

УДК 621.431.75(075)+004.9

## МЕТОДЫ И СРЕДСТВА КОНЦЕПТУАЛЬНОГО ПРОЕКТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ В САЕ-СИСТЕМЕ «АСТРА»

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

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

В статье описаны методы и средства концептуального проектирования авиационных газотурбинных двигателей (ГТД), реализованные в САЕ-системе АСТРА.

*Двигатель газотурбинный, проектирование концептуальное, САЕ-система.*

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 полётного цикла с учетом ограничений режимов полёта ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

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

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

где  $X$  – вектор оптимизируемых параметров ГТД;  $b_k$  – вектор неоднозначных исходных данных;  $p$  – вектор детерминированных исходных данных;  $\rho_i, \rho_k$  – 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 учётом неопределённости исходных данных (области компромиссов), отыскиваются как результат

пересечения локально-оптимальных областей:

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

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:

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_S \left[ \min_X F(X, S) \right] \right\},$$

при условии  $q_e(X, C) \leq 0, a_f \leq x_f \leq b_f$ ,

где  $\Omega^* = \{X, S\}$  – множество искомым параметров;

$F(X, S)$  – целевая функция;

$q_e(X, C)$  – заданные функциональные ограничения;

$$X = (\lambda_{k,j,ВХ}, \lambda_{t,j,ВХ}, \bar{d}_{k,j,ВЫХ},$$

$$\left( \frac{D_{cp}}{h} \right)_{t,j,ВХ}, z_{t,j}, z_{k,j}, \dots) \text{ – вектор}$$

оптимизируемых конструктивно-геометрических параметров размерности  $n$ ;

$$S = (s_1, s_2, \dots) \text{ – множество}$$

конструктивно-схемных признаков (число валов, тип компрессора, турбин, КС и т.д.), определяющих  $k$ -ю схему турбокомпрессора;

$$C = (c_1, c_2, \dots) \text{ – заданные}$$

исходные проектные данные;

$a_f, b_f$  – ограничения на проектные переменные.

Совокупность искомым параметров  $\Omega = \{x_1, x_2, \dots, s_1, s_2, \dots\}$  представляет собой множество независимых переменных  $X$  и схемных признаков  $S$ , которые определяют концепцию проекта, характеризуют все конструктивно-геометрические параметры турбокомпрессора, схему турбокомпрессора и однозначно определяют значения частных критериев эффективности двигателя.

Целевая функция  $F$  может формироваться из множества значений частных критериев эффективности системы более высокого иерархического уровня  $Y = (y_1, y_2, \dots, y_i, \dots)$  как аддитивная свёртка критериев  $F = \sum_i [\rho_i \delta y_i(X, S_k)]$ . Здесь  $\delta y_i$  – нормированная по оптимальному значению  $[\delta y_i = (y_i - y_i^{opt}) / y_i^{opt}]$  величина  $i$ -го критерия;  $\rho_i$  – коэффициент важности (весомости)  $i$ -го критерия.

В процессе оптимизации функциональные ограничения и ограничения на оптимизируемые переменные учитываются введением штрафов на целевую функцию при их невыполнении:

$$F_{\text{штраф}} = \begin{cases} K_f \cdot \frac{a_f - x_f}{a_f}, & \text{при } x_f < a_f; \\ K_f \cdot \frac{x_f - b_f}{b_f}, & \text{при } x_f > b_f; \\ K_e \cdot |q_e(X, C)|, & \text{при } q_e(X, C) > 0. \end{cases}$$

Формирование оптимального облика турбокомпрессора можно разбить на три вложенных задачи. Первая заключается в согласовании конструктивно-геометрических параметров турбокомпрессора при заданном векторе оптимизируемых параметров  $X$ . Суть второй задачи сводится к определению оптимальных конструктивно-геометрических параметров для каждой из выбранных схем турбокомпрессора ТРДД. Третья задача является задачей структурной оптимизации, решение которой осуществляется при целенаправленном переборе возможных конструктивно-схемных

решений с оптимальными конструктивно-геометрическими параметрами и выборе наилучшего варианта облика турбокомпрессора на основе комплекса критериев оценки.

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

$$\bar{u} = \underset{u}{opt} Y(u).$$

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 полёта 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 полёта  $u = \{n_{вд}(L)\}$ .

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  $\rho_j$  – степень значимости  $j$ -го критерия;  $F_j(u)$  – нормированное значение критерия эффективности, которое характеризует относительное отклонение текущего значения данного критерия (например,  $C_{Т-КМ}, a, \bar{P}$ ) от его оптимального значения  $F_j^{opt}$ , найденного в результате однокритериальной оптимизации.

Взаимосвязь функции управления и критериев эффективности ЛА описывается математической моделью полёта ЛА [1] и определяется путем численного решения системы дифференциальных уравнений динамики полёта ЛА.

