

ТЕПЛОВЫЕ, ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ И ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.43.056

ПОЭТАПНАЯ ДОВОДКА КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕЙ В УСЛОВИЯХ ФОРСИРОВАНИЯ СКОРОСТИ ВОЗДУХА НА ВЫХОДЕ ИЗ КОМПРЕССОРА

Бакланов А.В.

*Казанское моторостроительное производственное объединение,
ул. Дементьева, 1, Казань, 420036, Россия
e-mail: andreybaklanov@bk.ru*

Рассматриваются особенности конструкции и организации процессов в серийной камере сгорания для форсированной газотурбинной установки (ГТУ) НК-16-18СТ. Раскрыты особенности форсирования двигателя и показано влияние увеличения скорости на входе в камеру сгорания на выбросы вредных загрязняющих веществ. Показаны особенности экологической модернизации камеры сгорания, и выполнены этапы ее доводки, которые включили в себя перераспределение отверстий по длине жаровой трубы, организацию локального дозированного длува и оптимизацию форсунки жаровой трубы.

Ключевые слова: камера сгорания газотурбинного двигателя (ГТД), конструкция жаровой трубы, модернизация, снижение выбросов вредных веществ.

Требования, предъявляемые к газотурбинным двигателям, касаются надежности, экологии и экономичности их работы, которые во многом зависят от рациональности конструкции камеры сгорания (КС) и оптимальной организации рабочего процесса в ней [1]. Рациональность конструкции камеры определяется организацией устойчивого и высокоэффективного сжигания топлива, при минимальных потерях полного давления, заданных параметрах температурного поля продуктов сгорания, выходящих из КС, и приемлемым уровнем эмиссии токсичных веществ (окиси углерода СО, несгоревших углеводородов C_nH_m и окислов азота NO_x), при

высокой надежности и долговечности работы ГТД. Требования действующего в стране ГОСТа [2], предъявляемые к выбросам токсичных веществ стационарных ГТД при нормальных атмосферных условиях, составляют $NO_x \leq 150$ мг/м³; $CO \leq 300$ мг/м³.

В качестве объекта исследования представлен двигатель НК-16-18СТ, который является приводом нагнетателя газоперекачивающего агрегата и конвертирован из летного НК-8-2У в наземный. Серийное изготовление и поставка двигателя на магистральные газопроводы производится с 1995 г. За счет улучшения характеристик компрессора, новой

подвески двигателя, изменения конструкции камеры сгорания и топливно-регулирующей аппаратуры обеспечено увеличение мощности на валу свободной турбины до 18 МВт. Эффективный КПД — 31%. Двигатели НК-16-18СТ имеют ресурс свыше 100000 ч. Применяется в газоперекачивающих агрегатах ГПА-16НК, ГПА-16В «Урал», а также в газотурбинной энергетической установке ГТЭУ-18.

Следует отметить, что создание новых современных приводных ГТД на базе авиадвигателей четвертого поколения (типа НК-36СТ) требует определенных затрат времени, поэтому одним из направлений улучшения параметров является модернизация и форсирование существующих машин. Вследствие этого на АО КМПО разработан двигатель НК-16-18СТ пятой серии, в котором установлен компрессор высокого давления с авиационного ГТД НК-86, что обеспечивает мощность двигателя в пиковом режиме до 20 МВт. Производительность такого компрессора и степень повышения

давления увеличины. К примеру, степень повышения давления π_k компрессора НК-8-2У на номинальном режиме составляет 9,3, а π_k компрессора НК-86 на том же режиме составляет 13.

Такое различие в параметрах обеспечивается тем, что компрессоры высокого давления (ВД) двигателей НК-8-2У и НК-86 (рис. 1) различаются профилями и углами установки лопаток отдельных ступеней ротора и статора, величиной радиальных зазоров между рабочими колесами и спецслоем рабочих колец, величинами осевых зазоров между рабочими колесами. Роторы имеют разные диаметры рабочих колес.

На рис. 2 представлена схема серийной камеры сгорания, которая состоит из наружного 1 и внутреннего 2 корпусов, жаровой трубы 3, топливного коллектора 4 и фиксаторов 5 для подвески жаровой трубы [3].

