

Надежность полученных результатов иллюстрируется примерами их возможного использования для оценок предполагаемых значений неизвестных параметров, КПД узлов и экологических характеристик новейших и перспективных двигателей. В частности, произведена оценка параметров двухвального ТРДД для ближнемагистрального пассажирского самолета с тягой двигателя на взлетном режиме $P_0 = 68...72$ кН и суммарной степенью повышения давления в компрессоре $\pi_{K\Sigma}^* = 26...28$, близкого по характеристикам к российско-французскому ТРДД SaM 146. Ошибка в оценке возможного значения параметра эмиссии этого двигателя по

окислам азота P_{NOx} (г/кН₀) составила 1...2 %. Также оценены параметры и характеристики трехвального ТРДД для дальнемагистрального ПС с $P_0 = 228...334$ кН и $\pi_{K\Sigma}^* = 42...49$, близкого к одному из перспективных ТРДД «Trent» фирмы Роллс-Ройс.

Представленные результаты могут быть интересны для специалистов, участвующих в проектировании и создании авиационных ГТД. Часть материалов вошла в учебное пособие для курсового и дипломного проектирования камер сгорания и используется в учебном процессе.

УДК 621.452.32.535.36:621.375/826

1D- И 3D-РАСЧЕТЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ГТД: МЕТОДИКИ РАСЧЕТА И ОСРЕДНЕНИЯ, СРАВНЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТОВ

Диденко А.А., Ибрахим З.

Самарский государственный аэрокосмический университет

1D - AND 3D-CALCULATIONS OF WORKING PROCESS IN THE COMBUSTION CHAMBER TURBOFAN ENGINE: DESIGN PROCEDURES AND SMOOTHING, COMPARING OF OUTCOMES OF CALCULATIONS

Didenko A.A., Ibrahim Z. In a series 1D the verification and designing calculations the basic geometrical, technical and ecological performances of the ring combustion chamber (KC) an air turbine engine are determined. On length of the flame tube distribution of air supplies is made, the born-out curve is assigned, speeds and gas temperatures in several cross sections are reconed, the necessary values of initial diameters of drops are determined. For same KC in the environment of CAD and CFD software packages mathematical models are developed and executed 3D calculations of working process. Results 1D and 3D calculations of change of parametres of gas on length of the flame tube and in output combustion chamber section are compared.

В рамках курсового и дипломного проектирования выполнена серия 1D и 3D расчетов рабочего процесса в кольцевой камере сгорания гипотетического трехвального авиационного ГТД. В качестве прототипа для проектирования и для расчетов взята камера сгорания военного двигателя RB.199, а сам военный двигатель перепроектирован в гражданский вариант за счет изменения каскада низкого давления с сохранением неизменным двухвального газогенератора, при этом: трехступенчатый вентилятор заменен на одноступенчатый вентилятор с подпорными ступенями с обеспечением степени

двухконтурности $m = 6$, увеличено число ступеней турбины низкого давления. Гражданский ТРДД имеет следующие основные параметры на взлетном режиме: тяга $P_0 = 62,1$ кН, удельный расход топлива $C_{уд0} = 36,9$ кг/кН·ч, степень повышения давления в двигателе $\pi_{K\Sigma}^* = 24$, температура газа перед турбиной $T_{\Gamma}^* = 1525$ К, $m = 6$, суммарный расход воздуха через двигатель $G_{B\Sigma} = 224$ кг/с. По параметрам двигатель получился близким к одной из модификаций ТРДД CFM56.

Проектировочный и 1D термогазодинамический расчеты камеры сгорания (КС) выполнялись по методике, имеющейся на кафедре теплотехники СГАУ, в следующей последовательности.

Этап I. Проектный расчет КС осуществлялся с целью определения её основных геометрических и технических характеристик: объема жаровой трубы $V_{ж}$, линейных, диаметральных размеров и характерных площадей элементов проточной части, размеров и числа отверстий в стенках жаровой трубы, скоростей течения воздуха и газа на входе в КС, в кольцевых каналах, через отверстия в стенках жаровой трубы, внутри и на выходе из неё, коэффициентов полноты сгорания топлива $\eta_{г}$, сохранения полного давления газа $\sigma_{КС}$ и температурной неравномерности потока на выходе из КС $\Delta\theta$.

Этап II. Расчет состава продуктов сгорания и температуры пламени, оценка экологических характеристики КС и двигателя в целом.

Этап III. Термогазодинамический расчет КС, выполняющийся в следующей последовательности:

- распределение воздуха по длине жаровой трубы по местам его подвода - для горения, перемешивания продуктов сгорания и охлаждения стенок - пропорционально площадям отверстий в стенках жаровой трубы (ЖТ);

- назначение интегрального и расчет дифференциального графика выгорания топлива по участкам ЖТ;

- составление уравнений теплового баланса и расчет среднемассовой температуры газа $T_{ж}^*$ по длине ЖТ;

- расчет скоростей течения и времени пребывания газа на участках ЖТ;

- расчет потребных величин начальных диаметров капель, их распределения по диаметрам и среднего диаметра капель по Заутеру; подбор типа и определение основных характеристик форсунки.

Этап IV. Расчет температуры охлаждаемой стенки ЖТ.

Этап V. Расчет радиальной эпюры температуры газа на выходе из КС.