Как показано в [1], моделирование типовых полётных циклов транспортных и пассажирских самолётов выполняется поэтапно. Следовательно, и оптимизация управления выполняется на каждом этапе отдельно с помощью соответствующей математической модели. Заключение о выборе того или иного способа управления на каждом из этапов можно сделать только на основании значений критериев эффективности ЛА, получаемых по результатам моделирования всего полётного цикла.

При составлении методики решения поставленной задачи необходимо учитывать назначение ЛА и особенности управления его силовой установкой на каждом из участков полёта. На этапах взлёта и посадки, ожидания и предпосадочного маневрирования режимы работы двигателей определяются требованиями безопасности, эксплуатационными требованиями, в соответствии с которыми работа двигателей чаще всего осуществляется на предельных режимах и не предусматривает оптимизации.

На этапах набора высоты и снижения режимы работы двигателей также регламентированы, но при изменении высоты полёта параметры двигателей не сохраняются постоянными, а изменяются в соответствии с выбранным законом управления двигателями и изменением внешних условий. Таким образом, оптимизация управления на этих этапах заключается в выборе наиболее выгодного закона управления двигателями, который в совокупности с результатами оптимизации на крейсерском участке обеспечит максимальную эффективность ЛА. Режимы работы двигателей на крейсерском участке могут изменяться в широких пределах. Следовательно, оптимизация управления на крейсерском участке заключается в определении наиболее выгодного изменения режима работы двигателей на этом участке.

Для дозвуковых транспортных и пассажирских самолетов можно сформулировать следующую последовательность оптимизации управления ГТД:

1) формирование множества возможных законов управления ГТД;

2) определение массы и скорости ЛА в начале этапа набора высоты;

3) моделирование этапа набора высоты по заданной программе  $V = \Psi(H)$  с различными законами управления ГТД и определение параметров состояния ЛА в конце данного этапа;

4) оптимизация режимов ГТД на крейсерском участке полёта для каждого варианта набора высоты по совокупности критериев эффективности ЛА, рассчитанных с учётом затрат топлива и времени на этапах снижения и посадки;

5) выбор оптимального варианта закона управления по результатам, полученным в предыдущем пункте.

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.

Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании постановления Правительства РФ №218 от 09.04.2010.

### Библиографический список

1. Кузьмичев, В.С. Моделирование полета летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков – Известия Самарского научного центра Российской академии наук. – 2012. – т.14, №2(2). – С.491-494.

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

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

Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University)

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

*Gas turbine engine, underlying principles, CAE-system.*

**Информация об авторах**

**Кузьмичев Венедикт Степанович**, доктор технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kuzm@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, начальный уровень проектирования ГТД, оценка научно-технического уровня ГТД, САПР ГТД.

**Ткаченко Андрей Юрьевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: tau@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, математическое моделирование, управление газотурбинными двигателями, методы расчёта эксплуатационных характеристик, численные методы оптимизации.

**Рыбаков Виктор Николаевич**, аспирант кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: rybakov@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, оптимизация параметров рабочего процесса ГТД, начальный уровень проектирования ГТД, математическое моделирование.

**Крупенич Илья Николаевич**, кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kru@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, математическое моделирование, проектирование турбокомпрессора ГТД, численные методы оптимизации.

**Кулагин Виктор Владимирович**, кандидат технических наук, профессор кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский государственный аэрокосмический университет имени академика С.П. Королёва (национальный исследовательский университет). E-mail: kulvv@ssau.ru. Область научных интересов: теория газотурбинных двигателей, начальный уровень проектирования ГТД, идентификация математических моделей ГТД.

**Kuzmichev Venedikt Stepanovich**, Doctor of Science, Professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: kuzm@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, initial level of gas turbine engine design, assessment of scientific and technological level of gas turbine engines, gas turbine engines computer-aided systems.

**Tkachenko Andrey Yurievich**, Candidate of Science, Associate professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: tau@ssau.ru. Area of research: gas turbine

engines theory, mathematical simulation, gas turbine engine controlling, design methods of field-performance data, numerical method of optimization.

**Rybakov Viktor Nikolaevich**, post-graduate student at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University). E-mail: rybakov@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, gas turbine engines parameters optimization, initial level of gas turbine engine design, mathematical simulation.

**Krupenich Iliya Nikolaevich**, Candidate of Science, Associate professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University) E-mail: kru@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, mathematical simulation, gas turbine engine's turbocompressor design, numbering method of optimization.

**Kulagin Viktor Vladimirovich**, Candidate of Science, Professor at Aircraft Engine Theory Department, Samara State Aerospace University named after academician S.P. Korolyov (National Research University), E-mail: kulvv@ssau.ru. Area of research: gas turbine engines theory, initial level of gas turbine engine design, identification of mathematical model of gas turbine engines.