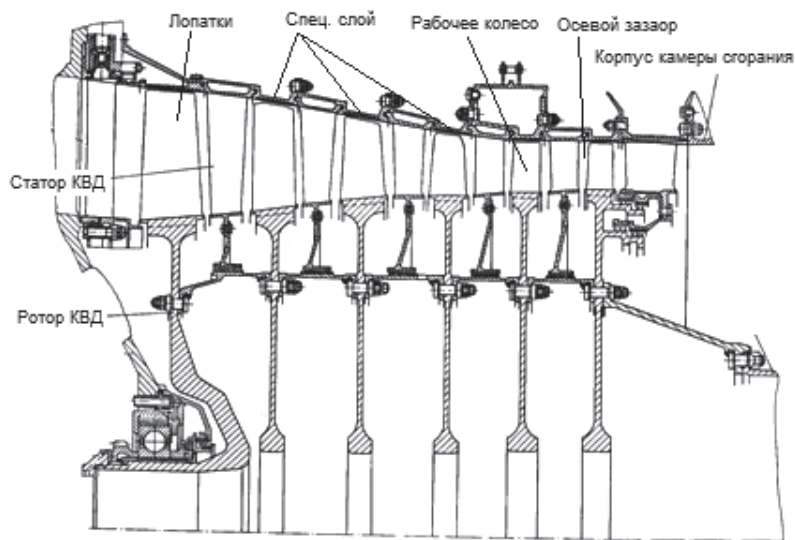


Рис. 1. Схема компрессора ВД

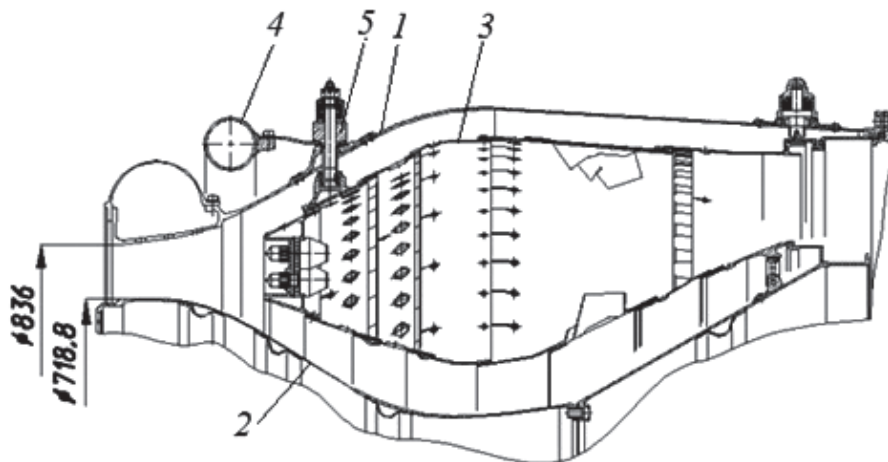


Рис. 2. Схема камеры сгорания НК-16-18СТ

Фронтное устройство жаровой трубы (рис. 3), содержит головку кольцевую 1 с наружным и внутренним топливными коллекторами 2. На наружном топливном коллекторе равномерно расположены четыре штуцера 3, служащие для подвода газа во внутреннюю полость коллектора. В этих местах для

Форсунка (рис. 4) имеет завихритель, сопло конфузурной формы с выходным диаметром $\varnothing 14$ мм, она обладает способностью стабилизировать пламя в рабочем диапазоне скорости потока и состава смеси, позволяет существенно интенсифицировать массообменные процессы и уменьшить

