

---

УДК 621.431.75(075)

## **Методы оптимального проектирования ГТД на начальном этапе**

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

### **Аннотация:**

В статье описаны вопросы начального уровня проектирования ГТД. Приведены примеры оптимизации ТРДД для дальнемагистрального самолета без учета ограничений по газогенератору, а так же описаны особенности оптимизации ГТД с заданным газогенератором. Приведены примеры выбора параметров для ГТУ и привода газотурбовоза.

### **Ключевые слова:**

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 полетного цикла с учетом ограничений режимов полета ЛА и параметров рабочего процесса двигателя.

Указанные задачи решаются разработанной САЕ-системе АСТРА, функциональные возможности которой представлены на рисунке 1.

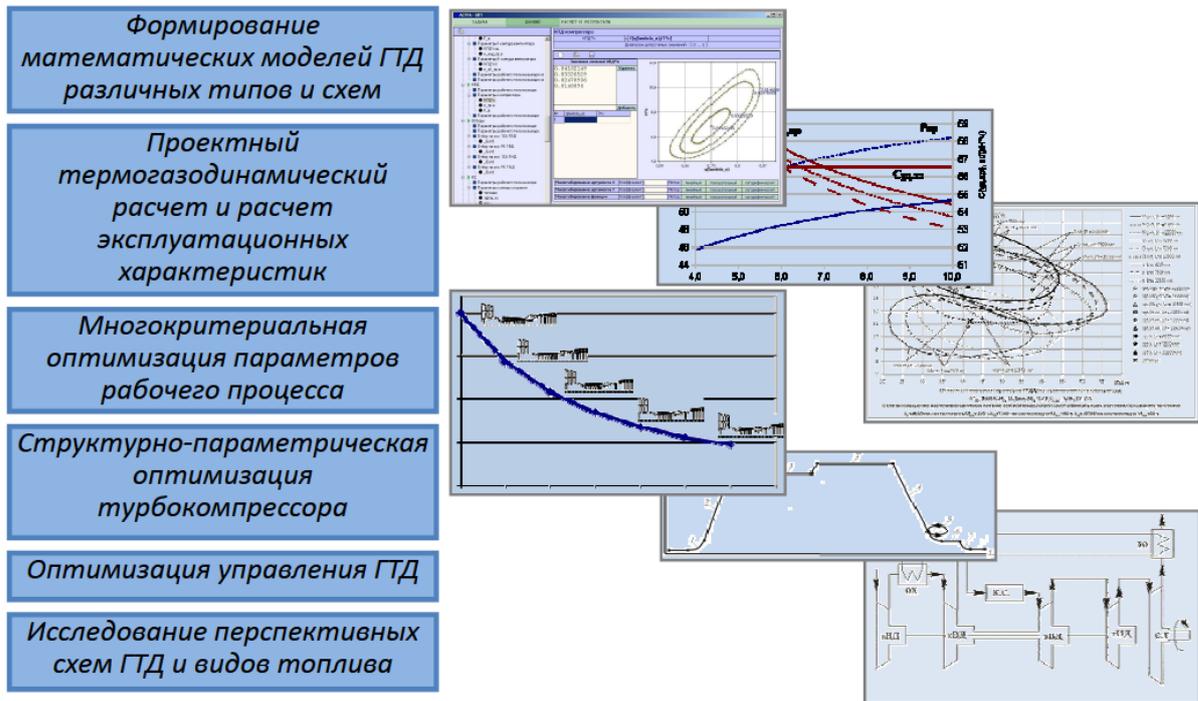


Рисунок 1 – Функциональные возможности САЕ-системы АСТРА

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

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

где  $X$  – вектор оптимизируемых параметров ГТД;  $b_k$  – вектор неоднозначных исходных данных;  $p$  – вектор детерминированных исходных данных;  $\rho_i, \rho_k$  – 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 учетом неопределенности 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.

На рисунке 2 представлены результаты оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с тягой  $P_0=295\text{kN}$  без ограничений по газогенератору для дальнемагистрального самолета АН-124.

