

В. С. Кузьмичев, Ю. М. Сивцов

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УРОВНЯ ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО СОВЕРШЕНСТВА ЭЛЕМЕНТОВ ГТД ПРИ ОГРАНИЧЕННОЙ ВЫХОДНОЙ ИНФОРМАЦИИ

Характерными особенностями задач проектирования газотурбинных силовых установок являются, как известно, многокритериальность оценки их эффективности и неопределенность значительной части исходной проектной информации. Для оценки вероятности реализации возможных проектных решений в условиях неопределенности исходной информации необходимо знание законов распределения таких прогнозных параметров ГТД, как к. п. д. турбин и компрессоров, коэффициентов потерь в проточной части двигателя и т. п. В публикуемой литературе данные о термогазодинамическом совершенстве элементов ГТД, на основе которых могут быть построены законы распределения, как правило отсутствуют, а приводятся лишь основные технические данные двигателей [1]. В связи с этим возникает задача оценки наиболее вероятных значений к. п. д. и коэффициентов потерь в проточной части ГТД при известных (опубликованных) параметрах рабочего процесса и основных данных двигателя — тяге (удельной тяге), удельном расходе топлива и т. п.

Традиционный подход к решению указанных задач — это проведение множества итерационных поверочных термогазодинамических расчетов и сравнение получаемых при этом результатов с данными, опубликованными фирмами. ЭВМ в этом случае используется лишь как инструмент проведения прямых термогазодинамических расчетов. А поскольку из-за сложности математической модели ГТД невозможно априорно оценить влияние различных факторов (к. п. д. узлов, коэффициентов потерь и т. д.) на выходные данные ГТД, например, $P_{уд}$, $C_{уд}$, решение данной задачи требует значительных затрат времени и усилий расчетчиков.

В общем виде математическое описание данной задачи выглядит следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} F_1(X) - F_{1\text{зад}} &= 0; \\ F_2(X) - F_{2\text{зад}} &= 0; \\ F_n(X) - F_{n\text{зад}} &= 0, \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

где F_1, F_2, F_n — известные выходные параметры ГТД ($P_{уд}, C_{уд}$); $X = \{X_1, X_2, \dots, X_n\}$ — вектор искомых параметров (к. п. д. узлов, коэффициенты потерь и т. д.).

При наличии ограниченной информации по выходным параметрам ГТД, обычно существующей в практике, имеет $n \ll k$. В этом случае система уравнений (1) не имеет единственного, однозначного решения.

Формализация процесса поиска наиболее вероятных значений к. п. д. и коэффициентов потерь на основе современных математических моделей ГТД путем сведения данной задачи к задаче нелинейной оптимизации является одним из эффективных методов ее решения.

В этом случае математическая постановка задачи формулируется следующим образом:

$$X = \arg \min \varphi(X); \quad A \leq X \leq B, \quad (2)$$

где $X = \{\eta_{ki}, \eta_{ti}, \sigma_{i...}\}$ — вектор искомых параметров; A, B — векторы ограничений на независимые переменные; $\varphi(X)$ — целевая функция.

Решением данной задачи является отыскание таких сочетаний к. п. д., коэффициентов потерь и других параметров в диапазонах их реального изменения, которые обеспечивают заданные уровни удельной тяги и удельного расхода топлива.

Проведенные исследования показали, что наиболее целесообразно использование целевой функции

$$\varphi(X) = \max_{i=1, n} |\delta_i(X)| + \rho \max_{j=1, k} |\delta_j(X)|, \quad (3)$$

где

$$\delta_i = \begin{cases} \delta_1 = (P_{уд}(X) - P_{уд}(X)_{зад}) / P_{уд}(X)_{зад}; \\ \delta_2 = (C_{уд}(X) - C_{уд}(X)_{зад}) / C_{уд}(X)_{зад}; \end{cases}$$

$\delta_j = (X_j - X_{j,зад}) / X_{j,зад}$; ρ — коэффициент значимости составляющих целевой функции $\varphi(X)$. Первое слагаемое целевой функции (3) реализует выбор искомых к. п. д. и коэффициентов потерь, обеспечивающих заданные выходные параметры двигателя, второе — получение решения, наиболее близкого к некоторому базовому, заданному расчетчиком в качестве наиболее вероятного. При $\rho=0$ задание базового решения не требуется и выбор окончательного решения осуществляется на основе начального решения, полученного при минимизации функции $\varphi(X)$, в диалоговом режиме.

Для реализации решения задачи (2) был разработан программный комплекс, укрупненная блок-схема которого представлена на рисунке.

Программный комплекс реализован на языке PL/1, ориентирован на использование технических средств ЕС ЭВМ и состоит из следующих основных модулей.

ТЕРМО — комплекс программ термогазодинамического расчета ГТД, позволяющий производить расчет параметров рабочего процесса различных типов двигателей, включающий подпрограммы: входное устройство, компрессор, камера сгорания,

турбина, камера смещения, форсажная камера, сопло, свободная турбина. Соответствующее подключение этих подпрограмм позволяет набрать любую схему двигателя.

