

ВЫБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА ЛИНЕЙКИ ГТД НА БАЗЕ УНИФИЦИРОВАННОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА

© 2012 В. Н. Рыбаков

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

В статье описан выбор параметров рабочего процесса трёхвального ТРДД. Исследована возможность создания линейки ТРДД различной тяги на базе выбранного газогенератора и проведены исследования эффективности применения унифицированного газогенератора в составе ГТД СТ с двухвальным газогенератором.

Газогенератор унифицированный, оптимизация, параметры, двигатель газотурбинный.

Одним из важнейших направлений совершенствования ГТД является опережающее создание оптимального газогенератора (ГГ), на базе которого возможно создание линейки конкурентоспособных газотурбинных двигателей. Это позволит сократить, сроки выпуска новой техники, повысить её надёжность и эффективность, снизить себестоимость.

В настоящей работе линейка газотурбинных двигателей (ГТД) разрабатывалась на базе газогенератора трёхвального ТРДД с тягой на взлётном режиме $P_0=295\text{кН}$.

На первом этапе работы был выполнен выбор параметров рабочего процесса ТРДД.

В качестве целевых функций при оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД рассматриваются критерии оценки эффективности системы более высокого уровня – летательного аппарата (ЛА). 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. В данной работе рассматривались три основных критерия: суммарная масса силовой установки и топлива в баках самолёта $M_{\text{су+т}}$; затраты топлива на тонна-километр перевезённого груза $C_{\text{т-км}}$; себестоимость перевозок a . Кроме того, для сравнительного анализа результатов исследований определялся критерий, характеризующий только

эффективность двигателя – удельный расход топлива на крейсерском режиме $C_{\text{уд.кр}}$.

Оптимизируемыми параметрами являются: суммарная степень повышения давления в компрессоре $\pi_{\text{к}\Sigma, \text{кр}}^*$; степень повышения давления в наружном контуре вентилятора $\pi_{\text{вн.кр}}^*$; степень двухконтурности m .

Моделирование полёта и расчёт критериев эффективности летательного аппарата проводилось по методике [1] с помощью автоматизированной системы термодинамического расчёта и анализа «АСТРА» [2,3].

Оптимальные значения $\pi_{\text{вн.кр.опт}}^*$, $\pi_{\text{к}\Sigma, \text{кр.опт}}^*$ и $m_{\text{кр.опт}}$, а также соответствующие значения параметров рабочего процесса ТРДД и целевых функций определялись для следующих вариантов значений исходных данных:

- температура газа перед турбиной $T_{\text{г}0}^*$: 1550, 1600, 1650К;

- сочетания дальности полёта $L_{\text{п}}$ и массы коммерческой нагрузки $M_{\text{к.н}}$: 120т – 4200км, 80т – 7300км, 40т – 10500км.

Результаты оптимизации представлены в табл. 1 – 4. Для определения компромиссного варианта рассчитаны области оптимальных параметров, в пределах которых критерии эффективности ЛА отклоняются от оптимального значения не более, чем на 2% (рис. 1).

На основании полученных данных был выбран рациональный вариант ТРДД со следующим сочетанием параметров рабочего

процесса: $T_{г0}^* = 1600K$, $\pi_{к\sum,кр}^* = 42$, $m_{кр} = 11,2$
и $\pi_{в\text{л},кр}^* = 1,44$.

Таблица 1. Влияние температуры газа перед турбиной $T_{г0}^*$ на оптимизируемые параметры ТРДД при оптимизации по удельному расходу топлива на крейсерском режиме $C_{уд,кр} \rightarrow \min$

Параметр	Значение		
$T_{г0}^*, K$	1550	1600	1650
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,255	1,256	1,25
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	59,58	63,83	75,81
$m_{кр,опт}$	18,60	19,36	19,62
$T_{г,кр}^*, K$	1487	1534	1581
$C_{уд,кр}, кг/кгН \cdot ч$	50,95	51,02	51,26

Таблица 2. Влияние температуры $T_{г0}^*$ и дальности полёта $L_{п}$ на оптимизируемые параметры ТРДД при оптимизации суммарной массы силовой установки и топлива $M_{сy+т} \rightarrow \min$

Параметр	Значение		
$T_{г0}^*, K$	1550	1600	1650
$L_{п}=10500\text{км}, M_{к,н}=40\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,406	1,406	1,405
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	43,27	44,93	47,36
$m_{кр,опт}$	10,99	11,48	11,97
$T_{г,кр}^*, K$	1425	1471	1518
$M_{сy+т}, m$	180,5	181,3	182,3
$L_{п}=7300\text{км}, M_{к,н}=80\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,441	1,442	1,440
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	39,66	41,29	44,65
$m_{кр,опт}$	10,34	10,75	11,17
$T_{г,кр}^*, K$	1418	1464	1411
$M_{сy+т}, m$	143,5	144,0	144,7
$L_{п}=4200\text{км}, M_{к,н}=120\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,436	1,441	1,442
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	33,30	36,65	38,94
$m_{кр,опт}$	10,89	11,03	11,34
$T_{г,кр}^*, K$	1420	1464	1510
$M_{сy+т}, m$	103,5	103,7	104,2