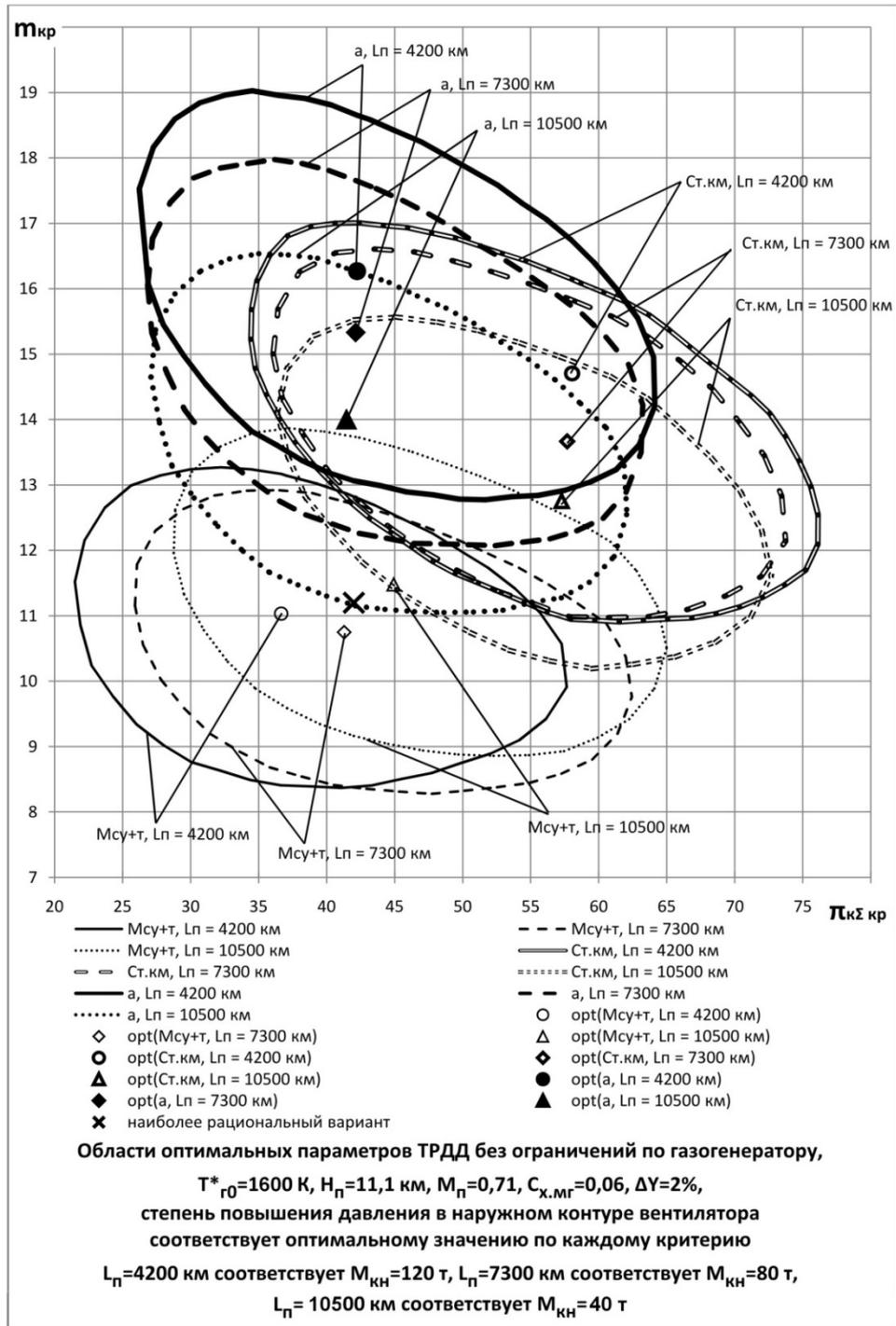


Рисунок 2 –Области оптимальных параметров ТРДД без ограничений по газогенератору

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) на расчётном крейсерском режиме, определяющих приведённый расход воздуха через газогенератор  $G_{всд.пр.всд.кр}$ . На рисунках 3,4 показано влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД с выполненным газогенератором на взлетном и крейсерских режимах.

