

МЕТОДОЛОГИЯ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРА СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ И ТУРБИНЫ

Григорьев А.В., Голубчиков П.П., Илюшин М.Ю., Рудаков О.А., Соловьева А.В.

ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

METHODOLOGY OF OPTIMIZATION OF PARAMETER OF MATCHING THE COMBUSTION CHAMBER AND TURBINE JOINT OPERATION

Grigoriev A.V., Golubchikov P.P., Ilushin M.Yu., Rudakov O.A., Solovieva A.V. For the purpose to provide the fuel efficiency and the engine reliability the article analyses characteristics of the temperature field, the fuel flow turbulence downstream of the combustion chamber, depth of the nozzle guide vanes cooling in their interconnection on the basis of optimization of the value of the corrected gas flow rate upstream of the turbine as a matching parameter of the joint operation of these thermal and gas dynamic units taking the effective efficiency of the engine thermo-dynamic cycle as a goal function considering the strength limit of the rotor blades.

В обеспечение готовности к созданию конкурентоспособных авиационных двигателей нового поколения необходимо уточнять существующие методологии проектирования и создавать новые подходы оптимизации.

В работах [1, 2, 3] показано, что надежность двигателя может быть обеспечена, в частности, при согласовании условий совместной работы камеры сгорания и турбины, причем параметром согласования является критерий механического подобия потока - приведенная скорость λ_z . О необходимости обеспечивать оптимальные условия совместной работы тепловых и газодинамических устройств, из которых состоит газотурбинный двигатель, указывается и в работе [4].

Актуальным является определение оптимального значения параметра согласования совместной работы камеры сгорания и турбины λ_z , чему посвящена настоящая работа.

При решении поставленной задачи за функцию цели принято значение КПД термодинамического цикла $p_k = \text{const}$ газотурбинного двигателя η_e [1], максимальное значение которого определит оптимум λ_z . Поиск компромисса состоит в следующем. Принимая условие равенства высоты рабочей и сопловой лопаток первой ступени турбины высокого давления, заметим, что увеличение λ_z за счет уменьшения длины лопаток при фиксированном среднем диаметре обеспечит

снижение неравномерности поля температуры газа из-за увеличения конфузурности газосборника жаровой трубы камеры сгорания [1, 2] и, следовательно, потребуется меньше охлаждающего сопловые лопатки воздуха, т.е. приведет к повышению η_e .

Однако уменьшение длины лопатки при выбранном радиальном зазоре Δ между торцом рабочей лопатки и статором уменьшит η_e за счет перетекания рабочего тела в зазоре и падения КПД турбины [5].

При расчете глубины охлаждения сопловой лопатки $\Theta_{\text{ло}}$ учитывается как неравномерность поля температуры газа Θ_{max} , так и турбулентность набегающего потока ε [6] и допустимая температура стенки лопаток.

После преобразований выражение для целевой функции η_e может быть представлено в зависимости от параметра варьирования $q(\lambda_z)$. В полученное выражение для целевой функции входят значения параметров термодинамического цикла двигателя, КПД узлов и их составляющие, частота вращения ротора и значение окружной скорости турбины; учитывается схема охлаждения сопловых и рабочих лопаток турбины высокого давления, распределение охлаждающего лопатки воздуха, отбираемого за компрессором; принимается во внимание тип камеры сгорания - прямоточная или противоточная.

Так как варьирование значением λ_z , при принятом условии равенства длины со-

пловой и рабочей лопаток связано с изменением длины рабочей лопатки, то отдельно учтено ограничение по прочности ее корневой части.

В работе представлен пример определения оптимального значения параметра геометрического и параметрического согласования камеры сгорания и турбины λ_z на основе разработанной математической модели для воздушно-реактивного двигателя с одноступенчатой турбиной высокого давления с параметрами: $P_k = 41$; $T_r = 1720$ К; $T_k = 878$ К; $G_B = 86,5$ кг/с; $\alpha_r = 2,7$; $n = 15000$ об/мин; $\eta = 0,999$; $\eta_c = 0,84$; $u_{cp} = 450$ м/с; $\sigma_{kc} = 0,942$; $T_{ЛС} = 1323$ К; $T_{ЛР} = 1173$ К; материал рабочей лопатки ЖС-32ВНК: $\sigma_{500ч}^{900^\circ\text{C}} = 390$ МПа; $K_r = 1,5$.

Камера сгорания – прямоточная. Сопловая и рабочая лопатки одноступенчатой турбины имеют конвективно-пленочное охлаждение.

Рассчитывались значения η_e для разных значений λ_z и Δ . Оптимальным считается значения λ_z , соответствующее максимальному значению η_e (с учетом ограничения по прочности рабочей лопатки).

Из анализа результатов следует, что оптимальное значение $\lambda_z = 0,143$ для больших значений радиальных зазоров (существующие двигатели) определяется ограничениями по прочности рабочей лопатки. При этом ради экономичности приходится обеспечивать работоспособность лопаток с большей неравномерностью поля температуры $\Theta_{\max} = 0,33$ и $\Theta_{p \max} = 0,1$.

Только на двигателях нового поколения (интеллектуальные двигатели) [7] с активным регулированием радиальных зазоров ($\Delta \leq 0,125$ мм) оптимальное значение параметра согласования $\lambda_z = 0,25$ обеспечивает как экономию топлива, так и высокую надежность турбины (малые значения $\Theta_{\max} = 0,2$ и $\Theta_{p \max} = 0,07$).

Таким образом, предложенная методология определения оптимального значения критерия согласования рабочих процессов камеры сгорания и турбины способствует повышению качества проектирования двигателя, заранее исключая несоответствия характеристик этих узлов.

Учет оптимального значения параметра согласования λ_z приведет к значительному снижению объема доводочных работ камеры сгорания и турбины и к существенно уменьшению материальных затрат на создание нового двигателя, обеспечив экономию топлива и повышение надежности конструкции.

Библиографический список

1. Григорьев, А.В. Теория камеры сгорания / А.В. Григорьев [и др.]. - СПб.: Наука, 2010. - 203 с.
2. Григорьев, А.В. Согласование совместной работы камеры сгорания и турбины как условие обеспечения надежности двигателя / А.В. Григорьев [и др.] // Труды III Международной науч.-техн. конф. ЦИАМ. – М.: 2010.
3. Григорьев, А.В. Оптимизация критериев механического подобия потока газа на входе и выходе камеры сгорания / А.В. Григорьев [и др.] // Труды VII Всерос. науч.-техн. конф. СГАУ, Самара, 2010.
4. Теория воздушно-реактивных двигателей. Под редакцией доктора технических наук С.М. Шляхтенко, М., «Машиностроение», 1975. - 508 с.
5. Гриценко, Е.А. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев [и др.]. - Самара. СНЦ РАН, 2002. - 295 с.
6. Григорьев, А.В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую решетку турбины и оптимизация камеры сгорания / А.В. Григорьев, О.А. Рудаков, А.В. Соловьева // Материалы VI Всерос. науч.-практ. конф. «Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей». Вестник СГАУ. - Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007. – С. 77-81.
7. Боровик, С.Ю. Активное регулирование радиальных зазоров в проточной части ГТД (Обзор зарубежных публикаций) / С.Ю. Боровик, Ю.Н. Сокисов, В.П. Данильченко. - Газотурбинные технологии №2. 2011. - С. 36-40.