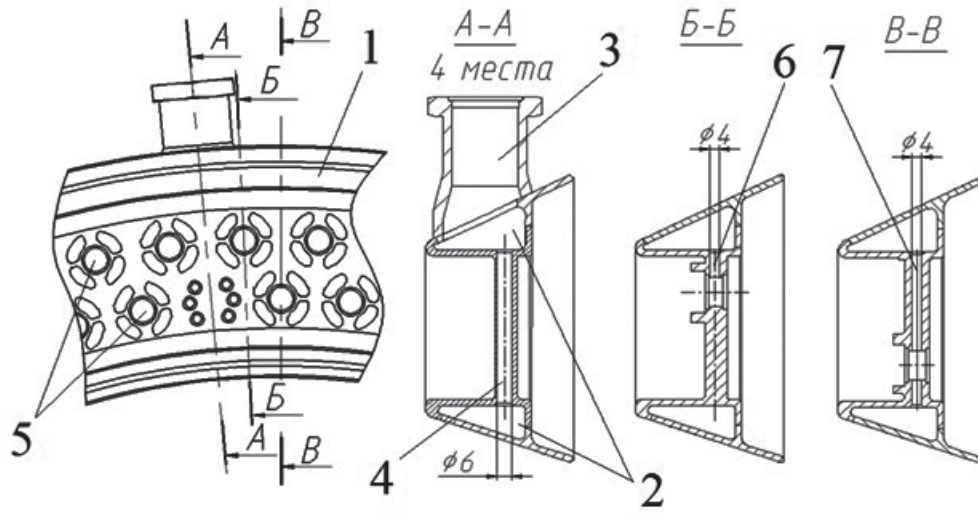


Рис. 3. Фронтное устройство

соединения полости коллекторов расположены соединительные каналы 4. В два ряда в шахматном порядке расположены фигурные окна 5, предназначенные для подвода воздуха в первичную зону горения. Окна имеют центральные отверстия и стойки крепления форсунок к головке кольцевой, при этом в стойках выполнены сквозные каналы 6, 7 подвода газа к форсункам, часть каналов через форсунки соединяют между собой полости наружного и внутреннего топливных коллекторов [4].

время пребывания газов в зоне высоких температур. Конструкцией фронтного устройства предусмотрена постановка дросселирующих шайб, перекрывающих площадь завихрителя, что позволяет регулировать расход воздуха, поступающий во фронтное устройство. В представленной конструкции диаметр шайбы составляет $\varnothing 20$ мм.

Применение форсунок вихревого типа позволяет сократить зону горения, а следовательно, и площадь поверхности жаровой трубы, требующей ин-

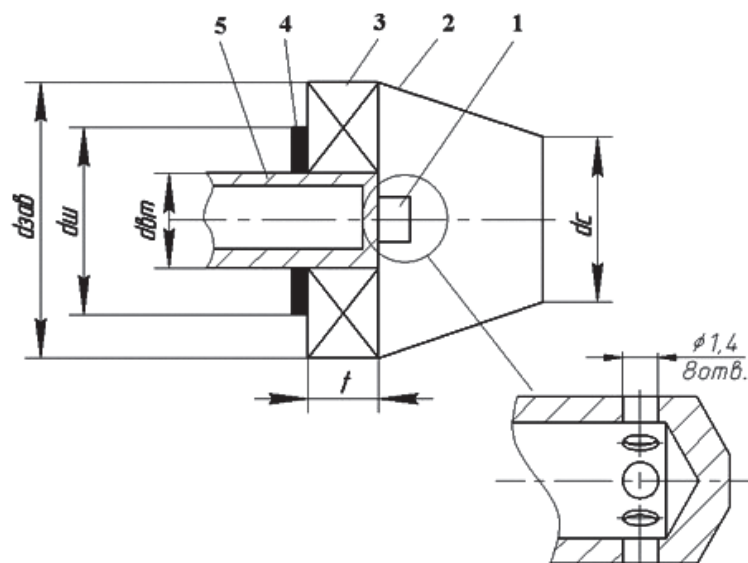


Рис. 4. Схема вихревой форсунки: 1 — распылитель; 2 — конфузурный насадок; 3 — лопаточный завихритель; 4 — дросселирующая шайба; 5 — втулка завихрителя

тенсивного охлаждения. Такое направление в конструктивном развитии камер обеспечивает сохранность структуры закрученного потока за фронтальным устройством благодаря отсутствию крупных «холодных» струй, которые могли бы «разбить» зону обратных токов. Однако для достаточного охлаждения стенок жаровой трубы и формирования выгодного для турбины температурного поля на выходе КС требуется наличие воздухоподводящих щелей в стенках и отверстий в зоне смешения. В камере сгорания двигателя НК-16-18СТ, в зоне смешения расположены смесительные патрубки, которые служат для подвода большого количества охлаждающего воздуха в эту зону [5].

У форсированного двигателя, из-за особенностей конструкции компрессора, диаметр соединительного фланца в стыке с камерой сгорания меньше серийного. Это привело к изменению конструкции корпуса камеры сгорания в части обеспечения стыковки с новым компрессором. Выполнено перепрофилирование диффузора с углом раскры-

тия 7°, который позволяет организовать отрывное стабилизирующее течение. При этом конструкция жаровой трубы не подверглась изменениям (рис. 5).

Для определения экологических характеристик серийного и форсированного двигателей, на различных режимах их работы, согласно стандарту [6] непосредственно в шахте выхлопа была измерена эмиссия токсичных веществ, фактические значения которой представлены на рис. 6.