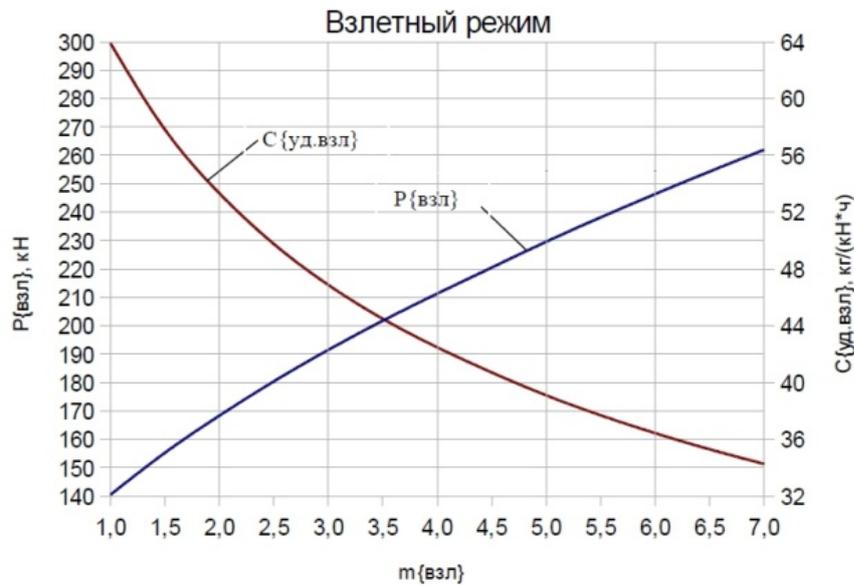


Рисунок 3 – Влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на взлетном режиме ( $H=0$ ,  $M=0$ , САУ)

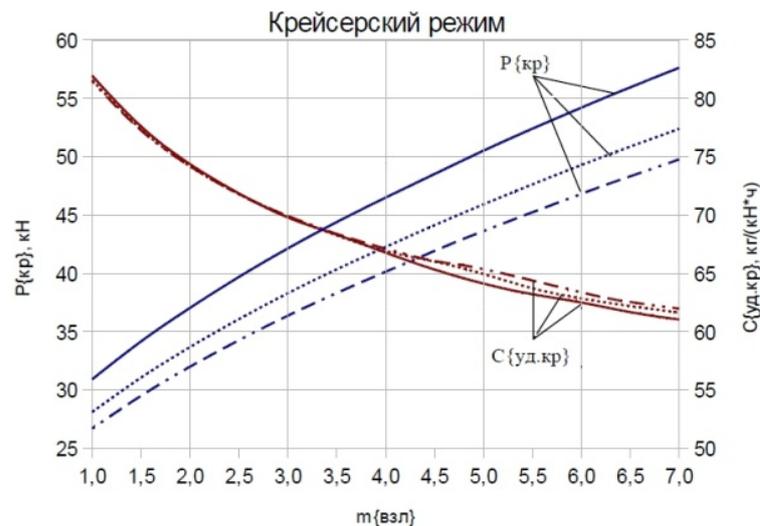


Рисунок 4 – Влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на крейсерском режиме ( $H=11$  км,  $M=0,8$ , САУ):

—  $\bar{P}_{кр} = 0,22$ ; .....  $\bar{P}_{кр} = 0,20$ ; - - -  $\bar{P}_{кр} = 0,19$

В этом случае, суммарная степень повышения давления в компрессоре двигателя  $\pi_{\Sigma \text{кр}}^*$  будет однозначно определяться величиной степени повышения давления в каскаде низкого давления  $\pi_{\text{кНД.кр}}^*$ , то есть во внутреннем контуре вентилятора и подпорных ступенях. Величина  $\pi_{\text{кНД.кр}}^*$  обуславливает, с одной стороны, требуемые положения рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора на расчётном режиме, а с другой – конструктивно-геометрические параметры турбовентилятора, например, количество подпорных ступеней. Поэтому, выбор значения  $\pi_{\text{кНД.кр}}^*$  должен осуществляться с учётом соображений получения рациональной схемы турбовентилятора, формализовать которые в рамках термогазодинамической модели двигателя затруднительно, и, следовательно, нельзя непосредственно определять величину  $\pi_{\text{кНД.кр.опт}}^*$  с помощью формальных численных методов параметрической оптимизации.

