

предприятия ОАО «КУЗНЕЦОВ». Моделирование проводилось в рамках стационарного подхода с плоскостью смещения.

В программных пакетах, предназначенных для трёхмерного моделирования и расчёта лопаточных машин, одним из важных вопросов является построение вычислительной сети исследуемого объекта. Отдельное внимание уделено качеству вычислительной сети.

На данном этапе работы, в одной из моделей были рассмотрены рабочие лопатки с антивибрационными полками, что несомненно позволило сократить количественную разницу между расчётными данными и экспериментальными. В дальнейшем планируется учитывать и такие конструктивные

особенности лопаточных машин, как надроторные устройства, что в достаточной мере повлияет на протекание характеристик.

Сопоставление расчётных характеристик проводится с экспериментальными характеристиками, полученными на стендах изолированных компрессоров.

В ходе исследования получено хорошее качественное протекание характеристик. При этом наблюдается некоторая количественная разница между расчётными данными и экспериментальными, которая требует дополнительного расчётного исследования. Тем не менее, отработанный подход может быть использован для проектирования новых и доводки существующих компрессоров газогенераторов.

УДК 621.43.056

РАСЧЁТ ПОЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА НА ВЫХОДЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТД ПРИ НЕОПРЕДЕЛЁННОСТИ НАЧАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ РАСПЫЛИВАНИЯ ТОПЛИВА

Костюк В. Е.¹, Кириладш Е. И.¹, Стасюк А. В.², Шеин В. В.², Карзов Д. В.²

¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков

²ОАО «Мотор Сич», г. Запорожье

COMPUTATION OF THE GAS TURBINE COMBUSTOR EXIT GAS TEMPERATURE FIELD UNDER UNCERTAINTY OF THE FUEL ATOMIZATION INITIAL CONDITIONS

Kostyuk V. Ye., Kirilash Ye. I., Stasyuk A. V., Shein V. V., Karzov D. V. The influence of the fuel atomization initial conditions on the prediction accuracy of the exit gas temperature field nonuniformity of the helicopter gas turbine annular reverse-flow combustor is investigated. It is based on the numerical solution of the three-dimensional flow with the liquid fuel combustion problem. Computations with four models of fuel droplets input are based on the integration of Reynolds equation to the gas phase and Lagrange equations to the fuel droplets. The weak influence of the fuel atomization initial conditions on the combustor exit gas temperature field nonuniformity is ascertained. Comparison of the numerical results with test data showed their better agreement for radial nonuniformity than circumferential.

Опыт проектирования газотурбинных двигателей (ГТД) ОАО «Мотор Сич» показал необходимость углублённого исследования рабочего процесса кольцевой противоточной камеры сгорания (КС) вертолётного ГТД с целью выработки эффективных конструктивных решений, обеспечивающей требуемые характеристики КС.

В настоящее время численное модели-

рование становится одним из наиболее экономичных и удобных способов анализа сложных газодинамических и тепловых процессов в узлах ГТД [1, 2].

В докладе рассмотрены результаты численного моделирования течения газа с горением распыленного топлива в кольцевой противоточной КС вертолётного ГТД с

целью прогнозирования неравномерности температурного поля газа на выходе КС.

Расчёты выполнены в трёхмерной постановке для четырёх гипотетических начальных условий распыливания топлива, различавшихся координатами точек старта, компонентами начальной скорости и дисперсностью.

Двухфазная химически реагирующая смесь моделировалась эйлеровым описанием газовой фазы и лагранжевым описанием движения и тепломассообмена испаряющихся топливных капель. Взаимодействие непрерывной (газовой) и дисперсной (капельной) фаз учитывалось на основе модели Кроу «частица – источник в ячейке». Течение смеси воздуха, пара топлива и продуктов сгорания, включавших 18 компонентов, находящихся в состоянии химического равновесия, полагавшееся стационарным и несжимаемым, моделировалось системой осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, дополненной уравнениями сохранения энергии, массовой доли восстановленного топлива и её вариации, замыкаемых моделью турбулентности $k - \epsilon$ Ши и др. Взаимодействие химических реакций горения, полагавшихся бесконечно быстрыми, с турбулентностью описывалось с помощью функции плотности распределения вероятности, аппроксимируемой β -функцией. Связь между термодинамическими параметрами устанавливалась уравнением состояния смеси идеальных газов. Граничные условия газовой фазы соответствовали режиму испы-

таний КС. Численное интегрирование уравнений непрерывной фазы методом контрольного объема с использованием схемы аппроксимации конвективных членов третьего порядка точности MUSCL Ван Лира совместно с уравнениями дисперсной фазы методом Рунге – Кутты четвертого порядка точности осуществлялось итерационно в пределах расчётной области, охватывающей одnogорелочный сектор проточной части КС, покрытой неравномерной неструктурированной гибридной сеткой, включавшей около 1,5 млн. ячеек.

Сравнение расчётных и экспериментальных оценок среднего и максимального относительных подогревов газа на различных радиусах выходного сечения КС r_i , вычисленных по формулам:

$$\Theta_{i, \text{cp}} = (T_{i, \text{cp}}^* - T_{\text{к}}^*) / (T_{\text{г.срм}}^* - T_{\text{к}}^*), \quad (1)$$

$$\Theta_{i, \text{max}} = (T_{i, \text{max}}^* - T_{\text{к}}^*) / (T_{\text{г.срм}}^* - T_{\text{к}}^*), \quad (2)$$

где $T_{i, \text{cp}}^*$ и $T_{i, \text{max}}^*$ – средняя и максимальная полные температуры газа в i -м поясе соответственно; $T_{\text{г.срм}}^*$ – среднemasсовая полная температура газа в выходном сечении КС; $T_{\text{к}}^*$ – полная температура воздуха на входе в КС (рис. 1), показало слабое влияние начальных условий распыливания топлива на неравномерность температурного поля газа на выходе камеры сгорания и лучшее согласование результатов расчётов с экспериментальными данными по радиальной неравномерности, чем по окружной.

