

## ОСОБЕННОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ТРДД НА БАЗЕ ЗАДАННОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

© 2012 В. Н. Рыбаков

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

В статье рассмотрены особенности постановки задачи оптимизации параметров ТРДД с выполненным газогенератором. Описаны основные возможности САЕ-системы АСТРА, с помощью которой решается задача оптимизации параметров рабочего процесса ГТД.

*Газогенератор, оптимизация, параметры, постановка задачи, двигатель газотурбинный.*

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

В общем случае задача оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД заключается в отыскании области компромиссов по совокупности критериев оценки двигателя в системе летательного аппарата (ЛА).

Математическая постановка данной задачи выглядит следующим образом. Определяются оптимальные значения параметров ТРДД для каждого из локальных критериев  $Y_i$ :

$$X_{opt_i} = \{ \arg \min Y_i \mid Y_i = F_i(x, p) \},$$

где  $Y_i = \{ M_0, C_{Т.км}, a, \dots \}$  – множество критериев оценки;  $X = \{ T_r^*, m, \pi_k^*, \pi_b^* \}$  – вектор оптимизируемых параметров рабочего процесса ГТД;  $p$  – вектор исходных данных.

Область локально-оптимальных решений по  $i$ -тому критерию  $Y_i$  определяется следующим выражением:

$$X_i = \left\{ X \mid Y_i(X_{opt_i}, p) \leq Y_i(X, p) \leq (1 + \Delta Y_i) Y_i(X_{opt_i}, p) \right\},$$

где  $\Delta Y_i$  – величина допустимого относительного отклонения  $i$ -го критерия от его оптимума.

Область компромиссов по совокупности критериев определяется как пересечение локально-оптимальных областей (рис. 1):

$$X_{\cap} = \bigcap_{i=1}^n X_i.$$

В качестве целевых функций при оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД рассматриваются критерии оценки

эффективности системы более высокого уровня – самолёта. Данные критерии, с одной стороны, должны учитывать основную цель, ради которой создаётся ЛА, а также условия и ограничения эксплуатации; а с другой стороны, должен зависеть от тех параметров и характеристик объекта, влияние которых требуется оценить или которые необходимо оптимизировать.

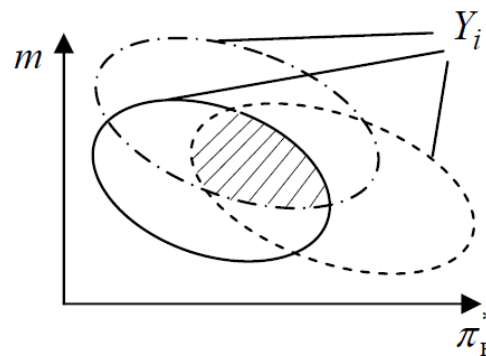


Рис. 1. Определение зоны области компромиссов

Наиболее часто используемыми критериями эффективности являются: суммарная масса силовой установки и топлива в баках самолёта  $M_{cy+т}$ ; затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза  $C_{Т.км}$ ; себестоимость перевозок  $a$ . Кроме того, используется критерий, характеризующий только эффективность двигателя – удельный расход топлива на крейсерском режиме  $C_{уд.кр}$ .

Для оптимизации проектных параметров авиационных ГТД необходимо выбрать режим, на котором целесообразнее всего производить указанную оптимизацию, а следовательно, и закладывать проектный расчёт двигателя. По траектории полёта ЛА (взлёт, набор высоты, крейсерский полёт, снижение и др.) двигатель поочередно работает на разных режимах – взлётном, крейсерском, малого газа и др. Каждому из этих режимов соответствуют разные высоты и

скорости полёта, разные значения температуры  $T_r^*$ , тяги, удельного расхода топлива и других параметров двигателя. Всё это многообразие эксплуатационных условий должно быть отражено в выборе параметров ГТД для того единственного режима, который должен быть принят в качестве расчётного. Для учёта при оптимизации параметров расчётного режима влияния других рабочих режимов двигателя задаются расчётным полётным циклом ЛА и итерационным путём определяются потребные режимы работы ГТД и затраты топлива на указанных участках. Методика моделирования полёта ЛА представлена в работе [1].