Таблица 3. Влияние температуры $T_{г0}^*$ и дальности полёта $L_{п}$ на оптимизируемые параметры ТРДД при оптимизации по затратам топлива на тонна-километр перевезённого груза $C_{т-км} \rightarrow \min$

Параметр	Значение		
$T_{г0}^*, K$	1550	1600	1650
$L_{п}=10500\text{км}, M_{к,н}=40\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,353	1,352	1,355
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	49,92	57,27	58,19
$m_{кр,опт}$	12,51	12,75	13,34
$T_{г,кр}^*, K$	1439	1485	1532
$C_{т-км}, кг/м \cdot км$	0,344	0,346	0,349
$L_{п}=7300\text{км}, M_{к,н}=80\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,340	1,336	1,339
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	50,22	57,68	58,93
$m_{кр,опт}$	13,24	13,67	14,18
$T_{г,кр}^*, K$	1445	1492	1539
$C_{т-км}, кг/м \cdot км$	0,184	0,185	0,186
$L_{п}=4200\text{км}, M_{к,н}=120\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,321	1,320	1,321
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	50,80	58,04	59,95
$m_{кр,опт}$	14,45	14,71	15,23
$T_{г,кр}^*, K$	1452	1500	1546,61
$C_{т-км}, кг/м \cdot км$	0,135	0,136	0,137

Таблица 4. Влияние температуры $T_{г0}^*$ и дальности полёта $L_{п}$ на оптимизируемые параметры ТРДД при оптимизации по себестоимости перевозки $\rightarrow \min$

Параметр	Значение		
$T_{г0}^*, K$	1550	1600	1650
$L_{п}=10500\text{км}, M_{к,н}=40\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,351	1,352	1,354
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	40,61	41,46	45,09
$m_{кр,опт}$	13,41	13,99	14,34
$T_{г,кр}^*, K$	1443	1490	1536
$a, руб./м \cdot км$	3,166	3,200	3,240
$L_{п}=7300\text{км}, M_{к,н}=80\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,328	1,330	1,329
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	41,17	42,13	45,50
$m_{кр,опт}$	14,72	15,33	15,85
$T_{г,кр}^*, K$	1453,	1500	1542
$a, руб./м \cdot км$	1,685	1,702	1,722
$L_{п}=4200\text{км}, M_{к,н}=120\text{т}$			
$\pi_{в\text{л},кр,опт}^*$	1,317	1,317	1,319
$\pi_{в\sum,кр,опт}^*$	41,13	42,23	45,31
$m_{кр,опт}$	15,51	16,27	16,63
$T_{г,кр}^*, K$	1460	1507,8	1554
$a, руб./м \cdot км$	1,227	1,238	1,251