Тогда, задача оптимизации параметров рабочего процесса трёхвального ТРДД с заданным газогенератором сводится к однопараметрической оптимизации величины степени повышения давления в наружном контуре вентилятора  $\pi_{\text{вн.кр}}^*$ , а выбор рационального значения  $\pi_{\text{кНД.кр}}^*$  осуществляется исследованием его влияния на величины критериев эффективности самолёта (рисунок 5).

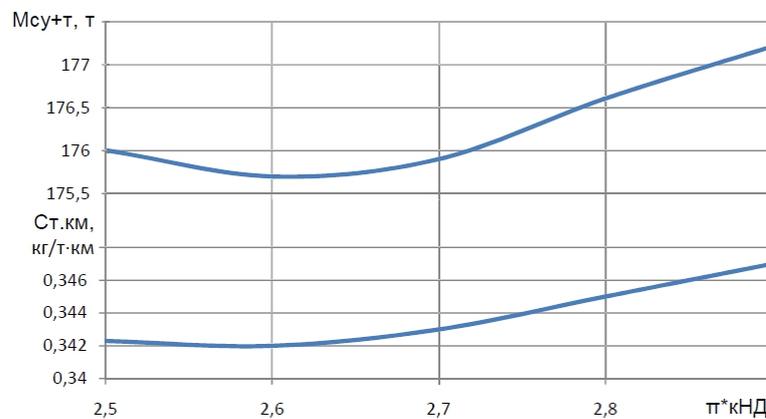


Рисунок 5 – Зависимость критериев эффективности от степени повышения давления в компрессоре низкого давления

На рисунках 6,7 представлены результаты анализа возможности создания на базе этого газогенератора ГТУ с расчетной мощностью 40 МВт и привода газотурбовоза с расчетной мощностью 10 МВт.

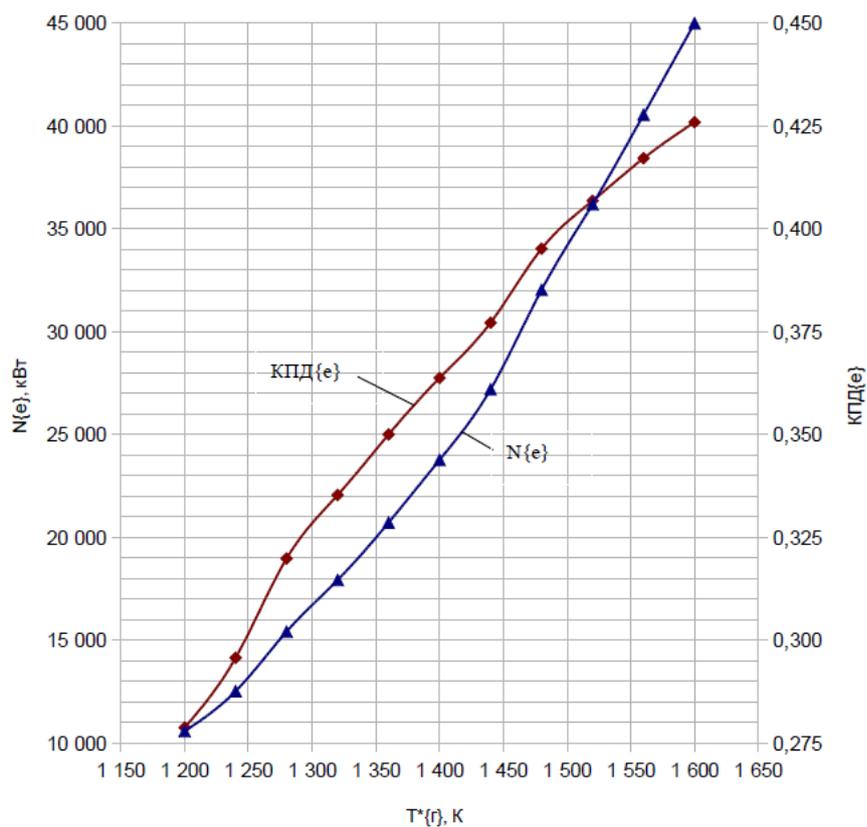


Рисунок 6 – Дроссельная характеристика ГТУ с расчетной мощностью 40МВт  
( $H=0, M=0, CAU$ )