В соответствии с [4] результаты измерений выбросов вредных веществ приводятся к стандартной концентрации свободного кислорода в отработавшем газе, равной 15 %, по формуле

$$NO_{x15\%O_2} = NO_x \frac{20,95 - 15}{20,95 - O_2} = NO_x \frac{5,95}{20,95 - O_2}, \quad (1)$$

где NO_x — измеренные значения оксидов азота в продуктах сгорания; O_2 — содержание кислорода в продуктах сгорания.

Поэтому результаты измерений представлены также и для приведенных значений (рис. 7).

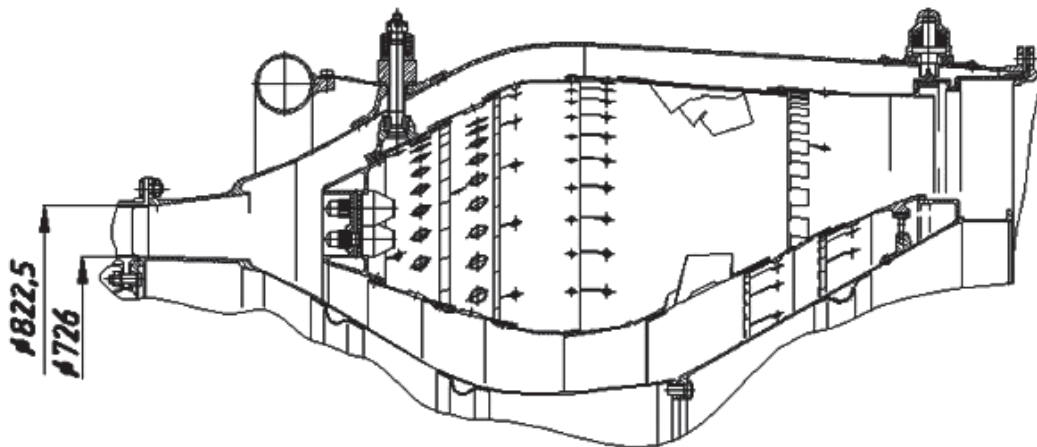


Рис. 5. Схема камеры сгорания НК-16-18СТ

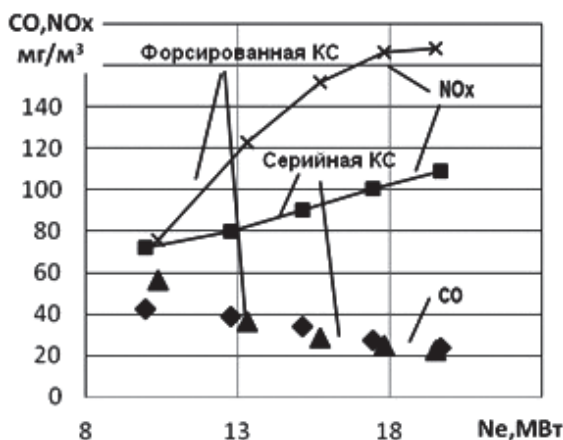


Рис. 6. Зависимость измеренной концентрации CO и NO_x от мощности установки. NO_x : ■ — серийная КС; × — форсированная КС; CO: ▲ — серийная КС; ◆ — форсированная КС

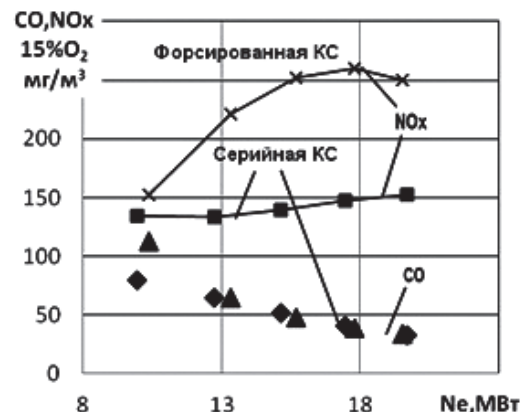


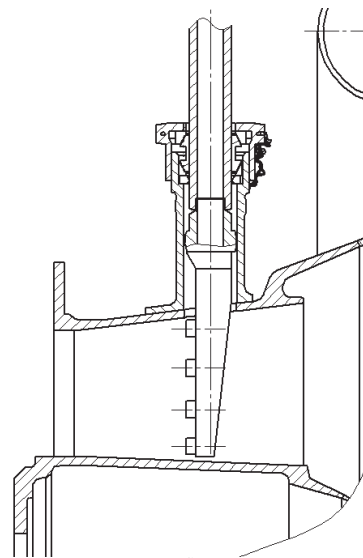
Рис. 7. Зависимость приведенной концентрации CO и NO_x от мощности установки (значения концентраций приведены к условному содержанию кислорода в выхлопных газах, равному 15%). NO_x : ■ — серийная КС; × — форсированная КС; CO: ▲ — серийная КС; ◆ — форсированная КС