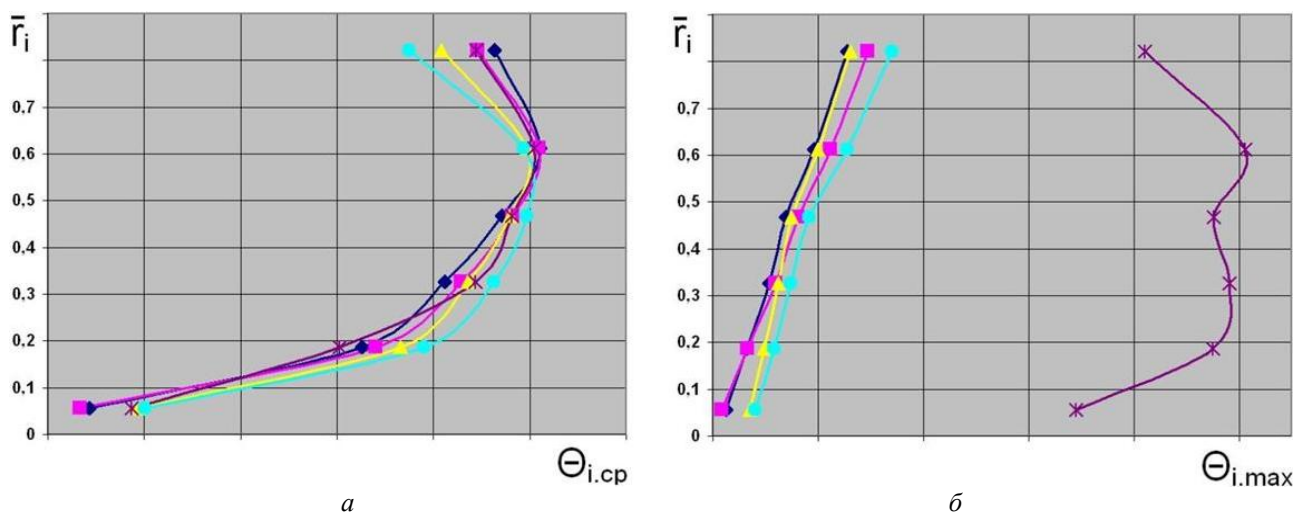


Рис. 1. Радиальные профили а – среднего и б – максимального относительного подогревов газа в выходном сечении КС: ● – модель 1; ▲ – модель 2; ■ – модель 3; ◆ – модель 4; * – эксперимент

Результаты численных расчётов показали возможность прогнозирования радиальной неравномерности температурного поля газа на выходе КС при неопределённости начальных условий распыливания топлива с целью опережающей разработки эффективных конструктивных решений и сокращения объёма испытаний.

Библиографический список

1. Бойко, А.В. Аэродинамический расчет и оптимальное проектирование проточной части турбомашин: монография / А.В. Бойко, Ю.Н. Говоруценко, С.В. Ершов, А.В. Русанов, С.Д. Северин. – Харьков: НТУ «ХПИ», 2002. – 356 с.
2. Куценко, Ю.Г. Применение численных методов газовой динамики для расчета камеры сгорания газотурбинного двигателя ПС-90А / Ю.Г. Куценко // Изв. вузов. Авиационная техника. – 2004. – № 3. – С. 67-71.

УДК 628.517.2

МНОГОСЛОЙНЫЕ АКУСТИЧЕСКИЕ СТРУКТУРЫ ДЛЯ СНИЖЕНИЯ ИЗЛУЧЕНИЯ ЗВУКОВОЙ ЭНЕРГИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК И ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

Краснов А.В., Фесина М.И.

Тольяттинский государственный университет

MULTILAYERED ACOUSTIC STRUCTURES FOR DECREASE RADIATION OF SOUND ENERGY POWER INSTALLATIONS AND VEHICLES

Krasnov A.V., Fesina M.I. In work results of researches and working designs of the multilayered acoustic structures containing in one parts small-sized sound-proof fragments are presented. The presented structures it is characterized raised noisereduction efficiency, lowered negative ecological influence on environment, and also the improved veso-dimensional and cost characteristics.

Типичные комплекты деталей, применяемые для снижения шума энергетических установок и автотранспортных средств (далее - АТС), содержат в своем составе различные сочетания монолитных пористых (волокнистых, вспененных) звукопоглощающих и/или плотных звукоотражающих вязкоэластичных материалов, образующих многослойные акустические структуры. Они применяются для изготовления плосколистовых и цельноформованных сложной (неплоской) геометрической формы деталей интерьера пассажирского помещения, моторного отсека и багажного отделения АТС, обладающих основной (доминирующей) или дополнительной (сопутствующей) шумопоглощающей функцией. В пространстве мо-

торного отсека такие типы шумопоглощающих деталей АТС монтируются на поверхностях панелей щитка передка, капота, нижних аэроакустических экранов, используются в качестве составных элементов акустических капсул двигателя. В пространствах пассажирского помещения и багажного отделения они монтируются на панелях щитка передка, пола, крыши, боковин, полки и крышки багажника, колесных локоверов и др. Кроме полезной акустической функции указанные детали могут выполнять несущую, защитно-декоративную, теплоизоляционную, герметизирующую и прочие функции.

Существенным недостатком таких многослойных акустических структур яв-