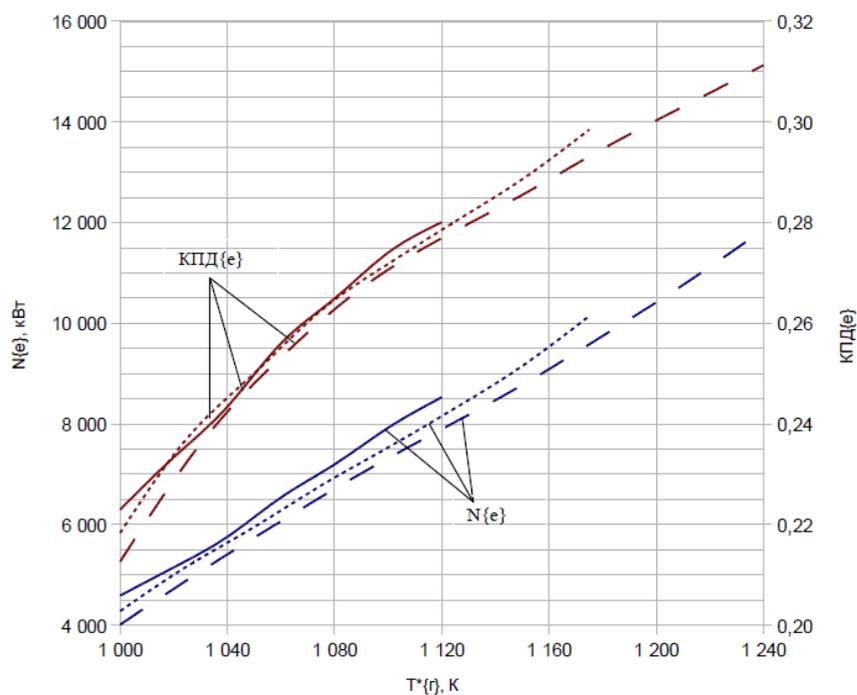


Рисунок 7 – Дроссельная характеристика ГТУ для газотурбовоза  
( $H=0, M=0, CAU$ ):

—  $n_{вд.пр.вВД.расч} = 100\%$ ; .....  $n_{вд.пр.вВД.расч} = 103\%$  - - -  $n_{вд.пр.вВД.расч} = 106\%$

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 рисунках 8 и 9 приведены результаты исследования по возможности снижения расхода воздуха при сохранении потребной мощности.

