

проектировании такую априорную оценку можно осуществить на основе создания соответствующей базы знаний. Без создания такой базы знаний найти искомое сочетание неоднозначных исходных данных путем, например, полного факторного эксперимента типа 2^n для авиационного ГТД практически невозможно, так как в этом случае число необходимых вариантов расчета оптимумов исключительно велико ($N \geq 2^{15} \dots 2^{30}$).

В указанных целях наиболее целесообразно использовать заранее вычисленные для расчетных условий полета и рассматриваемых критериев эффективности ЛА специальные коэффициенты чувствительности $\delta X_{\text{opt}}/\delta b_k$. Такие коэффициенты позволяют отобрать два альтернативных варианта значений исходных данных b_k , которые приводят к смещению величины X_{opt} в сторону наибольших и наименьших значений. С этими наборами исходных данных производится расчет соответствующих

подмножеств оптимальных параметров для Y_i , что позволяет найти гарантируемую в условиях неопределенности область компромиссов.

Путем оптимизационных расчетов с помощью разработанной автоматизированной системы «АСТРА» авторами были определены коэффициенты чувствительности оптимальных значений π_k^* , m , π_r^* к изменению основных исходных проектных данных.

Результаты указанных исследований в обобщенном виде позволили сформировать базу знаний, предназначенную для интеллектуальной поддержки проектировщика при решении задач оптимизации параметров рабочего процесса ГТД в САПР.

УДК 621.431.75(075)

МЕТОДЫ И СРЕДСТВА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГТД В САЕ-СИСТЕМЕ «АСТРА»

© 2012 Кузьмичев В.С., Ткаченко А.Ю., Рыбаков В.Н., Крупенич И.Н., Кулагин В.В.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва
(национальный исследовательский университет), Самара

METHODS AND MEANS OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINE CONCEPTUAL DESIGN UNDERLYING THE CAE SYSTEM «ASTRA»

© 2012 Kuzmichev V.S., Tkachenko A.Yu., Rybakov V.N., Krupenich I.N., Kulagin V.V.

Main underlying principles of the CAE-system «ASTRA» are described.

Одной из важнейших и актуальных задач является выбор оптимальных значений параметров рабочего процесса авиационных ГТД. Другим аспектом повышения эффективности создаваемого авиационного ГТД на этапах начального проектирования является оптимизация конструктивно-геометрического облика его турбокомпрессора. Кроме того, важным фактором, определяющим эффективность летательного аппарата (ЛА), является

определение оптимального управления ГТД в течение полетного цикла с учетом ограничений режимов полета ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

Математически множество значений параметров рабочего процесса ГТД, принадлежащих области локально-оптимальных решений определяется следующим выражением:

$$X_{i_k} = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt i}, b_k, p) \leq Y_i(X, b_k, p) \leq \left(1 + \frac{\Delta y}{\rho_i \rho_k}\right) Y_i(X_{opt i}, b_k, p) \right\},$$

где X – вектор оптимизируемых параметров ГТД; b_k – вектор неоднозначных исходных данных; p – вектор детерминированных исходных данных; ρ_i, ρ_k – коэффициенты, позволяющие учесть степень важности при выборе параметров соответственно критерия оценки Y_i и варианта сочетания исходных данных (b_k, p).

Решения, удовлетворяющие комплексу критериев с учетом неопределенности исходных данных (области компромиссов) отыскиваются как результат пересечения локально-оптимальных областей:

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^r \bigcap_{k=1}^q X_{i_k},$$

где r – количество рассматриваемых критериев оценки Y_i ; q – количество рассматриваемых вариантов сочетания исходных данных неоднозначной величины.

Многокритериальная задача формирования рационального облика турбокомпрессора математически может быть сформулирована следующим образом:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_k \max_i \left(\min_x \max_i \delta y_{i_k}(x, S_k) \mid q(x, S) \leq 0, a_n \leq x_n \leq b_n \right) \right\},$$

где $\Omega^* = \{x, S\}$ – множество искомых параметров;

$x = (\bar{r}_k, \bar{r}_t, D_{1kj}/D_{1тсрj}, D_{1тсрj+1}/D_{1тсрj})$ – вектор оптимизируемых конструктивно-геометрических параметров размерности n (n – количество оптимизируемых параметров); S_k – множество конструктивно-схемных признаков (число валов, тип компрессора, турбин, КС и т.д.), определяющих схему турбокомпрессора; y – множество критериев эффективности (масса, стоимость, КПД и т.д.);

$q = \{\sigma_{рдоп}, h_{2к}, \dots\}$ – заданные функциональные ограничения; $\delta y_k = \rho_i \frac{y_{i_k} - y_i^{тс}}{y_i^{тс}}$ – нормированное по техническому заданию

значение i -го критерия (или $\delta y_{i_k} = \rho_i \frac{y_{i_k} - y_i^{opt}}{y_i^{opt}}$); ρ_i – коэффициент важности (весомости) i -того критерия.

