

УДК 621.452.3

## КОНЦЕПЦИЯ СОГЛАСОВАНИЯ СОВМЕСТНОЙ РАБОТЫ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ С ТУРБИНОЙ И КОМПРЕССОРОМ ГАЗОГЕНЕРАТОРА

©2011 А. В. Григорьев<sup>1</sup>, П. П. Голубчиков<sup>2</sup>, М. Ю. Илюшин<sup>1</sup>, О. А. Рудаков<sup>1</sup>,  
А. В. Соловьёва<sup>1</sup>

<sup>1</sup> ОАО «Климов», г. Санкт-Петербург

<sup>2</sup> Санкт-Петербургский государственный политехнический университет

Обоснованы требования к величинам приведённой скорости потока газа на входе и выходе камеры сгорания с целью обеспечения стабильности и потребной равномерности поля температуры газа на входе в турбину при сохранении оптимального режима работы камеры по устойчивости, эффективности горения и эмиссии.

*Согласование, камера сгорания, турбина, компрессор, приведённая скорость, вход, выход, неравномерность, нестабильность, температура газа, надёжность.*

Геометрическое и параметрическое согласование камеры сгорания с компрессором и турбиной весьма актуально и мало изучено. Назначение по результатам расчёта лопаточных машин и компоновочных проработок геометрических размеров входа и выхода камеры сгорания без учета особенностей её рабочего процесса может привести (и приводит) к нестабильности потока по тракту двигателя, ухудшению теплового состояния турбины, увеличению вредных выбросов с выхлопными газами, может отрицательно повлиять на экономичность силовой установки.

Представленная в работе [1] интегральная математическая модель камеры сгорания, дающая возможность оптимизировать основные геометрические размеры камеры сгорания и определять все её характеристики, послужит базой для обоснования требований к величинам входных и выходных параметров камеры сгорания. Бу-

дем искать оптимальные значения приведённой скорости потока газа на входе и выходе камеры сгорания –  $I_{к\,опт}$ ,  $I_{z\,опт}$ . Известно, что квадрат скорости  $I^2$  пропорционален отношению кинетической энергии организованного потока газа к его полной энергии  $I$  есть основной критерий механического подобия потока. Функциональная связь камеры сгорания с турбиной осуществляется посредством таких характеристик камеры сгорания, как неравномерность поля температуры газа и интенсивность турбулентности потока на выходе из нее [2]. Для решения поставленной задачи воспользуемся формулами, связывающими коэффициенты неравномерности поля температуры газа с геометрическими критериями камеры сгорания. [1, 3], преобразовав эти зависимости с помощью уравнения расхода газа.

После преобразования получим следующие выражения:

$$\theta_{\max} = 1,2 \frac{e^{\frac{0,377}{I_z}} \cdot (0,0144\beta^2 - 0,178\beta + 1)}{\left[ 0,98\beta \sqrt{\frac{T_k}{T_z}} \cdot \frac{(1 - \delta_{\Sigma\text{омб}})}{(1 - \delta_{\text{омб}})} \cdot \frac{\sigma_{\text{кс}}}{\sigma_{\text{д}}} \cdot \frac{1}{(1 + q_m)} \cdot \frac{q(\lambda_z)}{q(\lambda_{\text{ож}})} \right] \cdot \left( 1 - 1,19 \frac{1}{e^{\frac{n_{\text{д}} \cdot \sigma_{\text{д}} \cdot q(\lambda_{\text{ож}})}{(1 - \delta_{\Sigma\text{омб}}) \cdot q(\lambda_k)}}}} \right)}; \quad (1)$$

$$q_{p\max} = 0,275 \cdot q_{\max}, \quad (2)$$

где  $q_{\max} = \frac{T_{\max} - T_z}{T_z - T_k}$  - коэффициент окружающей (местной) неравномерности поля температуры газа за камерой сгорания;

$$q_{p\max} = \frac{T_{p\max} - T_z}{T_z - T_k} - \text{коэффициент радиальной}$$

средней неравномерности поля температуры газа за камерой сгорания;