FUNOP — модуль расчета целевой функции, в котором введены ограничения на диапазоны изменения оптимизируемых независимых переменных.

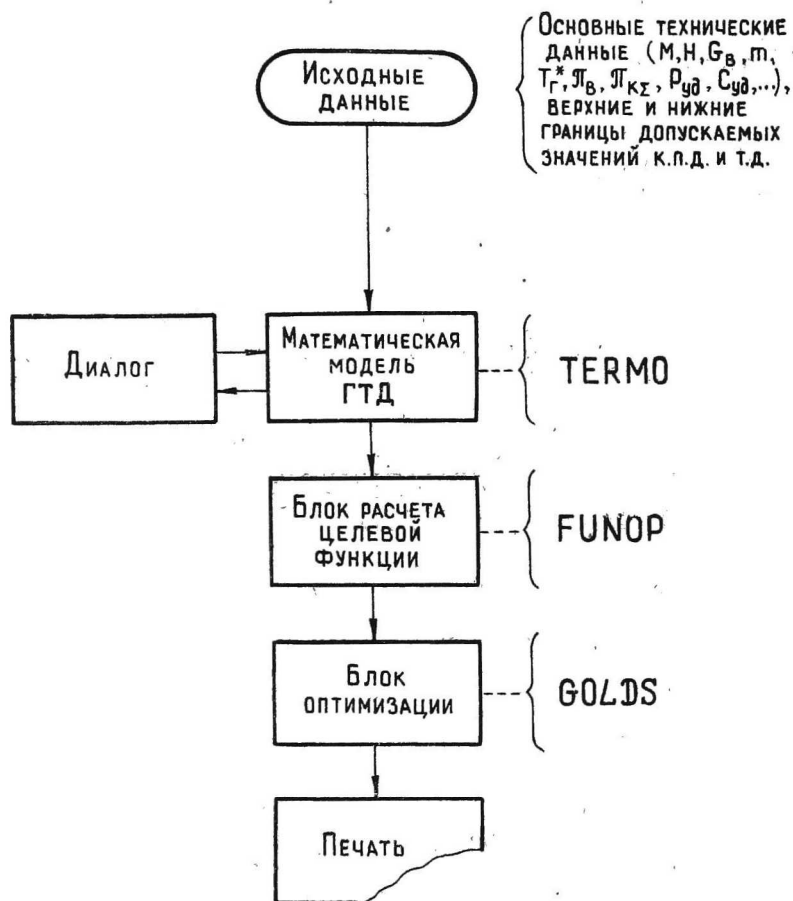


Рис. Блок-схема программы поиска вероятных значений к. п. д. и коэффициентов потерь в проточной части ГТД

GOLDS — модуль оптимизации, позволяющий осуществлять поиск минимума сформированной целевой функции, имеющей до 30 независимых переменных, на основе метода деформированных многогранников [2].

При решении данной задачи, кроме пакетного (автоматизированного) режима подбора к. п. д. и коэффициентов потерь, предусмотрен также режим диалога. В процессе работы диалоговая система ведет контроль за правильностью ввода исходной

информации. Если получаемые при решении параметры выходят за реальные области своего же существования, система выдает сообщение на экран дисплея.

Разработанный программный комплекс прошел апробацию при проведении поверочных расчетов 60 различных типов отечественных и зарубежных ГТД и показал высокую надежность и эффективность.

Л и т е р а т у р а

1. Иностранные авиационные и ракетные двигатели (по данным иностранной печати).— М.: ЦИАМ, вып. 1967—1981.
2. Хаммельблау Д. Прикладное нелинейное программирование. М.: Мир, 1975.

УДК 629.7.036

*С. К. Бочкарев, А. Я. Дмитриев, В. В. Кулагин, В. В. Мосоулин,
Е. Д. Стенькин, С. А. Сватенко*

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕКОТОРЫХ МЕТОДОВ ИДЕНТИФИКАЦИИ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ТРДД С РЕЗУЛЬТАТАМИ ИСПЫТАНИЙ

Условные обозначения

- n — частота вращения ротора;
- P — тяга;
- $P_{к*}$ — полное давление воздуха за компрессором;
- $T_{к*}$ — температура торможения воздуха за компрессором;
- $T_{т*}$ — температура торможения газа за турбиной;
- $\pi_{в*}$ — степень повышения полного давления вентилятором;
- $\pi_{к*}$ — степень повышения полного давления компрессором;
- η — к. п. д.;
- $\sigma_{кс}$ — коэффициент восстановления полного давления в камере сгорания;
- $G_{вд}$ — массовый расход воздуха через двигатель;
- $\sigma_{п}$ — коэффициент восстановления полного давления в наружном контуре;
- $\nu_{отб}$ — коэффициент, учитывающий отбор воздуха из-за компрессора на охлаждение турбины;
- A_t — пропускная способность турбины.

И н д е к с ы

- $пр$ — приведенные параметры;
- НД — низкое давление;
- ВД — высокое давление;
- \wedge — знак над параметром означает его оценку.

Повышение качества и надежности авиационных газотурбинных двигателей на всех этапах жизненного цикла, увеличение