Математическая модель задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД по критериям оценки эффективности самолёта состоит из совокупности следующих подмоделей:

- «завязки» двигателя из условия обеспечения заданных тяг на режимах крейсерского полёта и взлёта с учётом ограничений, накладываемых заданным газогенератором;
- моделирования полётного цикла самолёта при заданной коммерческой нагрузке и дальности;
- расчёта значений критериев эффективности самолёта по результатам моделирования его полётного цикла при заданной коммерческой нагрузке и дальности.

При «завязке» двигателя на основании принятых расчётных величин оптимизируемых параметров рабочего процесса двигателя; параметров базового газогенератора; параметров, характеризующих эффективность процессов в узлах турбовентилятора, входного и выходных устройств, а также других исходных данных и ограничений, определяются геометрические параметры и характеристики узлов выполненного ТРДД. Полученные данные используются в качестве исходных данных для расчёта параметров двигателя в произвольной точке траектории полёта при моделировании полётного цикла самолёта. В качестве расчётного принят крейсерский режим работы двигателя при  $H_{п} = 11$  км,  $M_{п} = 0,8$  и  $P_{кр} = 0,2 \cdot P_0$ .

При формировании облика двигателя необходимо обеспечить заявленные значения как на крейсерском, так и на взлётном режимах. Поэтому «завязка» ТРДД по существу

представляет собой согласование параметров двигателя на крейсерском режиме, рассчитываемых по модели проектируемого ТРДД, и параметров на взлётном режиме, рассчитываемых по модели выполненного ТРДД.

Использование в двигателе готового газогенератора существенно сужает возможности выбора параметров рабочего процесса. Достижение заданных тяг двигателя на взлётном и крейсерском режимах обеспечивается только путём подбора степени двухконтурности  $m_{кр}$ , температуры газа перед турбиной  $T_{гкр}^*$  на крейсерском режиме и положений рабочих точек на характеристиках компрессоров газогенератора, определяющих приведённый расход воздуха через газогенератор, при одновременном выполнении ограничения на максимальную величину температуры газа перед турбиной  $T_{гmax}^*$ . На рис. 2 приведено влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на взлётном и крейсерских режимах.