$T_{\max}$  - максимальная местная температура газа за камерой сгорания (здесь и далее указана температура заторможенного потока);

$T_{p\max}$  - максимальная средняя температура газа по высоте канала;

$T_z$  - среднemasсовая температура газа перед сопловым аппаратом турбины;

$T_k$  - температура воздуха за компрессором;

$\bar{l}_z$  - отношение длины газосборника жаровой трубы к его средней высоте;

$$b = \frac{F_{жс}}{\sum \mu \cdot F_{оэс}} - \text{степень зажатия жаровой}$$

трубы;

$F_{жс}$  - площадь поперечного сечения жаровой трубы в миделевом сечении;

$\sum \mu \cdot F_{оэс}$  - эффективная площадь всех отверстий, щелей и завихрителей жаровой трубы;

$d_{\Sigma отб}$  и  $d_{отб}$  - относительные расходы охлаждающего турбину воздуха, отбираемые из камеры сгорания: суммарный и расход, не проходящий через «горло» соплового аппарата;

$s_{кс}$  и  $s_{\partial}$  - коэффициенты восстановления полного давления в камере сгорания и ее диффузоре;

$q(\lambda_z)$ ,  $q(I_{оэс})$ ,  $q(\lambda_k)$  - приведённые плотности потока массы на выходе из камеры сгорания, в отверстиях жаровой трубы и на входе в неё;

$$n_o = \frac{F_{кк}}{F_k} - \text{отношение площади поперечно-$$

го сечения кольцевого канала камеры сгорания к площади поперечного сечения на входе в камеру сгорания;

$q_m$  - относительный расход топлива.

Приняты значения показателей адиабаты: для воздуха  $k=1,4$ , для газа  $k=1,33$ . Выражения (1) и (2) дают возможность оценивать влияние приведённых скоростей потока  $I_k$  и  $I_z$  на неравномерность поля температуры газа. При этом будем учитывать [1, 4] то, что степень зажатия имеет оптимальное значение  $b = 7,7$  (допустимый диапазон  $b = 5,5 - 8,5$ ), при котором обеспечивается максимальная полнота сгорания топлива, минимальный выброс вредных веществ, минимальная неравномерность поля температуры газа.

Значение приведённой скорости потока воздуха в отверстиях жаровой трубы также имеет оптимальное значение  $I_{оэс} = 0,22$  [1, 4] (допустимый диапазон  $I_{оэс} = 0,15 - 0,22$ ), при котором коэффициент избытка воздуха при «бедном» срыве горения принимает максимальное значение. Увеличение  $I_{оэс} > 0,22$  приближает процесс к границе срыва горения, когда скорость тепловыделения в результате химической реакции становится меньше скорости отвода тепла с потоком газа из реакционного объёма. При уменьшении  $I_{оэс} < 0,22$  возможен «проскок» пламени (погасание) из-за дисбаланса между скоростью расходования горючего в реакционном пространстве и скоростью его поступления в объём с потоком газа [5].

Уравнение (1) как функция  $q_{\max} = f(I_k, I_z)$  приведено на рис. 1 для оптимальных значений  $b$  и  $I_{оэс}$  проточных и противоточных камер. График иллю-

стрирует сильное влияние  $I_z$  на изменение поля температуры.

Три верхние кривые на рис.1 построены для камер сгорания прямоточной схемы (осевой компрессор газогенератора). Жаровые трубы этих камер сгорания имеют значения  $I_k = 0,22; 0,294; 0,35$ .

Нижняя кривая приведена для противоточных камер сгорания (центробежный компрессор контура высокого давления), имеющих длину газосборника  $\bar{l}_z > 4$ , что создает пониженный уровень  $q_{max}$ . Для этих камер отношение площади наружного кольцевого канала к площади отверстий  $> 4$  (истечение в жаровую трубу происходит практически из ресивера). В этом случае второй член в знаменателе формулы (1) постоянен и близок к единице, что обеспечивает автомодельность  $q_{max}$  по  $I_k$ .

