

## РАСЧЁТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КОМПРЕССОРА И КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2016 М.Ю. Орлов, В.М. Анисимов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

### NUMERICAL STUDY OF GTE COMPRESSOR AND COMBUSTION CHAMBER COMBINED ACTION

Orlov M.Y., Anisimov V.M. (Samara National Research University, Samara, Russian Federation)

*On the basis of developed method has been performed the simulation of compressor and combustion chamber combined work at different engine operating modes. As a result has been determined the effect of the uneven flow, moving from the compressor to the combustion chamber.*

Развитие авиационной техники требует совершенствования методов её проектирования и доводки. Поузловое создание основных элементов двигателя, широко использовавшееся до настоящего времени, позволяло оценить совместную работу компрессора, камеры сгорания и турбины только на этапе испытаний двигателя-демонстратора. При этом зачастую выявлялось несогласование отдельных параметров рабочего процесса основных элементов двигателя. Это вело к необходимости проведения большого комплекса доводочных работ в стендовых условиях. Между тем, сложность определения отдельных параметров в натурных экспериментах оставляла вопрос о обеспечении эффективной работы всего двигателя в целом открытым.

Развитие инженерных пакетов и возможностей вычислительной техники предоставило возможность разработки новых подходов к расчёту рабочих процессов основных элементов газотурбинных двигателей, а также к определению характеристик их совместной работы. При этом появилась возможность расчётным путём определять не только интегральные, но и локальные значения параметров как в тракте конкретного элемента, так и на стыке различных элементов.

На протяжении нескольких лет в Самарском университете проводились работы по созданию и отработке методики расчёта камеры сгорания в составе газогенератора [1-3]. При этом были выявлены проблемы моделирования рабочего процесса в данных условиях и предложены пути их решения. На современном этапе созданная методика была использована для выполнения совместных

расчётов компрессора с камерой сгорания с целью исследования влияния неравномерности потока, возникающей за лопатками компрессора на рабочий процесс камеры сгорания. В отличие от ранее выполненных работ [2] параметры на входе в камеру сгорания не соответствовали условному интегральному распределению, а формировались в ходе расчёта течения потока через компрессор. В ходе работы были отработаны методика создания общей геометрической и сеточной модели для компрессора и камеры сгорания, принципы формирования граничных условий. Расчёты были выполнены для ряда рабочих режимов двигателя (0.5 N, 0.7 N, N). При анализе их результатов были получены выводы о влиянии неравномерности потока за компрессором на работу камеры сгорания, а также на её различные характеристики.

Разработанная методика может быть использована как для оптимизации работы камеры сгорания в составе двигателя, так и для анализа влияния на работу камеры сгорания различных факторов, связанных с положением в пространстве летательного аппарата, изменением режима работы двигателя, попаданием в тракт посторонних предметов и т.д. Расчётное исследование продолжается в направлении оценки изменений в рабочем процессе камеры сгорания с учётом наличия компрессора и турбины в зависимости от изменения параметров на входе в двигатель.

#### Библиографический список

1. Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Матвеев С.С., Зинковский В.С., Кривцов А.В. Совместный расчёт газогенератора малоразмерного ГТД в пакете ANSYS CFX // Вестн.

СГАУ. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2012. № 3. Ч.3. С.293-298.

2. Матвеев С.Г., Орлов М.Ю., Зубрилин И.А., Матвеев С.С., Цыбизов Ю.И. Влияние неравномерности параметров потока за компрессором на характеристики камеры сгорания ГТД / Вестн. СГАУ. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2013. № 3 ч.1. С.163-169.

3. Орлов М.Ю., Матвеев С.С. Расчётное исследование характеристик противоточной камеры сгорания малоразмерного ГТД с учётом влияния компрессора и турбины // Извест. Самар. науч. цент. РАН, 2013. №6. Ч.4. С. 911-916.

УДК 621.791.9

## ЛАЗЕРНАЯ ПОРОШКОВАЯ ВОССТАНОВИТЕЛЬНАЯ НАПЛАВКА ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ

©2016 Г.А. Туричин, Р.С. Корсмик, О.Г. Климова-Корсмик, Е.В. Земляков, К.Д. Бабкин  
Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Институт лазерных и сварочных технологий, г. Санкт-Петербург

### LASER REPAIRING POWDER WELDING OF GAS TURBINE ENGINE BLADES

Turichin G.A., Korsmik R.S., Klimova-Korsmik O.G., Zemlyakov E.V., Babkin K.D. (Peter the Great Saint-Petersburg Polytechnic University, Institute of laser and welding technology, Saint-Petersburg, Russian Federation)

*Has been produced the laser repairing welding of shroud seal knife-edges platform made of heat-resistant Ni-super-alloys. The geometrical dimensions of obtained beads allow minimizing the following dimensional processing of expensive materials that are hardly to machining.*

Разупрочнение жаропрочного никелевого сплава, из которого изготавливаются лопатки, происходит вследствие микропористости, образующейся в процессе литья. Под действием высоких температур и внутренних напряжений накапливаются дефекты, ведущие к микротрещинам различного характера, износу и последующему разрушению лопатки.

Для восстановления геометрических форм и работоспособности лопатки на изношенный торец производят наплавку. Применяемые в настоящее время методы наплавки жаропрочных сплавов имеют ряд трудностей, связанных с повышенной склонностью к образованию трещин, вследствие высокого уровня сварочных и объёмных напряжений. Немаловажным показателем является экономическая эффективность процесса. Применяемые в настоящее время технологии восстановительной наплавки обладают низким коэффициентом использования дорогостоящего труднообрабатываемого материала. Помимо потерь материала происходит ускоренный износ обрабатываемого механического инструмента.

Наиболее простым и распространённым методом восстановительной наплавки является аргонодуговая. Данный метод имеет ряд отрицательных сторон: вследствие прямого расплавления основного металла дугой формируется значительная зона термического влияния с крупнозернистой структурой, требующая последующей термической обработки; формируются припуски до нескольких миллиметров на последующую механическую обработку.

Лазерные методы наплавки обладают высокой концентрацией энергии в сфокусированных лучах диаметром до 0,3 мм, что позволяет минимизировать объём расплава и, как следствие, тепловложения в основной металл. Наплавленный слой обладает мелкозернистой структурой. Величина зоны термического влияния находится в пределах нескольких сотен микрон.

Известные способы лазерной порошковой наплавки для восстановления хорд и торцов компрессорных лопаток также обладают рядом недостатков: большое количество наплавленного металла, подвергающегося механическому удалению; увеличение мик-