Построение 3D геометрической модели КС осуществлялось с использованием CAD-

пакета программ Solid Works 2010; создание тетраэдрической конечно-элементной сетки (КЭ) осуществлялось с помощью программного модуля Gambit 6.2; 3D расчет течения с горением выполнялся с использованием CFD-пакета программ Ansys CFX 12.

Проточная часть однофорсуночной секторной модели камеры сгорания была разбита на 1,3 млн. конечных элементов. Расчеты выполнялись с использованием осредненных уравнений Навье-Стокса (RANS), $k-\omega$ SST модели турбулентности и Eddy Dissipation модели горения.

Стандартный авиационный керосин JetA моделировался условным углеводородом $C_{12}H_{23}$. Необходимая скорость его подачи в каналы форсунки, то есть расход топлива, определены с использованием решения интегрального уравнения теплового баланса из условия обеспечения расчетной температуры $T_{г}^* = 1525$ К на выходе из камеры сгорания. При движении в каналах форсунки топливо было в жидком виде, но сразу при выходе из форсунки переходило в парообразное состояние. Топливо окислялось в двухступенчатой химической реакции – сначала с образованием CO и H_2O , затем CO окислялась до CO_2 . При расчете горения использовался метод функции плотности вероятности. NO образовывались по термическому механизму. Всего при горении учитывалось участие 7 компонентов - CO , CO_2 , H_2O , $C_{12}H_{23}$, O_2 , N_2 , NO .

3D расчеты выполнялись на персональном компьютере: ASUS M2N-SLI Deluxe, AMD Athlon 64x2 Dual Core 6000+ 3/01 GHz; DDRII-6400 4Gb; HDD SATAII 250Gb.

В работе выполнено исследование четырех вариантов задания граничных условий с реализацией в качестве их проверки по 1500 расчетных итераций в каждом случае. Определен оптимальный по скорости сходимости вариант, при котором задавались: на входе – смешанные условия – статическое давление и скорость потока, на выходе из жаровой трубы - относительное статическое давление. По поверхности боковых меридиональных сечений задавались условия симметрии результатов.

Результаты 3D расчетов представлены пространственными полями и осредненными графиками изменения для шести поперечных сечений по длине жаровой трубы полных давлений p^* , температур T^* , скоростей c , статических давлений газа p и концентраций всех семи химических компонентов. Данные о химическом составе продуктов сгорания использовались для определения восстановленных концентраций воздуха и топлива. В результате для каждого участка ЖТ определены или восстановлены: 1) количество фактически сгорающего топлива, интегральные и дифференциальные кривые его выгорания; 2) количества воздуха, уча-

ствующего в горении и смешении, график изменения расходов воздуха по длине ЖТ.

Графики изменения некоторых параметров по длине ЖТ по данным 1D и 3D расчетов качественно и количественно согласуются достаточно удовлетворительно и объяснимы, особенно по $T_{ж}^*$. По образованию NO результаты пока не удовлетворительные.

Результаты аналогичных 1D расчетов по КС CF6-80 одного из авторов данной работы сравниваются с результатами 1D расчетов и с осредненными результатами 3D расчетов других исследователей.

УДК 535.36: 621.43.056

ОТРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЙ ПРИМЕНЕНИЯ ЛАЗЕРНО-ОПТИЧЕСКИХ ИЗМЕРИТЕЛЕЙ В ИССЛЕДОВАНИЯХ ПРОЦЕССОВ РАСПЫЛИВАНИЯ И ГОРЕНИЯ

Диденко А.А., Мишенков С.Ю., Рычков Н.А.

Самарский государственный аэрокосмический университет

OPTIMIZATION OF PRODUCTION ENGINEERING OF APPLICATION LAZERNO-OPTICAL METERS IN PROBES OF PROCESSES OF THE ATOMIZATION AND COMBUSTION

Didenko A.A., Mishenkov S.J., Rychkov N.A. Problems of creation and application of lazerno-optical metres for probe of processes of an atomisation of wet fuel and its combustion are taken up. The integrated method is applied to measurement of sizes of drops малоуглового a diffraction scattering of monochromatic light. Are mastered a laser Doppler sensor of speed (LDA) a gas stream and fazo-doplerovsky a metre of sizes and speeds of drops (PDA). Physical and mathematical models of energy state of molecules and obtaining of spectrums of dispersion of laser radiation for molecular spectrum analysis methods (CARS, LIF) develop. The CARS-oscillating-rotational spectrum calculated for hydrogen is compared with measured, the calculated overlapping integrals of wave functions of electronic transitions are compared to literary data.

В ведущих аэрокосмических НИЦ и университетских лабораториях для изучения процессов в тепловых двигателях широкое применение находят лазерно-оптические измерительные методы.

В НИЛ-49 СГАУ в конце 1980-х годов была создана экспериментальная установка УПФ-372 для проливок форсунок, оснащенная измерительными системами для определения расходных характеристик форсунок,

расходно-геометрических и дисперсных характеристик факелов распыла жидкого топлива. Для определения средних диаметров капель (СДК) и функции распределения капель по диаметрам $f(D)$ применяется лазерно-оптический измеритель, который был изготовлен на основе методических рекомендаций и опыта разработок ЦИАМ. Принцип действия прибора основан на реализации ме-