Из анализа следует, что при одинаковой конструкции жаровой трубы в двух двигателях получены совершенно разные результаты по концентрации оксидов азота на всех режимах работы двигателя. На номинальном режиме работы, соответствующем $N_e = 18$ МВт, выбросы у серийного ГТД составили $NO_x^{15} = 150$ мг/м³, а у форсированного $NO_x^{15} = 260$ мг/м³, что практически превышает исходный показатель в два раза. При этом концентрация СО остается на одном уровне.

Для выявления причины произведена оценка параметров потока воздуха на входе в камеру сгорания на различных режимах работы ГТД с использованием комбинированной пневмотермогребенки (рис. 8). Она устанавливалась в диффузоре камеры сгорания таким образом, чтобы приемники давления были равномерно распределены по высоте канала. Также на корпусе камеры сгорания определялось статическое давление. По результатам измерения рассчитываются такие параметры, как расход воздуха $G_{2ВД}$, приведенная скорость $\lambda_{вх КС}$, а также определяются распределения скоростей и давлений по высоте канала [7].



а)



б)

Рис. 8. Комбинированная пневмотермогребенка (а) и схема установки гребенки (б)

Для определения приведенной скорости λ , скорости потока W и расхода воздуха G на различных режимах работы двигателя, проведены расчеты:

приведенное давление

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p^*}, \quad (2)$$

где p — статическое давление, Па; p^* — полное давление, Па;

приведенная скорость

$$\lambda = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} (1 - \pi(\lambda))^{\frac{k-1}{k}}}, \quad (3)$$

где k — показатель адиабаты;
местная скорость звука

$$a_{кр} = 18,3\sqrt{T^*}, \quad (4)$$

где T^* — температура потока, К;
скорость потока

$$W = a_{кр}\lambda; \quad (5)$$

приведенный расход

$$q(\lambda) = \lambda \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}; \quad (6)$$

расход в камере сгорания

$$G = \frac{mPq(\lambda)S}{\sqrt{T^*}}, \quad (7)$$

где S — площадь сечения, м².

Проведенные исследования выявили, что компрессор высокого давления, установленный с НК-86, формирует высокую скорость на входе в камеру сгорания (порядка 170 м/с), что подтверждает форсирование двигателя. В таких двигателях организация горения и обеспечение оптимального уровня выбросов токсичных веществ затруднительны из-за высоконапорных параметров потока воздуха.

Полученный результат отчетливо показывает сильное влияние скорости на входе в КС на про-

цессы смешения и горения за фронтовым устройством, а также на глубину втекания струй в зону горения. Можно предположить, что при $\lambda = 0,28$ и соответствующих этой скорости перепадах давления на жаровой трубе выгорание топлива и состав смеси во фронте пламени оптимальные.

Однако увеличение скорости потока приводит к изменению газодинамических процессов в камере сгорания, что вызывает повышение температуры в зоне горения и расширяет область высоких температур, а это, в свою очередь, приводит к резкому выделению оксидов азота. Такая ситуация привела к необходимости модернизации существующей жаровой трубы.

Задача экологической модернизации камер сгорания газотурбинных двигателей отличается от задачи создания новых малотоксичных ГТУ хотя бы тем, что она должна быть осуществлена без больших материальных затрат. Это ограничивает возможность внесения изменений в геометрию жаровой трубы, в топливную систему. При этом внесенные изменения не должны ухудшить основные характеристики модернизированной камеры сгорания, таких, как полнота сгорания топлива, гидравлические потери, температурное состояние стенок, неравномерность температурного поля на выходе из камеры, надежность запуска двигателя.

С учетом вышесказанного, в рамках имеющейся серийной конструкции произведена модернизация, в которой реализован иной принцип сжигания топлива. Он заключается в формировании «богатой» смеси в зоне горения камеры с коэффициентом избытка воздуха $\alpha = 0,6$, а потом резком разбавлении продуктов сгорания воздухом и формировании «бедного» состава с $\alpha \geq 2$, что позволяет уровню оксидов азота оставаться низким.