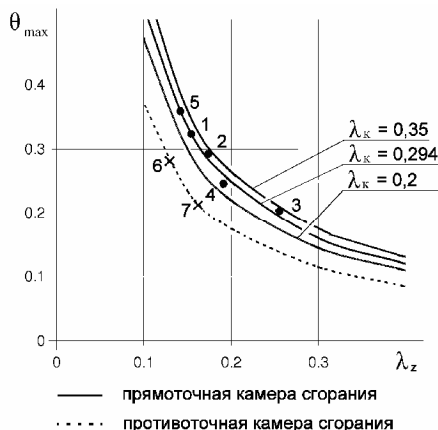


Рис.1: 1- ТРДДФ R=8300 кгс; 2- ТРДДФ F-101GE; 3- ТРДД CF-6-50; 4- ТВАД N=2200 л.с.; 5- ТРДДФ R=9000 кгс; 6- ТВД N=2500 л.с.; 7- ТВАД N=1000 л.с.

Достоверность теоретических зависимостей на рис.1 подтверждается значениями  $I_k, I_z, q_{max}$  для ряда отечественных и зарубежных серийных двигателей различного назначения, размеров и конструкций. На графике эти параметры отмечены точками.

Для определения оптимального значения  $I_{z\,opt}$  необходимо использовать зависимости (1) и (2) при оценке теплового со-

стояния турбины, находя компромисс между затратой воздуха на охлаждение турбины и потерями полного давления в её проточной части.

Оптимальное значение  $I_{k\,opt}$  найдём из анализа показателя степени при  $e$  в знаменателе формулы (1):

$$\frac{n_\delta \cdot \sigma_\delta}{(1-d_{\Sigma\delta})} \cdot \frac{q(\lambda_{ож})}{q(\lambda_k)} = \sum m F_{ож}$$

На основании опыта доводки двигателей различных конструктивных схем и размеров установлено [1], что стабильность поля температур прямооточных камер сгорания обеспечивается при условии

$$\frac{F_{кк}}{\sum \mu \cdot F_{ож}} \geq 1,9, \quad n_\delta = \frac{F_{кк}}{F_k} \leq 1,9.$$

$$\text{Тогда } q(I_{k\,opt}) \leq q(I_{ож}) \cdot \frac{S_\delta}{1-d_{\Sigma\delta}}$$

Так как  $I_{ож\,opt} = 0,22$ , то для реальных условий  $S_\delta \approx 0,98, d_{\Sigma\delta} \approx 0,12$  и  $I_{k\,opt} \leq 0,25$ .

Значение  $I_k = 0,25$  рекомендуется и в работе [6].

Таким образом, оптимальное значение критерия механического подобия на входе камеры сгорания прямоточной схемы  $I_{k\,opt} \leq 0,25$ .

Для камеры сгорания противоточной схемы, как показано выше, сохраняется автомодельность поля температуры газа по  $I_k$ .

### Выводы

1. Показана актуальность и необходимость согласования пограничных поперечных сечений потока между камерой сгорания, турбиной и компрессором.

2. Функциональная связь камеры сгорания с турбиной и компрессором реализуется посредством минимизации неравномерности поля температуры газа на входе в турбину и обеспечением стабильности это-

го поля при изменении режима и экземпляров одинаковой конструкции камеры сгорания.

3. Критерии механического подобия потоков,  $I_k$ ,  $I_z$ , являются обобщающими параметрами согласования совместной работы тепловых и газодинамических агрегатов газогенератора.

4. Оптимальное значение  $I_{z\text{opt}}$  должно быть определено с учетом выражений (1) и (2) при расчете теплового состояния турбины газогенератора, содержащего камеру сгорания с оптимальным режимом работы.

5. Оптимальное значение  $I_{k\text{opt}} \leq 0,25$  обеспечивает стабильность поля температуры газа на входе в турбину, что необходимо учитывать при проектировании компрессора.

#### Библиографический список

1. Теория камеры сгорания [Текст] / А. В. Григорьев, В. А. Митрофанов, О. А. Рудаков [и др.]; под ред. О.А. Рудакова. - СПб.: Наука, 2010. - 228 с.
2. Григорьев, А.В. Воздействие поля температуры газа и турбулентности набегающего потока на теплоотдачу в сопловую

решетку турбины и оптимизация камеры сгорания [Текст] / А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, А. В. Соловьева // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С. П. Королёва. - Самара: Издательство СГАУ, 2007. - Вып. 2(13). - С. 77-81.