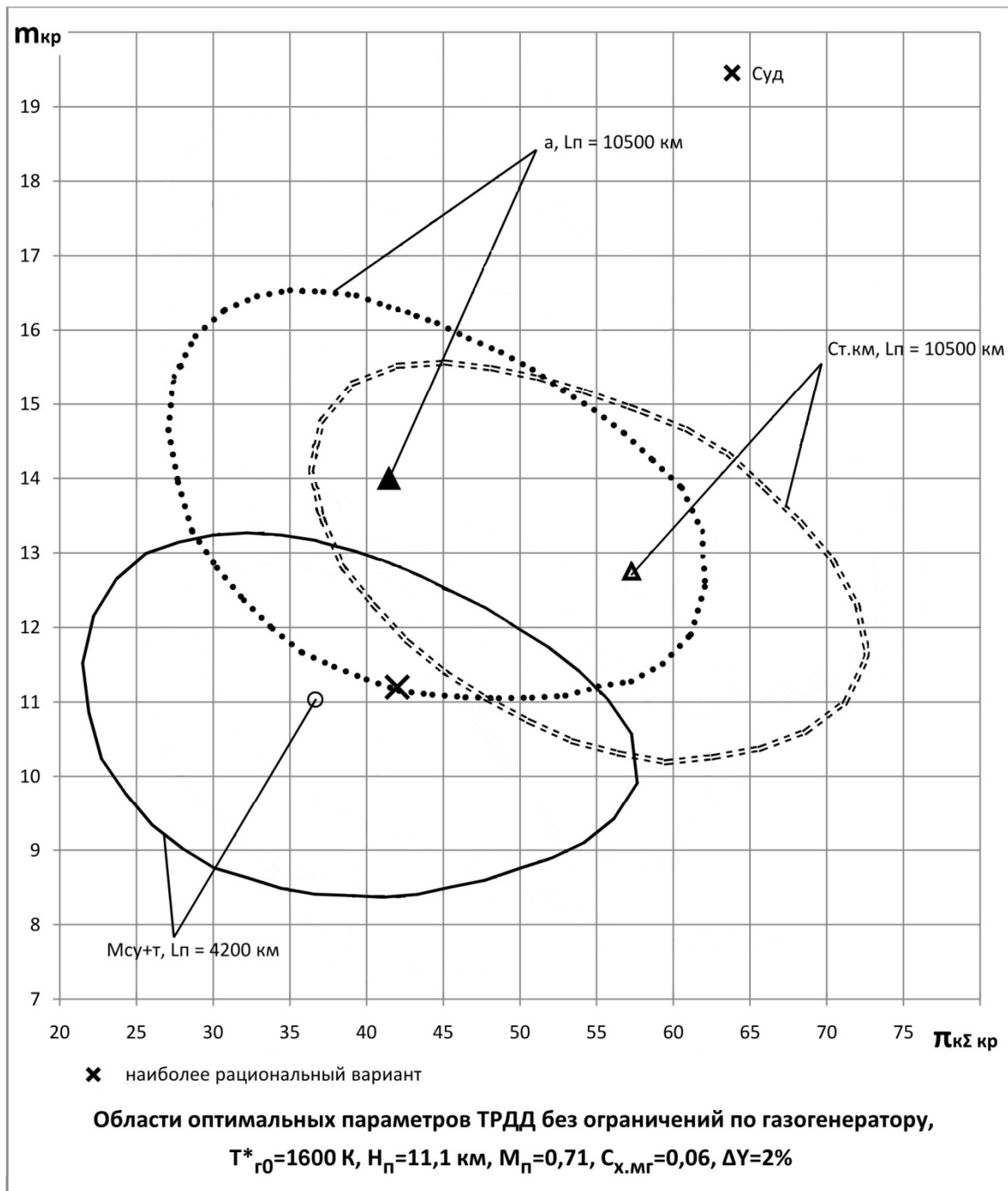


Рис. 1. К расчёту оптимальных значений параметров ТРДД

На втором этапе работы проводилось исследование возможности применения газогенератора для создания линейки ТРДД с различным уровнем тяги и наземной газотурбинной установки. Постановка задачи оптимизации параметров рабочего процесса ТРДД с выполненным газогенератором описана в [4].

За счёт изменения степени двухконтурности $m_{кр}$ с одновременной оптимизацией степени повышения давления в вентиляторе $\pi_{вп.кр}^* = \pi_{кнд.кр}^*$ из условия минимума удельного

расхода топлива на крейсерском режиме $C_{уд.кр} \rightarrow \min$ получены ТРДД без подпорных ступеней с диапазоном взлётной тяги (250...310) кН. При этом геометрия проточной части и характеристики узлов газогенератора, а также значение максимальной температуры $T_{г0}^*$ сохранились неизменными. Изменение основных параметров линейки ТРДД с унифицированным газогенератором в зависимости от степени двухконтурности представлена на рис. 2.

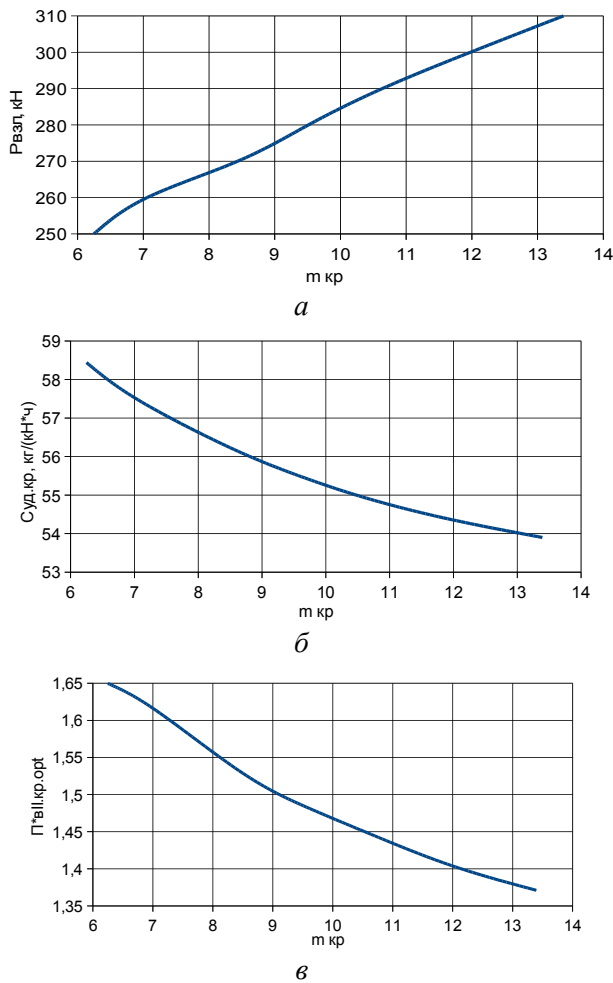


Рис.2. Зависимости взлётной тяги (а), удельного расхода топлива (б) и оптимальной степени повышения давления в вентиляторе (в) ТРДД с унифицированным газогенератором от степени двухконтурности на крейсерском режиме