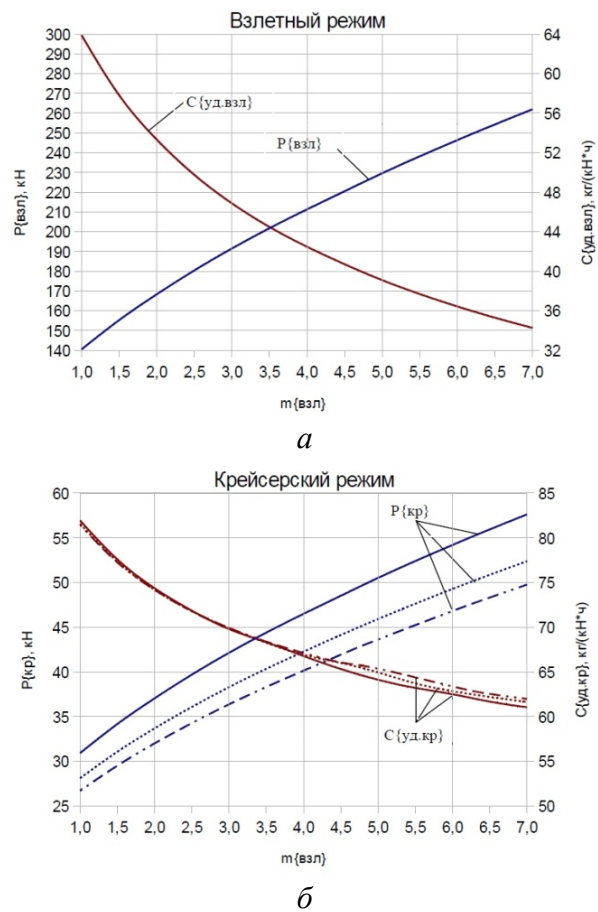


Рис. 2. Влияние степени двухконтурности на основные данные ТРДД на взлётном режиме ( $H=0$ ,  $M=0$ ,  $CAU$ ) (а) и крейсерском режиме ( $H=11$  км,  $M=0,8$ ,  $CAU$ ) (б):  
 —  $\bar{P}_{кр} = 0,22$ ; .....  $\bar{P}_{кр} = 0,20$ ; - · -  $\bar{P}_{кр} = 0,19$

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. 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 (рис. 3).

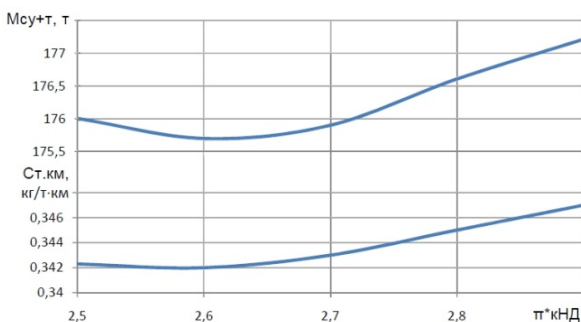


Рис.3 Зависимость критериев эффективности от степени повышения давления в компрессоре низкого давления при  $\pi_{\text{вн.кр}}^{\text{опт}}$

Количественная взаимосвязь между значениями оптимизируемых параметров рабочего процесса двигателя и критериями эффективности самолёта оценивается с по-

мощью модели расчёта критериев эффективности ЛА [2], исходными данными для которой являются результаты расчёта полётного цикла. Полёт ЛА рассчитывается по методике, представленной в работе [1].

Математическая модель полётного цикла состоит из следующих взаимосвязанных подмоделей: учёт затрат времени и топлива на участке взлёта; расчёт параметров траекторного движения самолёта в начальной точке этапа набора высоты; моделирования процесса набора высоты; моделирование крейсерского участка полёта; учёт затрат времени и топлива на участке снижения; затраты времени и топлива на участках ожидания перед посадкой, предпосадочного маневрирования и посадки.

Моделирование участков набора высоты и крейсерского полёта осуществляется на основе численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения самолёта [1].

Математические модели проектируемого и выполненного ТРДД, используемые при «завязке» и моделировании полётного цикла, формируются по методике на основе универсальной математической модели газотурбинного двигателя. Расчёт неизвестных параметров выполняется путём численного решения системы нелинейных уравнений модифицированным методом Ньютона.

Таким образом, поставленная задача оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД на базе заданного газогенератора должна решаться путём совместного решения нескольких подзадач, каждая из которых требует использования совокупности взаимосвязанных моделей и численных методов расчёта. Её решение возможно только на основе современных методов компьютерного моделирования и использования универсальных автоматизированных средств. В данной работе для построения математических моделей решаемых задач и выполнения расчётов используется автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа газотурбинных двигателей и энергетических установок «АСТРА» [3]. Интерфейс системы «АСТРА» представлен на рис. 4.