3. Рудаков, О. А. Исследования поля температуры газа в камере сгорания ГТД. [Текст] / О. А. Рудаков // Труды ЦИАМ №697, 1976.

4. Пат. 2400673 Российская Федерация, МПК F23R03/26. Камера сгорания с оптимальным режимом работы [Текст]/ А. В. Григорьев, О. А. Рудаков, Н.Д. Саливон; заявитель и патентообладатель ОАО «Климов». - №2009100523/06 (000655); заявл. 11.01.2009; опубл. 27.09.2010. Бюл.№27. - 8 с.: ил.

5. Рудаков, О. А. Методология расчёта нестационарного горения в газотурбинном двигателе [Текст]/ О. А. Рудаков, В. А. Митрофанов, Ю. В. Сигалов // Теплоэнергетика, - 2005.- №11.- с. 55-58.

6. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей [Текст] / Е. А. Гриценко, В. П. Данильченко, С. В. Лукачев [и др.].- Самара.: СНЦ РАН, 2002. - 295 с.

### THE CONCEPT OF MATCHING THE JOINT OPERATION OF THE COMBUSTION CHAMBER, THE COMPRESSOR AND THE TURBINE

©2011 A. V. Grigoriev<sup>1</sup>, P. P. Golubchikov<sup>2</sup>, M. Yu. Ilyushin<sup>1</sup>,  
O. A. Rudakov<sup>1</sup>, A. V. Solovieva<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Klimov JSC, Saint-Petersburg

<sup>2</sup> Saint-Petersburg State Polytechnical University (SPbSPU)

The paper presents scientifically grounded requirements on the values of corrected velocity of gas flow at the input and output of the combustion chamber aimed at providing stability and the required uniformity of the gas temperature field at the turbine input while maintaining the optimal mode of chamber operation with regard to stability and efficiency of combustion and emission.

*Matching, combustion chamber, turbine, compressor, corrected velocity, input, output, irregularity, instability, gas temperature, reliability.*

### Информация об авторах

**Григорьев Алексей Владимирович**, генеральный конструктор, ОАО «Климов», e-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Область научных интересов: методология проектирования авиационных двигателей.

**Голубчиков Павел Павлович**, студент энергомашиностроительного факультета, Санкт-Петербургский государственный политехнический университет. E-mail: [kadet\\_spb@mail.ru](mailto:kadet_spb@mail.ru). Область научных интересов: камеры сгорания.

**Илюшин Михаил Юрьевич**, инженер-конструктор, ОАО «Климов», e-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Область научных интересов: турбины, камеры сгорания.

**Рудаков Олег Александрович**, научный консультант, ОАО «Климов», e-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Область научных интересов: камеры сгорания, методология проектирования.

**Соловьева Анастасия Валерьевна**, инженер-конструктор, ОАО «Климов», e-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru); [anastasia.solovjeva@gmail.com](mailto:anastasia.solovjeva@gmail.com). Область научных интересов: камеры сгорания, методология проектирования.

**Alexey V. Grigoriev**, general designer, Klimov JSC, E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: methodology of aviation engine designing.

**Pavel P. Golubchikov**, student, SPbSPU, power-plant engineering faculty, E-mail: [kadet\\_spb@mail.ru](mailto:kadet_spb@mail.ru). Area of research: combustion chambers.

**Mikhail. Yu. Ylushin**, engineer-designer, Klimov JSC, E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: turbines, combustion chambers

**Oleg A. Rudakov**, scientific consultant, Klimov JSC, E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru). Area of research: combustion chambers, methodology of designing.

**Anastasia V. Solovieva**, engineer-designer, Klimov JSC, E-mail: [klimov@klimov.ru](mailto:klimov@klimov.ru); [anastasia.solovjeva@gmail.com](mailto:anastasia.solovjeva@gmail.com). Area of research: combustion chambers, methodology of designing.