Для изменения взлётной тяги ТРДД от 250 кН до 310 кН требуемый диапазон изменения степени двухконтурности на крейсерском режиме составляет от 6,25 до 13,4. При этом удельный расход топлива $C_{уд.кр}$ снижается от 58,4 до 53,9 кг/кН·ч, а оптимальная степень повышения давления в вентиляторе – от 1,65 до 1,37.

Дальнейшее увеличение тяги ТРДД с использованием унифицированного газогенератора может быть достигнуто за счёт добавления подпорных ступеней и дальнейшего увеличения степени двухконтурности с одновременным переходом к редукторной схеме двигателя.

Проведены исследования эффективности применения унифицированного газогенератора в составе ГТД СТ с двухвальным газогенератором. Дроссельная характеристика приведена на рис.3.

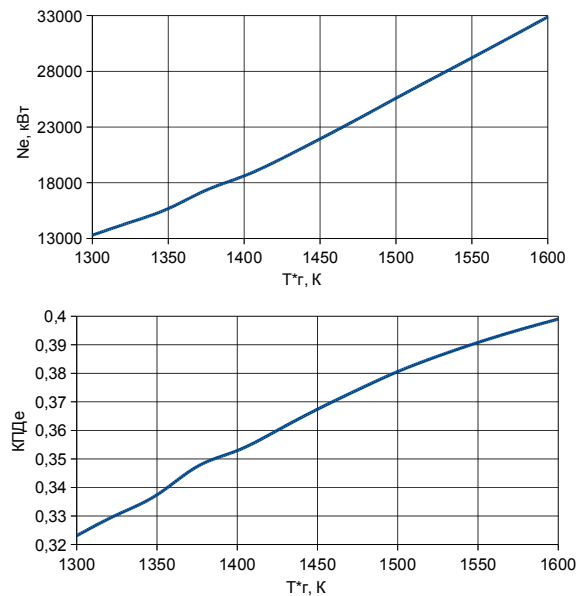


Рис.3. Дроссельная характеристика ГТД СТ с унифицированным газогенератором ($H_{п}=0, M_{п}=0, CAУ$)

Из полученных результатов следует, что при изменении температуры газа перед турбиной T_r^* от 1300 К до 1600 К возможно получить требуемую мощность от 13 до 33МВт. Эффективный КПД установки при этом будет изменяться от 32% до 40%.

Таким образом, параметры рассмотренного варианта газогенератора позволяют обеспечить в составе ТРДД и ГТУ требуемые уровни показателей эффективности, и он может быть выбран в качестве унифицированного газогенератора для создания линейки ГТД.

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. Автоматизированная система термодинамического расчёта и анализа (АСТРА-4) газотурбинных двигателей и энергетических установок [Текст] / А.Ю. Ткаченко, В.С. Кузьмичев, В.В. Кула-

гин [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.

3. Методы и средства концептуального проектирования авиационных ГТД в САЕ-системе «АСТРА» [Текст] / В.С. Кузьмичев, А.Ю. Ткаченко, В.Н. Рыбаков [и др.] // Самолётостроение России. Проблемы и

перспективы: материалы симпозиума с международным участием. – Самара: СГАУ, 2012. – С.247-249.

4. Постановка задачи оптимизации параметров ТРДД с выполненным газогенератором [Текст] / В.С. Кузьмичев, В.В. Кулагин, А.Ю. Ткаченко [и др.] // Самолётостроение России. Проблемы и перспективы: материалы симпозиума с международным участием. – Самара: СГАУ, 2012. – С.249-250.

GAS TURBINE ENGINE DESIGNING ON THE BASIS OF A UNIFIED GAS GENERATOR

© 2012 V. N. Rybakov

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

The article describes the choice of working process parameters of three-shaft bypass engine. Possibility of creating a set of engines varying in the thrust level on the basis of the selected gas generator is studied. Efficiency of the unified gas generator as a subsystem of ground-based powerplant is examined.

Unified gas generator, optimization, working process parameters, 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. 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. Area of research: gas turbine engines theory, gas turbine engines parameters optimization, initial level of gas turbine engine design, mathematical simulation.