренних частях лопаток трактовых колец с лабиринтными уплотнениями, так что максимальные изгибающие нагрузки приходятся на корневые сечения. Для обеспечения долговечности статорных лопаток благоприятным является максимально возможное снижение температур газа по наружному тракту.

По внутреннему тракту также имеется необходимость снижения уровня температур газа для облегчения условий работы дисков и корневых сечений рабочих лопаток турбин. Детали статора турбины (лопатки, трактовые кольца) воспринимают как радиальную, так и окружную неравномерность температур газа за камерой сгорания. Доводка камер сгорания по снижению окружной неравномерности температур газов или по повышению защиты лопаток от более высоких уровней температур является постоянной задачей разработчиков и доводчиков газотурбинных двигателей.

Список литературы

1. Гребенка термопар для измерения полей температур в газовых потоках / В.Л. Семенов, А.П. Иванов, О.Ф. Погорелова, Д.С. Шапошникова Д.С. – «Минпромторг России», 2015. – 21 с.
2. УДК 629.7.036.3:621.43.056.
3. Кочеров Е.П., Михеенков Е.Л. Охлаждение ступеней турбин авиационных ГТД. Самара: Самарский государственный аэрокосмический университет им. С.П. Королева (СГАУ), 2007. – 167 с.

Сведения об авторе

Шеньшин Арсений Вадимович, студент группы 2319-240502D Самарского университета. Область научных интересов: системы автоматизированного управления авиационных ГТД.

MEASUREMENT OF THE GAS TEMPERATURE AT THE OUTLET OF THE COMBUSTION CHAMBER OF A GAS TURBINE ENGINE USING THERMOCOUPLES

Shenshin A.V.
Samara University

The main features of the process of determining the temperature behind the combustion chamber and the associated difficulties are highlighted.