Совокупность искомых параметров $\Omega = \{x_1, x_2, \dots, x_n, \dots, S_k\}$ представляет собой множество независимых переменных x и схемных признаков S_k , которые определяют концепцию проекта и характеризуют все конструктивно-геометрические параметры турбокомпрессора и однозначно определяют значения частных критериев эффективности системы более высокого иерархического уровня.

Задача оптимизации управления ГТД в процессе полета ЛА заключается в определении такого изменения параметров регулирования двигателя по траектории полета, при котором целевая функция, характеризующая эффективность ЛА, достигает оптимума:

$$\bar{u} = opt_u Y(u).$$

В данной задаче в качестве параметров управления процессом выступают параметры регулирования двигателя u_j , совокупность которых однозначно определяет режим его работы. Функции изменения параметров регулирования ГТД в зависимости от текущей дальности полета ЛА L образуют функцию управления u :

$$u = \{u_1(L); u_2(L); \dots; u_k(L)\}.$$

Например, для ТРДД с одним управляющим фактором в качестве функции управления может выступать изменение частоты вращения ротора высокого давления по траектории полета $u = \{n_{вд}(L)\}$.

Для определения компромиссного варианта управления ГТД, отвечающего комплексу критериев оценки эффективности ЛА, используется минимаксный принцип оптимальности, в соответствии с которым минимизируемой величиной является максимальное значение из набора нормированных критериев эффективности:

$$Y(u) = \max_j (\rho_j F_j^{норм}(u)) \rightarrow \min,$$

где ρ_j – степень значимости j -го критерия; $F_j(u)$ – нормированное значение

критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия (например, $C_{Ткм}$, a , \bar{P}) от его оптимального значения F_j^{opt} , найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Важнейшим аспектом современной методологии проектирования авиационных ГТД является экспертиза проекта, которая служит инструментом оценки качества

проекта. Принятие решений на различных этапах проектирования в значительной степени основывается на адекватном прогнозировании требуемого научно-технического уровня ГТД.

Созданная в СГАУ автоматизированная САЕ система «АСТРА» позволяет решать указанные задачи.

УДК 621.431.75(075)

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ ТРДДС ВЫПОЛНЕННЫМ ГАЗОГЕНЕРАТОРОМ

© 2012 Кузьмичев В.С., Кулагин В.В., Ткаченко А.Ю., Крупенич И.Н., Рыбаков В.Н.

Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет), Самара

PROBLEM FORMULATION OF BYPASS ENGINE PARAMETERS OPTIMIZATION WITH A PRESELECTED GAS-GENERATOR

© 2012 Kuzmichev V.S., Kulagin V.V., Tkachenko A.Yu., Krupenich I.N., Rybakov V.N.

Formulation of problem bypass engine parameters optimization using the aircraft efficiency criteria in a case of gas-generator being preselected is described.

В общем случае задача оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД заключается в отыскании области компромиссов по совокупности критериев оценки двигателя в системе летательного аппарата.

В данной работе рассматривались три основных критерия: суммарная масса силовой установки и топлива в баках самолёта $M_{су+т}$; затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза $C_{Ткм}$; себестоимость перевозок a . Кроме того, для сравнительного анализа результатов исследований определялся критерий, характеризующий только эффективность двигателя – удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{уд.кр}$.

Вследствие того, что использование заданного газогенератора накладывает определённые ограничения на энергетические возможности ТРДД, то достижение заданных тяг двигателя на взлётном P_0 и крейсерском $P_{кр}$ режимах при одновременном выполнении ограничения на максимальную величину

температуры газа перед турбиной $T_{г0}^*$ обеспечивается только за счёт подбора степени двухконтурности $m_{кр}$ и температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме $T_{гкр}^*$, а также исходных положений рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора (каскадов среднего и высокого давления трехвального ТРДД) на расчётном крейсерском режиме, определяющих приведённый расход воздуха через газогенератор $G_{всд.пр.всд.кр}$.

В этом случае, суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя $\pi_{к\Sigma кр}^*$ будет однозначно определяться величиной степени повышения давления в каскаде низкого давления $\pi_{кнд.кр}^*$, то есть во внутреннем контуре вентилятора и подпорных ступенях. Величина $\pi_{кнд.кр}^*$ обуславливает, с одной стороны, требуемые положения рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора на расчётном режиме, а с другой – конструктивно-геометрические параметры турбовентилятора, например, количество