

турбинами НД и ВД также оказывает меньшее влияние на массу двигателя в целом, таким образом, наблюдается монотонный рост массы ТРДД (рис. 4).

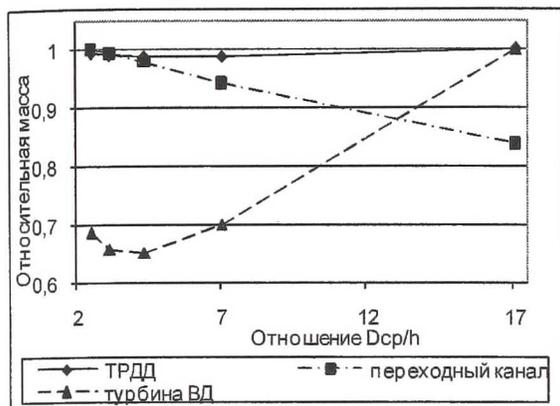


Рис. 3. Зависимость \bar{M}_i турбокомпрессора, турбины ВД и переходного канала от отношения $D_{ср}/h_{л}$ на входе турбины ВД

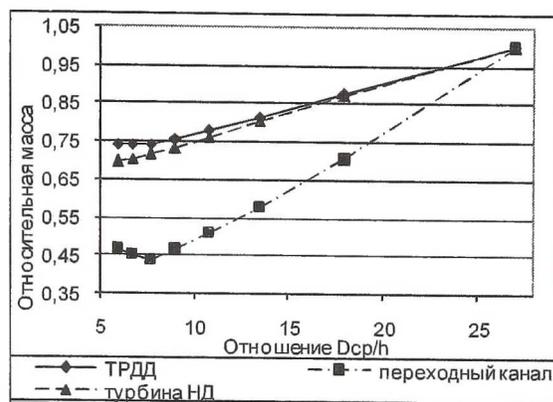


Рис. 4. Зависимость \bar{M}_i двигателя, турбины НД и переходного канала от отношения $D_{ср}/h_{л}$ на входе турбины НД

Приведенные зависимости позволяют выявить основные закономерности влияния геометрических параметров турбо-компрессора ТРДД на его массу.

УДК 621.431.75(075)

ВЛИЯНИЕ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ИСХОДНЫХ ПРОЕКТНЫХ ДАННЫХ НА ВЫБОР ОПТИМАЛЬНЫХ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ГТД

© 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

INFLUENCE OF THE INITIAL DESIGN DATA UNCERTAINTY ON THE CHOICE OF OPTIMAL WORKING PROCESS PARAMETERS OF GAS TURBINE ENGINE

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

Influence of the initial design data uncertainty on the choice of optimal working process parameters of gas turbine engine is described.

Важнейшим аспектом современного проектирования авиационной силовой установки является определение оптимальных величин параметров двигателя и его элементов на всех этапах его проектирования.

При выборе оптимальных параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя (ГТД) на основе критериев оценки летательного аппарата (ЛА) необходимо обеспечить наивыгоднейшее согласование выходных параметров СУ с запроектированными параметрами ЛА. В сложившейся практике проектирования ГТД принято оптимизацию его параметров выполнять последовательно: на основании

выбранных значений оптимальных параметров рабочего процесса определяются оптимальные размеры проточной части двигателя, на этой основе проектируются оптимальные варианты компрессора и турбины и т.д. Таким образом, выбор параметров рабочего процесса СУ непосредственно влияет на всю систему исходных данных для проектирования как основных элементов двигателя, так и ЛА.

Задаче выбора параметров авиационных ГТД, как и задачам проектирования вообще, присуща неопределенность, которую обуславливают многокритериальность оценки эффективности летательного аппарата (ЛА) и

многорежимность его эксплуатации; недостаточная определенность значений многих исходных проектных данных, при которой для части из них нельзя однозначно указать не только точных численных значений, но и законов распределения; предпосылки, допущения, погрешности и ограничения методик расчета и технических требований; существование неучтенных факторов.

Таким образом, при оптимизации параметров авиационного ГТД имеют место два основных вида неопределенностей исходной проектной информации – неопределенность цели (многокритериальность оценки ЛА) и неопределенность исходных проектных данных ГТД и ЛА. Благодаря этому задача оптимизации параметров ГТД приобретает бивекторный характер, так как в силу неопределенности исходных данных каждый из критериев, входящих в комплексную оценку эффективности ЛА, в свою очередь, является вектором.

Таким образом, отыскание таких значений параметров рабочего процесса ГТД, которые сохраняли бы свою оптимальность при изменении КПД или массы его узлов, а также и параметров ЛА относительно запроектированных значений, является необходимым условием обеспечения стабильности проектных характеристик ЛА в целом.

Решение большинства задач векторной оптимизации наиболее рационально начинать с определения области компромиссов, т.е. того подмножества возможных решений, в котором каждое из них находится в пределах допустимых отклонений локальных критериев от своих оптимальных значений. Путем определения области компромиссов осуществляется сужение области поиска оптимальных решений, что способствует более объективному выбору окончательного решения.

При оптимизации параметров авиационного ГТД с учетом бивекторного характера задачи область компромиссов можно определить как результат пересечения подмножества параметров, оптимальных по разным критериям при различных вариантах возможных сочетаний исходных проектных данных.

Для оценки надежности оптимального решения необходимо исследовать устойчивость результата, получаемого при различных вариантах сочетания возможных значений исходных данных неоднозначной величины.

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 $X = \{m, \pi_k^*, \pi_b^*, T_r^*\}$ – вектор оптимизируемых параметров ГТД; b_k – вектор исходных данных неоднозначной величины; 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).

$$X_{opt} = \left\{ \arg \min Y_i \mid Y_i = F_i(x, b_k, p) \right\},$$

где $Y_i = \{M_0, C_{Т-км}, a, \dots\}$ – множество критериев оценки.

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.

Однако для того, чтобы определить границы гарантируемой области компромиссов, в пределах которой можно выбирать наиболее устойчивые значения параметров рабочего процесса ГТД, необходимо располагать методами, позволяющими априори оценить наиболее неблагоприятные сочетания прогнозируемых значений исходных проектных данных неоднозначной величины b_k . При автоматизированном

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: