

УДК 621.431.75

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ НАЧАЛЬНОГО ЭТАПА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ГТД МЕТОДАМИ САЕ-СИСТЕМЫ «АСТРА»

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

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

В статье рассмотрены вопросы начального уровня проектирования ГТД. Приведены примеры оптимизации ТРДД для дальнемагистрального самолёта без учёта ограничений по газогенератору и описаны особенности оптимизации ГТД с заданным газогенератором. Приведены примеры выбора параметров для ГТУ и привода газотурбовоза.

Двигатель газотурбинный, оптимизация, проектирование, выбор параметров, управление.

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 учётом ограничений режимов полёта ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

Указанные задачи решаются разработанной САЕ-системой «АСТРА» [1], функциональные возможности которой представлены на рис. 1.

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

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

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

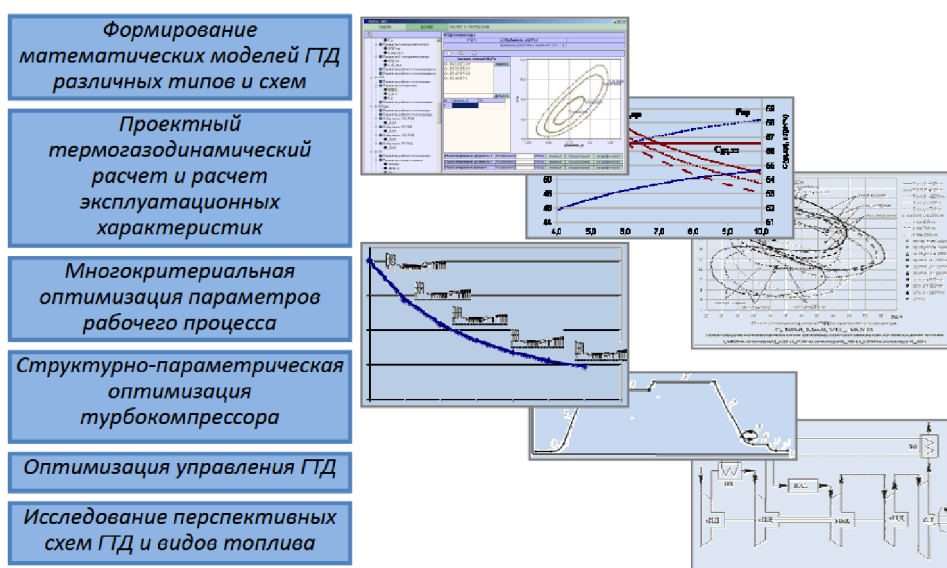


Рис. 1. Функциональные возможности САЕ-системы «АСТРА»

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 рассмат-

риваемых вариантов сочетания исходных данных неоднозначной величины.

На рис. 2 представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с тягой $P_0=295$ кН без ограничений по газогенератору для дальнемагистрального самолёта АН-124.

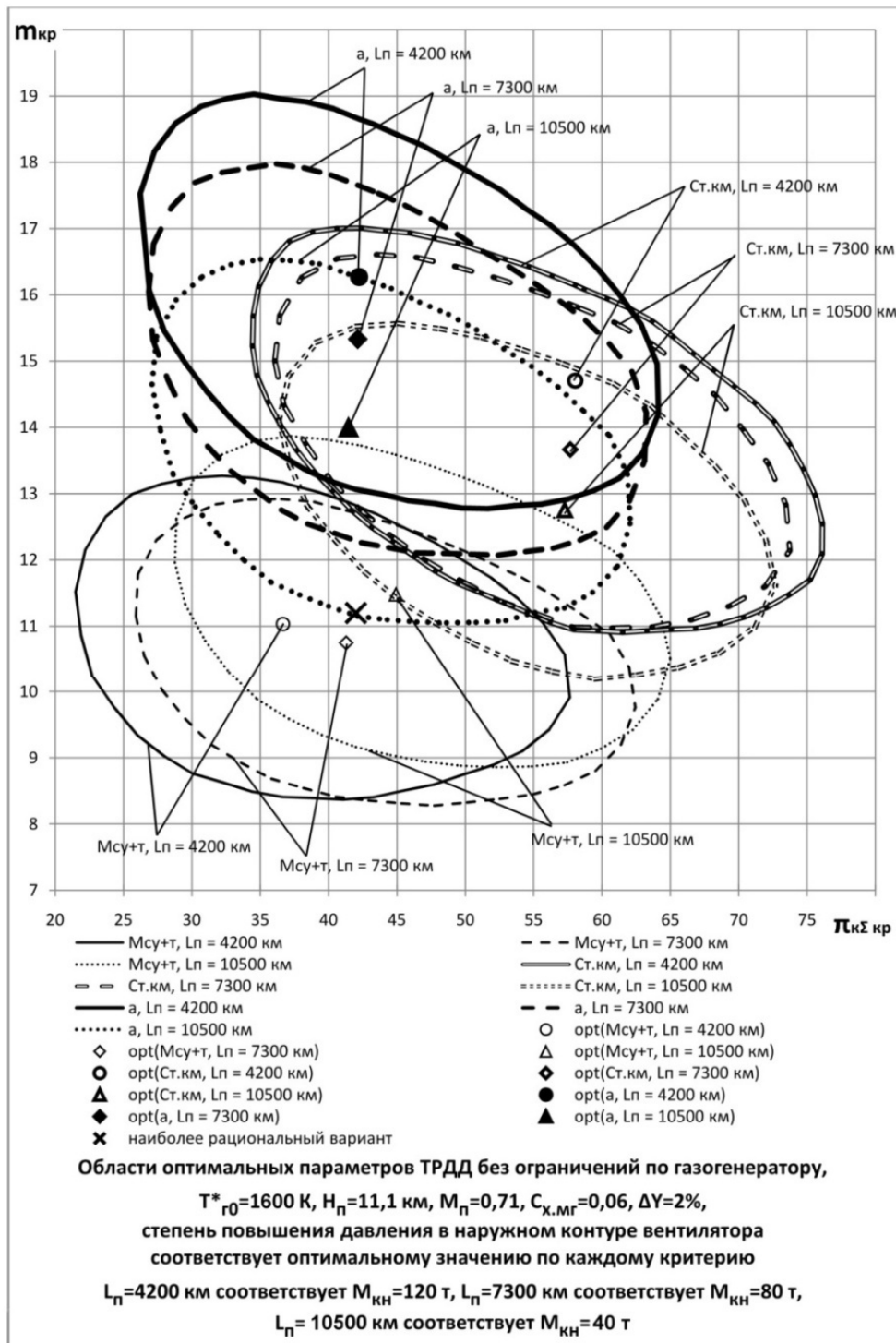


Рис.2. Области оптимальных параметров ТРДД без ограничений по газогенератору

САЕ-система «АСТРА» позволяет решать задачи выбора параметров ГТД при использовании заданного газогенератора. При этом 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 за счёт подбора степени двухконтурности $m_{кр}$ и температуры газа перед турбиной на крейсерском режиме $T_{гкр}^*$.

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 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 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; $F_j^{норм}(u)$ – 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} , най-

денного в результате однокритериальной оптимизации.

Взаимосвязь функции управления и критериев эффективности описывается математической моделью полёта ЛА и определяется путём численного решения системы дифференциальных уравнений динамики полёта.

Как показано в [2], моделирование типовых полётных циклов транспортных и пассажирских самолётов выполняется поэтапно. Следовательно, и оптимизация управления выполняется на каждом этапе отдельно с помощью соответствующей математической модели. При этом 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 этапов 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.

Для звуковых транспортных и пассажирских самолётов можно сформу-

лизовать 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.

Дальнейшее повышение энергетической эффективности ГТД может быть обеспечено только применением более сложных термодинамических циклов. На рис. 3 в качестве примера показана возможность повышения эффективного КПД примерно на 10% за счёт регенерации тепла выхлопных газов.

На рис. 4, 5 представлены результаты анализа возможности создания на базе этого газогенератора ГТУ с расчётной мощностью 40 МВт и привода газотурбовоза с расчётной мощностью 10 МВт.

Одной из проблем создания ГТУ для газотурбовоза на базе выбранного газогенератора является слишком большой расход воздуха, который не может быть обеспечен входным устройством газотурбовоза. На рис. 6, 7 приведены результаты исследования по возможности снижения расхода воздуха при сохранении потребной мощности.

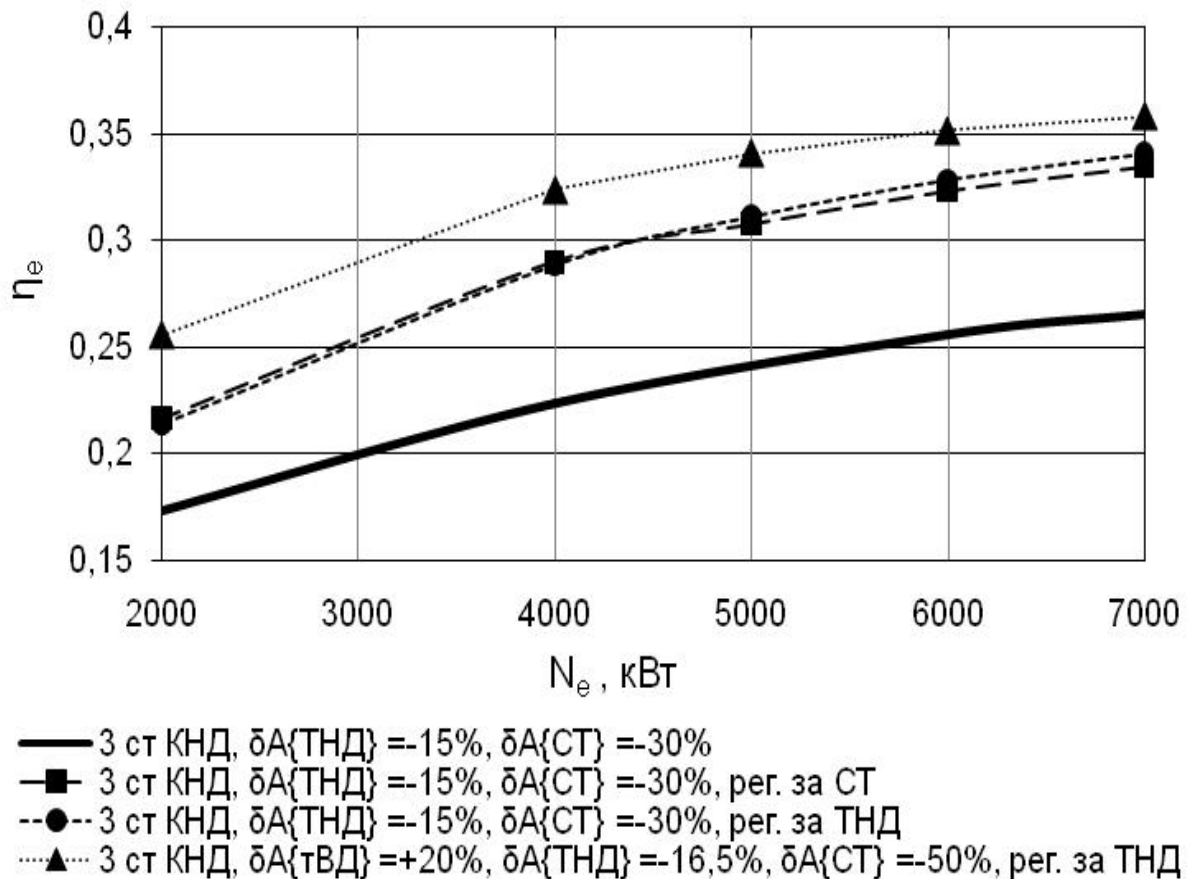


Рис. 3. Исследование возможности повышения КПД ГТУ за счет применения сложных циклов ($T_{z0}^* = 1138\text{ K}$, $\pi_{kz0}^* = 7,63$, $N_{e0} = 6,0\text{ MВт}$)

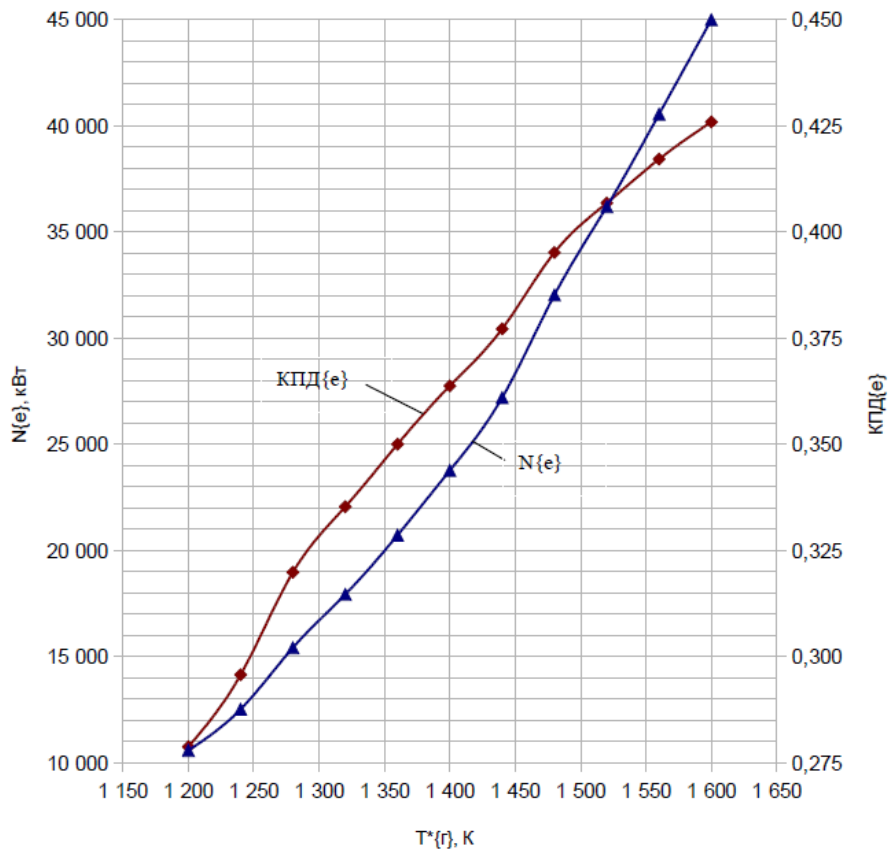


Рис. 4. Дроссельная характеристика ГТУ с расчётной мощностью 40МВт ($H=0, M=0, CAU$)

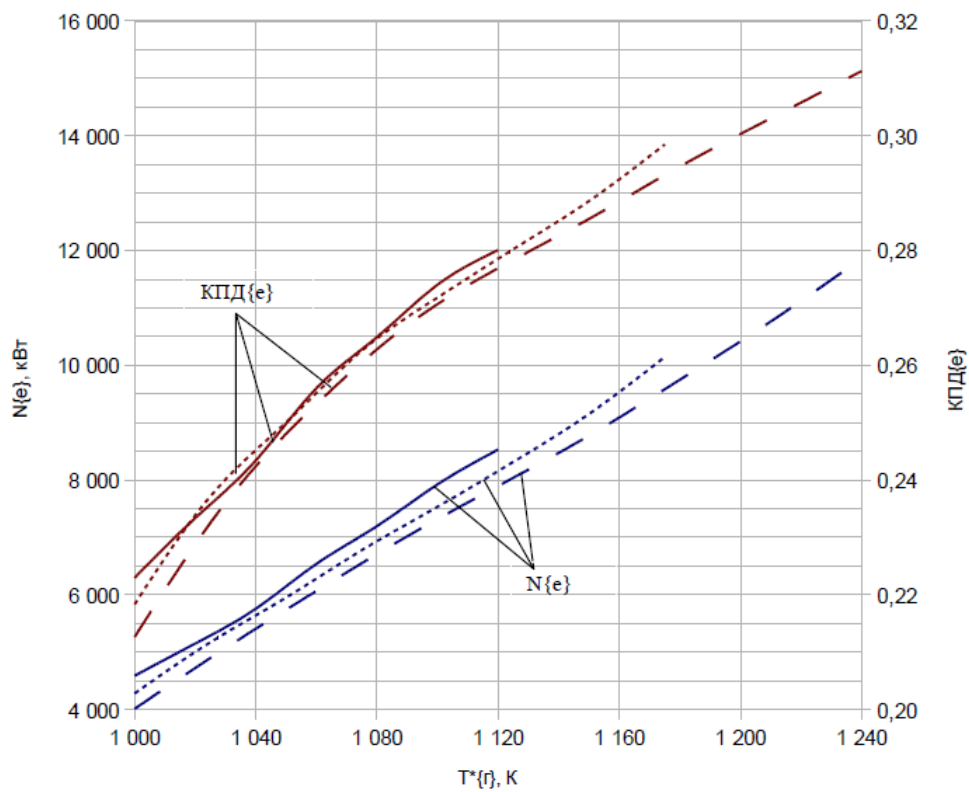


Рис. 5. Дроссельная характеристика ГТУ для газотурбовоза ($H=0, M=0, CAU$):
 — $n_{вд.пр.вВД,расч} = 100\%$; $n_{вд.пр.вВД,расч} = 103\%$ — — $n_{вд.пр.вВД,расч} = 106\%$

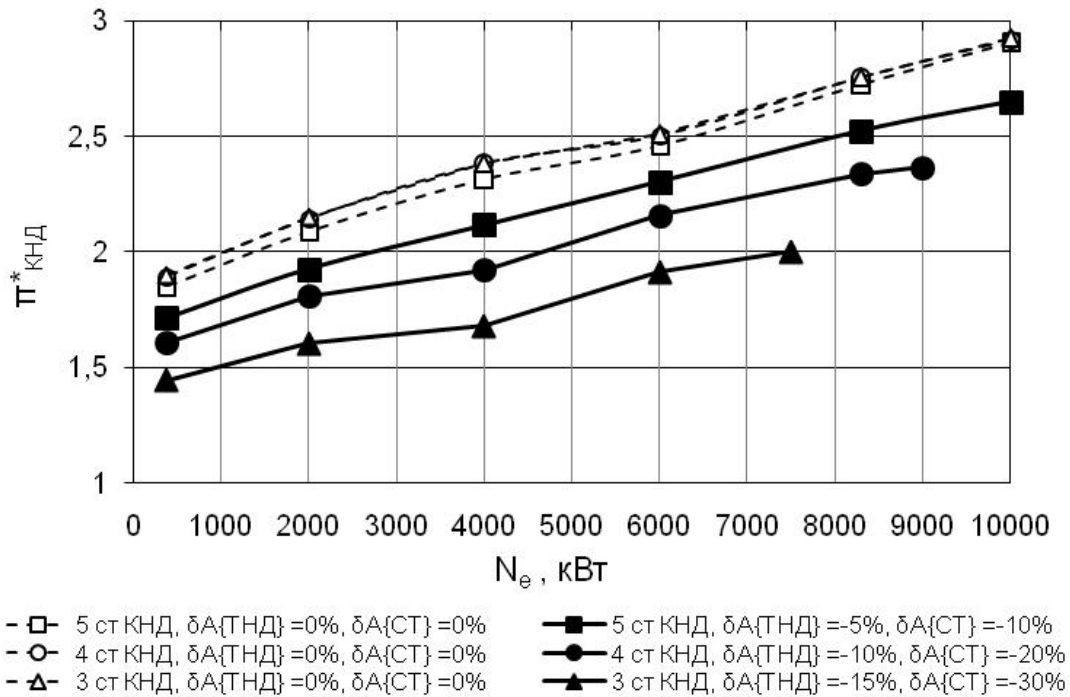


Рис.6. Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарную степень повышения давления в компрессоре ГТУ

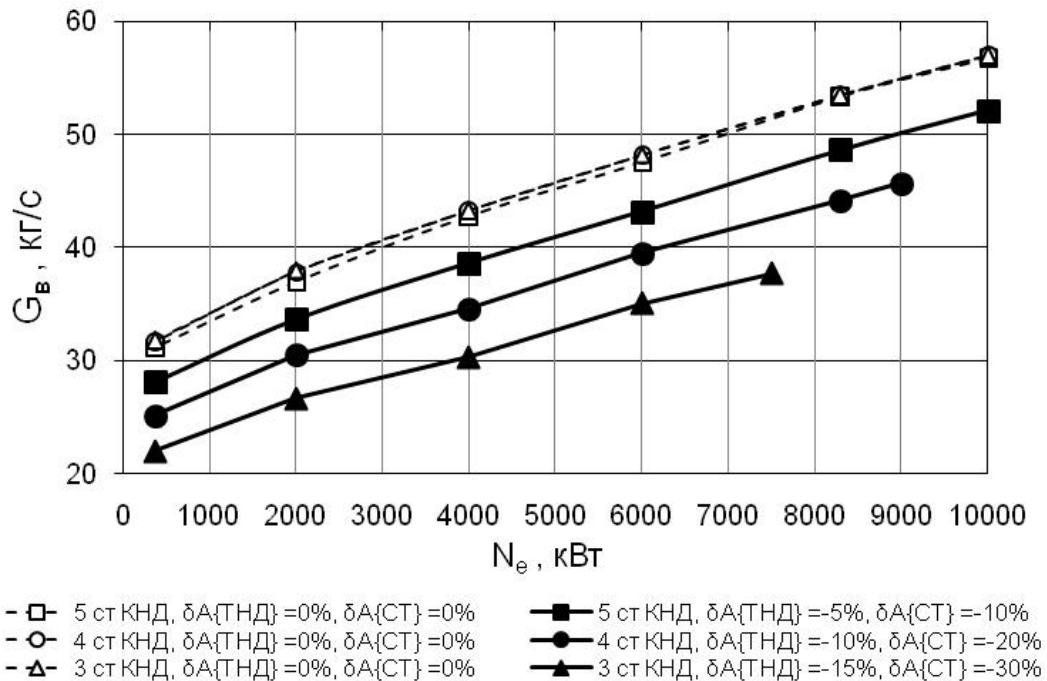


Рис.7. Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарный расход воздуха через ГТУ

Данная задача может быть решена уменьшением количества ступеней КНД с дополнительным изменением пропускной способности турбин.

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

$$\Omega^* = \arg \left\{ \min_{\kappa} \max_i \left(\min_x \max_i \delta y_{i\kappa}(x, S_{\kappa}) \right) \mid q(x, S) \leq 0, a_n \leq x_n \leq b_n \right\},$$

где $\Omega^* = \{x, S\}$ – множество искомым параметров; $x = (\bar{r}_{\kappa}, \bar{r}_T, D_{1\kappa j} / D_{1\text{тср}j}, D_{1\text{тср}j+1} / D_{1\text{тср}j})$ – 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.); $q = \{\sigma_{\text{р.доп}}, h_{2к}, \dots\}$ – заданные функцио-

нальные ограничения; $\delta y_k = \rho_i \frac{y_{ik} - y_i^{\text{тз}}}{y_i^{\text{тз}}}$ –

нормированное по техническому заданию значение i -го критерия (или

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

Совокупность искомым параметров

$\Omega = \{x_1, x_2, \dots, x_n, S_k\}$ 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.

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

Библиографический список

1. Ткаченко, А.Ю. Автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, И.Н. Крупенич, В.Н. Рыбаков // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 28-30 июня 2011г. – Самара: СГАУ, 2009. – В 2 ч. Ч2 – С. 80-82.

2. Кузьмичев, В.С. Моделирование полёта 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

FULFILMENT OF INITIAL DESIGN LEVEL OF GAS TURBINE ENGINE USING THE METHODS OF «ASTRA» CAE SYSTEM

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

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

Computer-aided system of gas turbine engine calculation and analysis (ASTRA) developed at the Aircraft Engine Theory department of Samara State Aerospace University is described. Its functional capabilities and development of gas turbine engine simulators for various initial-stage design tasks are described.

Computer-aided system; thermogasdynamic calculations; analysis; gas turbine engine.

Информация об авторах

Кузьмичёв 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.

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.

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 расчета эксплуатационных характеристик, численные методы оптимизации.

Kuzmichev Venedikt Stepanovich, Doctor of technical 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.

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.

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.