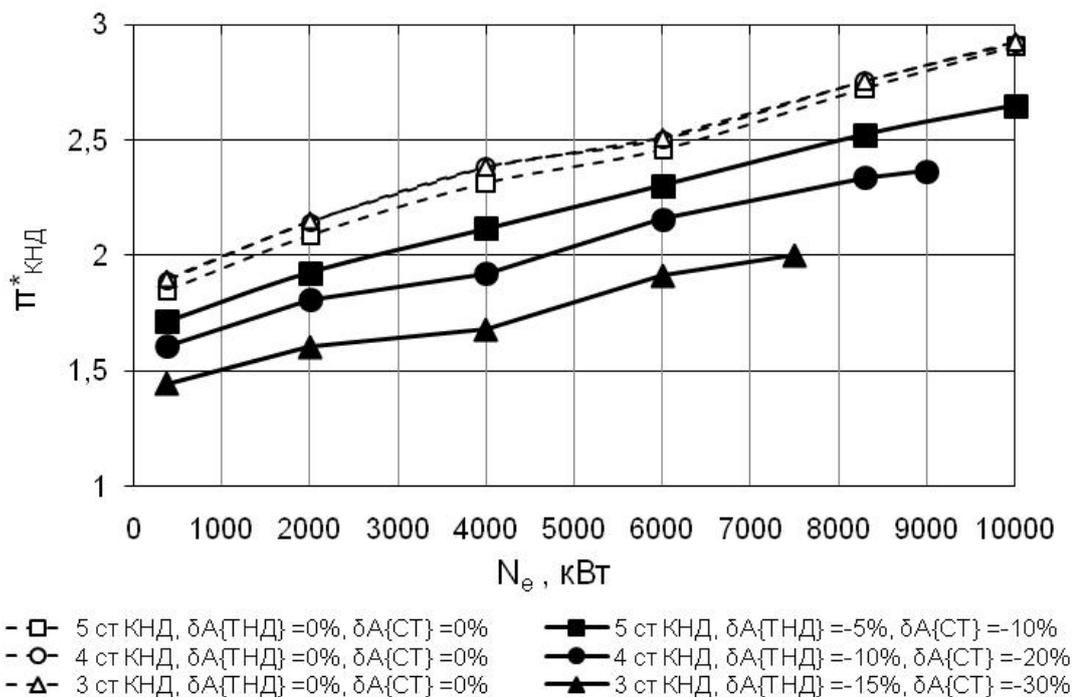


Рисунок 8 – Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарную степень повышения давления в компрессоре ГТУ

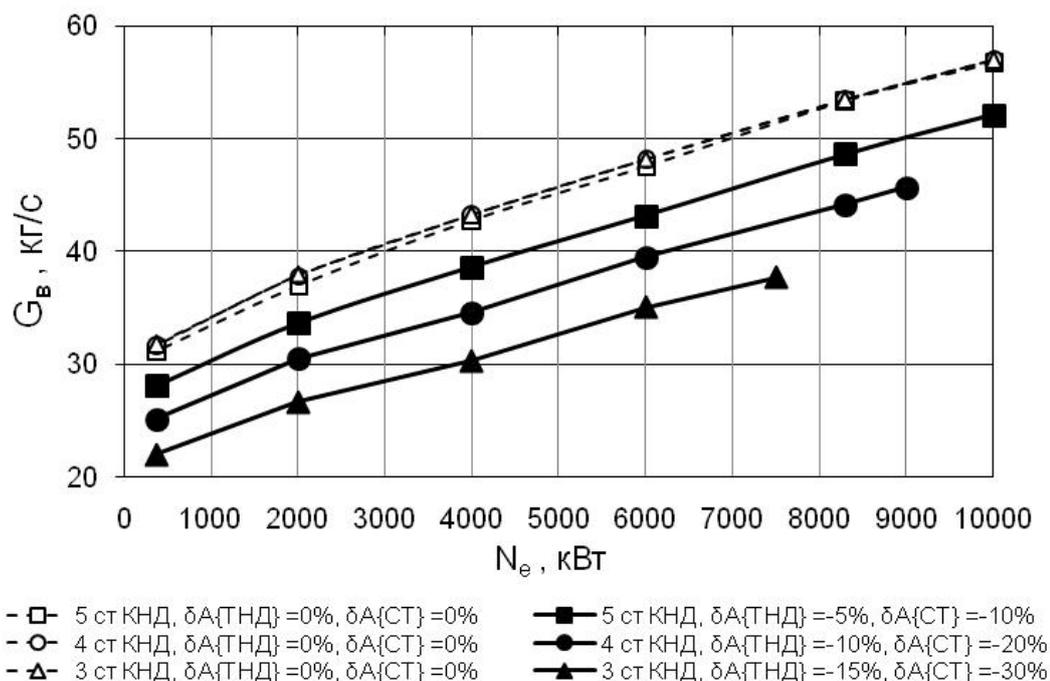


Рисунок 9 – Влияние количества ступеней КСД и пропускных способностей турбин на суммарный расход воздуха через ГТУ

Данная задача может быть решена за счет уменьшения количества ступеней КНД с дополнительным изменением пропускной способности турбин.

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

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

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);  $S_{\kappa}$  – 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.);  $q = \{\sigma_{\text{рдоп}}, h_{2\kappa}, \dots\}$  – заданные функциональные ограничения;  $\delta y_{i\kappa} = \rho_i \frac{y_{i\kappa} - y_i^{\text{тз}}}{y_i^{\text{тз}}}$  – нормированное по техническому заданию значение  $i$ -го критерия (или  $\delta y_{i\kappa} = \rho_i \frac{y_{i\kappa} - y_i^{\text{opt}}}{y_i^{\text{opt}}}$ );  $\rho_i$  – коэффициент важности (весомости)  $i$ -того критерия.