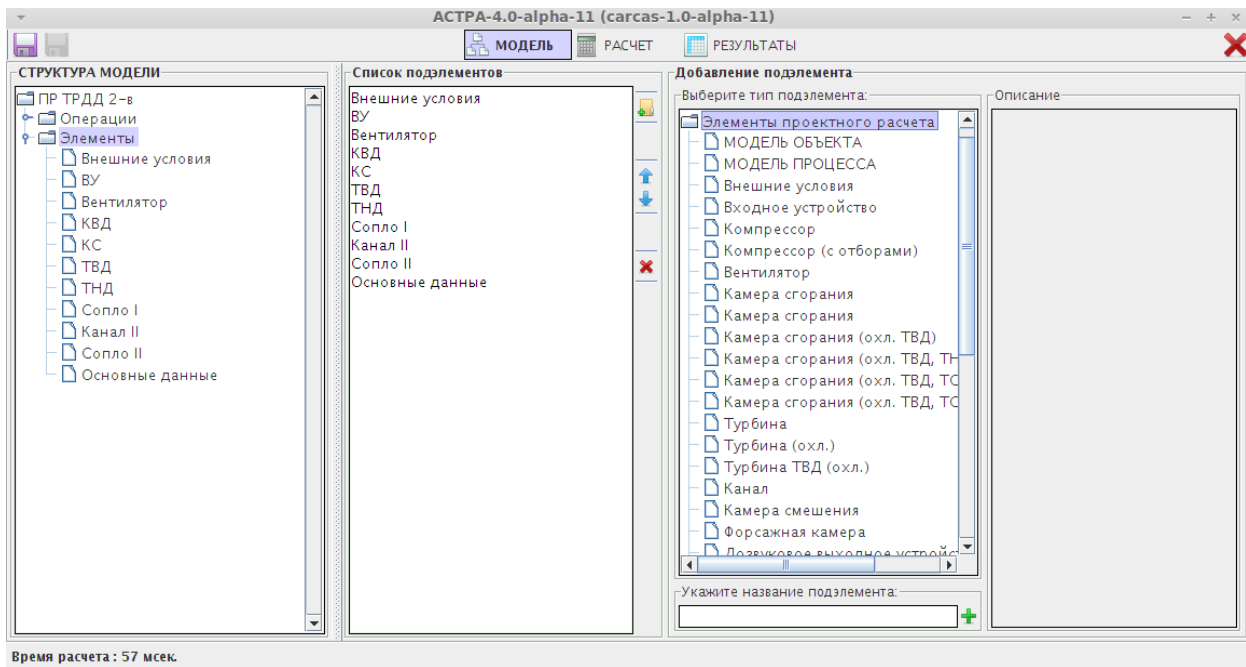


Рис. 4. Интерфейс системы АСТРА

Автоматизированная САЕ-система «АСТРА» обладает следующими возможностями: формирование моделей газотурбинных двигателей и энергетических установок произвольных схем, в том числе со сложными и комбинированными циклами; использование характеристик узлов; расчёт двигателей с одновременным подводом различных видов топлива; выполнение проектного расчёта; расчёт эксплуатационных характеристик; оптимизация проектных параметров двигателя, в том числе по критериям оценки эффективности системы «ЛА – двигатель»; оптимизация эксплуатационных характеристик; моделирование полётного цикла; и др.

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 полёта летательного аппарата в задачах оптимизации параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей [Текст] / В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков // Изв. Самар. науч. центра Российской академии наук. - 2012. - Т.14.-№2(2). - С.491-494.
2. Выбор параметров и термогазодинамические расчёты газотурбинных двигателей [Текст]: учеб.пособие / В.А. Григорьев, А.В. Ждановский, В.С. Кузьмичев [и др.]. – 2-е изд., испр. и доп. – Самара: Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2009. – 202 с.
3. Автоматизированная система термогазодинамического расчёта и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин [и др.] // Проблемы и перспективы развития двигателестроения: материалы докладов междунар. науч.-техн. конф. 28-30 июня 2011 г. – Самара: СГАУ, 2011. – Ч. 2. – С.80-82.

**OPTIMIZATION FEATURES OF THE WORKING PROCESS PARAMETERS  
OF BYPASS ENGINE ON THE BASIS OF GIVEN GAS GENERATOR**

© 2012 V. N. Rybakov

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

Formulation of problem bypass engine parameters optimization using the aircraft efficiency criteria in a case of gas-generator being preselected is described.

*Gas generator, optimization of parameters, formulation of problem, gas turbine engine.*

**Информация об авторах**

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

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