

Для выходного сечения камеры сгорания рассчитаны индексы эмиссии окислов азота и углерода.

По вычисленным для каждого участка ЖТ размерам капель и известной из кривой выгорания массе сгорающего топлива рассчитываются средние диаметры капель по Заутеру, а также спектр (функция) распределения капель по диаметрам. Эти данные становятся известными уже на первом этапе проектировочного расчета камеры сгорания и могут быть использованы для подбора типа и проектирования топливной форсунки.

Все расчеты выполнены для условий камеры сгорания ТРДД Д30-КУ.

Результаты расчетов и разработанная методика могут быть применены в индивидуальном курсовом и дипломном проектировании для студентов специальности «Авиационные двигатели и энергетические установки», а также для инженерных расчетов камер сгорания авиационных ГТД и наземных ГТУ.

Расчеты выполнялись по вычислительной программе, написанной в среде MathCAD. Программа позволяет выполнить расчет при любых значениях исходных данных.

УДК 621.456

ИЗУЧЕНИЕ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫХ ГРАЖДАНСКИХ ТРДД И ИХ КАМЕР СГОРАНИЯ

Лукачев С.В., Диденко А.А., Цыганов А.М.

Самарский государственный аэрокосмический университет

LEARNING OF A THERMO-FLUID DYNAMICS AND ECOLOGICAL PERFECTION OF HIGH-PERFORMANCE CIVIL ТРДД AND THEIR COMBUSTION CHAMBERS

Lukachev S.V., Didenko A.A., Tsyganov A.M. At determination of parametric and constructive appearance of the designed propeller it is required to predict accessible for it level of efficiency and performances of nodes, including ecological. For obtaining of these data probe and the comparative analysis of a thermo-fluid dynamics and ecological perfection 20 of high-performance civil TFE and their combustion chambers is executed. Outcomes are introduced by pivot tables, graphics and регрессионными relations. For an estimation of parametres and performances hypothetical TFE, close examples of their usage are resulted in known Russian and foreign samples. Recommendations about appearance combustion chambers with low lets of deleterious substances are introduced.

Определение параметрического и конструктивного облика проектируемого авиационного ГТД опирается на предварительные оценки достижимого уровня термогазодинамического совершенства его узлов и характеристик, в том числе экологических характеристик камер сгорания (КС) и двигателя в целом. Для обоснования принимаемых решений желательно также располагать соответствующими сведениями о лучших образцах двигателей других разработчиков. В данной работе в форме сводных таблиц, гра-

фиков и регрессионных зависимостей представлены результаты изучения термогазодинамического совершенства 20-ти высокоэффективных гражданских ТРДД и их модификаций, в основном зарубежных производителей, а также результаты анализа экологических характеристик их КС. Это такие двигатели как CF6-80, GE90-115B, GP7200, GENx, PW4084 и 6122, «Trent» 556, 892 и 1000, CFM56, BR715 и другие.

Для определения неизвестных параметров и КПД узлов изучаемых 20-ти двига-

телей по ним были выполнены подробные и взаимосогласованные увязочные термогазодинамические расчеты (ТГДР). Расчеты выполнялись по стандартной методике и с использованием $\pi-i-T$ - функций. При назначении КПД компрессоров и турбин использовались статистические сведения об их полнотропных КПД (КПД ступеней в зависимости от нагрузки на одну ступень). В случае охлаждаемых турбинных ступеней вносились поправки на значение КПД, учитывающие величину расхода воздуха на их охлаждение. Суммарное его количество для всей турбины $\overline{G_{\text{ВОХЛ}}}$ предварительно было оценено для одно- и двухступенчатых турбин и представлено в виде полосы возможных значений в зависимости от температуры газа T_G^* на входе в турбину. Одновременно производилась оценка того, чтобы для условий жаркого дня максимальная величина T_G^* не выходила за пределы полосы допустимых значений, а также оставался еще запас по $\overline{G_{\text{ВОХЛ}}}$ для возможного увеличения T_G^* в случае наращивания тяги двигателя в последующих его модификациях или по причине ухудшения КПД узлов в ходе его эксплуатации.

Качество выполнения увязочных расчетов контролировалось по получающимся величинам ряда параметров - это: C_{5H}/C_{5I} - отношение скоростей истечения воздуха из сопла наружного и внутреннего контуров; приведенная скорость воздуха на ходе в диффузор камеры сгорания λ_K ; время пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{\text{ПР}}$; КПД узлов и коэффициенты потерь в элементах проточной части двигателя. Для расчета λ_K и $\tau_{\text{ПР}}$ потребовались надежные изображения продольных разрезов двигателей и камер сгорания. Объем жаровой трубы вычислялся как объем тела вращения с точным учетом контуров наружной и внутренней её стенок в меридиональном сечении.

Выполняемые ТГДР заканчивались при достижении надлежащих значений всех контролируемых параметров, а также при совпадении расчетных значений тяги P_0 , удельного расхода топлива C_{yd} и суммарного расхода воздуха через двигатель $G_{\text{BС}}$ с объявленными значениями.

В результате достаточно надежно были определены значения параметров на входе и выходе из камеры сгорания (КС), необходимые для анализа их экологических характеристик.

Экологические характеристики КС сгорания брались из официально опубликованных данных ИСАО по сертификационным испытаниям двигателей. Для анализа их взаимосвязи с рабочим процессом КС использовалась опубликованная в середине 1980-х годов методика ЦИАМ. В соответствии с этой методикой индексы эмиссии окиси углерода CO , несгоревших углеводородов HC и окислов азота NO_x представлялись зависимостями от параметра форсирования Ω камеры сгорания, температуры воздуха на входе в КС T_K^* и времени пребывания газа в жаровой трубе $\tau_{\text{ПР}}$. В свою очередь, изменение температуры T_K^* и давления P_K^* , $\tau_{\text{ПР}}$ и C_{yd} для 4-х режимов работы двигателя на стандартном взлетно-посадочном цикле (СВПЦ) ИСАО представлялись зависимостью от величин $\pi_{K\Sigma 0}^*$ и относительной тяги $\overline{P} = P/P_0$. Полученные в данной работе результаты существенно обновили информационную базу используемой методики ЦИАМ данными по лучшим и новейшим ТРДД.

Для всех 20-ти двигателей получены частные регрессионные зависимости, устанавливающие взаимосвязь значений индексов эмиссии EI_{NO_x} и коэффициентов неполноты сгорания топлива $\Delta\eta_G$. Массив из 48 значений EI_{NO_x} для 12-ти исследуемых двигателей с камерами сгорания традиционной схемы аппроксимирован методом математической регрессии общей сплайн-поверхностью и представлен численно в виде обобщающей функции $EI_{NO_x}(T_K^*, \tau_{\text{ПР}})$. Она позволяет вычислить значение EI_{NO_x} для любого режима работы двигателя в диапазоне $T_K^* = 425...915$ К и $\tau_{\text{ПР}} = 5...12$ мс. Для ТРДД с камерами сгорания новейших схем получены поправочные коэффициенты к функции $EI_{NO_x}(T_K^*, \tau_{\text{ПР}})$. При составлении аппроксимирующей поверхности с использованием кубических сплайнов ошибки аппроксимации экологических характеристики оказались минимальными и составили 3,4 %.

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.