Совокупность искомым параметров  $\Omega = \{x_1, x_2, \dots, x_n, \dots, S\}$  представляет собой множество независимых переменных  $x$  и схемных признаков  $S_{\kappa}$ , 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:

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

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

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:

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

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

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

Как показано в [2] моделирование типовых полетных циклов транспортных и пассажирских самолетов 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 полетного цикла.

При составлении методики решения поставленной задачи необходимо учитывать назначение ЛА и особенности управления его силовой установкой на каждом из участков полета. На этапах взлета 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 полета 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

наивыгоднейшего 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 полета для каждого варианта набора высоты по совокупности критериев эффективности ЛА, рассчитанных с учетом 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 рисунке 10 в качестве примера показана возможность повышения эффективного КПД примерно на 10% за счёт регенерации тепла выхлопных газов.

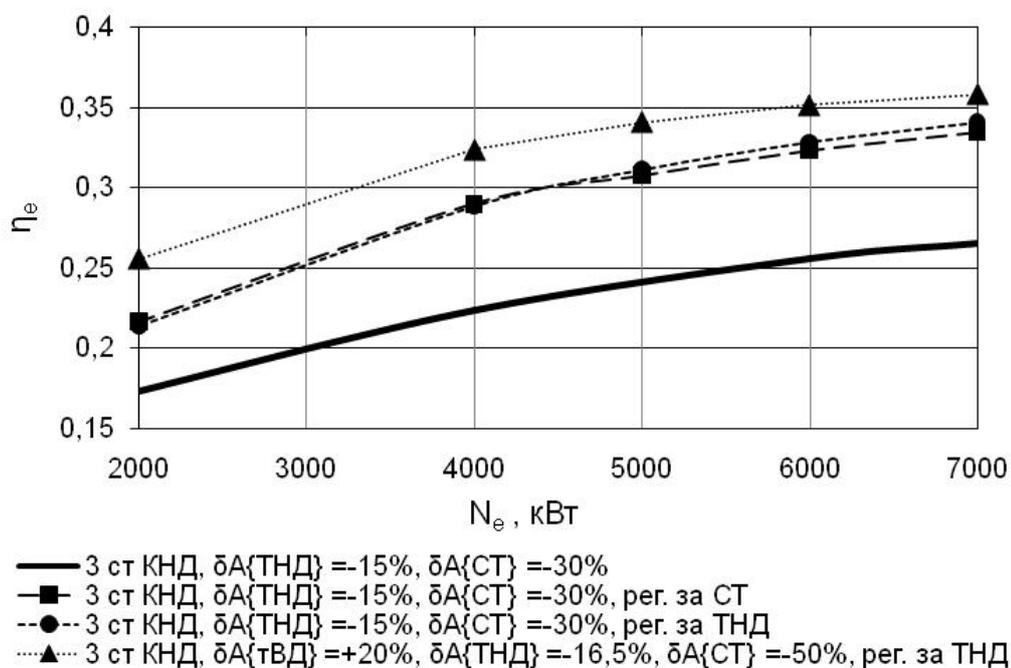


Рисунок 10 – Исследование возможности повышения КПД ГТУ

за счет применения сложных циклов

( $T_{r0}^* = 1138$  К,  $\pi_{к\Sigma 0}^* = 7,63$ ,  $N_{e0} = 6,0$  МВт)

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 расчета 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 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

### **Сведения об авторах**

Кузьмичев Венедикт Степанович, проректор по информатизации Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), профессор, д.т.н., e-mail: [kuzm@ssau.ru](mailto:kuzm@ssau.ru)

Кулагин Виктор Владимирович, профессор Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), к.т.н., e-mail: [kulvv@ssau.ru](mailto:kulvv@ssau.ru)

Крупенич Илья Николаевич, доцент Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), к.т.н., e-mail: [kru@ssau.ru](mailto:kru@ssau.ru)

Ткаченко Андрей Юрьевич, доцент Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), к.т.н., e-mail: [tau@ssau.ru](mailto:tau@ssau.ru)

Рыбаков Виктор Николаевич, аспирант Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета), e-mail: [rybakov@ssau.ru](mailto:rybakov@ssau.ru)