По сравнению с серийной жаровой трубой в модернизированном варианте существенно увеличено количество воздуха, подаваемого в зону горения (рис. 9), что достигнуто за счет увеличения диаметров воздухоподводящих отверстий и уменьшения проходного сечения патрубков смесителя (см. таблицу) [8], при этом пояса отверстий отодвинуты от фронтальной плиты. Данный вариант камеры представляет собой сборку №1.

Для проверки эффективности конструктивного мероприятия данная камера установили на двигатель и определяли его экологические характеристики (см. рис. 13, сборка №1).

По результатам испытаний видно, что данный подход подтвердил возможность снижения оксидов азота в продуктах сгорания. Его концентрация была снижена на 31% по сравнению с исходным вари-



Рис. 9. Схема распределения коэффициента избытка воздуха по длине серийной и модернизированной камеры сгорания

антом. Однако такая компоновка жаровой трубы (сборка №1) приводила к перегреву фронтального устройства, оплавлению кромок фронтальной плиты и к возникновению прогаров в процессе наработки (рис. 10).

С целью увеличения глубины проникновения струй в зону горения и осуществления метода локального дозированного вдува воздуха в зону высоких температур [9], а также для интенсификации процессов горения, данная компоновка была доработана путем установки цилиндрических втулок в первый ряд отверстий (рис. 11). В результате получена сборка №2.

Данное мероприятие позволило снизить концентрацию выбросов оксидов азота (см. рис. 13) в выхлопных газах двигателя на 38% по сравнению

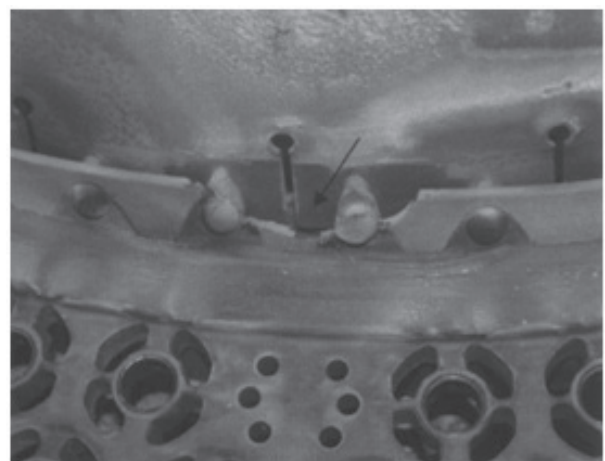


Рис. 10. Прогар кромок фронтальной плиты

Параметр	Серийная КС			Модернизированная КС		
	Пояса отверстий		Смесительные патрубки	Пояса отверстий		Смесительные патрубки
	1-й	2-й		1-й	2-й	
Наружная обечайка жаровой трубы						
Диаметр отверстий, ширина патрубка, мм	13	15	5	17,8	18,8	3
Количество отверстий	68	70	70	68	35	70
Площадь отверстия, мм ²	132,66	176,62	364,52	248,7	277,45	262,26
Суммарная отверстий	9021,22	12363,75	25516,4	16912,9	9710,76	18358,2
<i>Итого</i>	46901,37			44981,86		
Приведенная площадь раскрытия \bar{F}_i , %	10,38	14,23	29,38	21,28	12,21	23,1
<i>Итого</i>	54			56,6		
L_i , мм	50	105	346	111	167	352
\bar{L}_i	0,1	0,2	0,66	0,2	0,314	0,66
Внутренняя обечайка жаровой трубы						
Диаметр отверстий, ширина патрубка, мм	11	15	6	17,8	18,8	4
Количество отверстий	70	35	70	35	35	70
Площадь отверстия, мм ²	95	176,625	318,26	248,7	277,45	229,68
Суммарная отверстий	6649	6181,9	27117,3	8705,18	9710,76	16077,6
<i>Итого</i>	39948,12			34493,54		
Всего для жаровой трубы	86849,5			79475,4		
Приведенная площадь раскрытия \bar{F}_i , %	7,65	7,118	31,22	10,95	12,21	20,23
<i>Итого</i>	46			43,4		
L_i , мм	46	98	325	98	164	325
\bar{L}_i	0,08	0,19	0,622	0,187	0,314	0,622

с исходным вариантом, однако оказалось недостаточным для обеспечения уровня, соответствующего нормам технических условий.

Зная, что сокращение времени τ пребывания газа в зоне высоких температур уменьшает образование оксидов азота [10, 11], в рамках сборки №2 введены мероприятия для увеличения скорости истечения топливоздушнoй смеси из форсунок, рас-

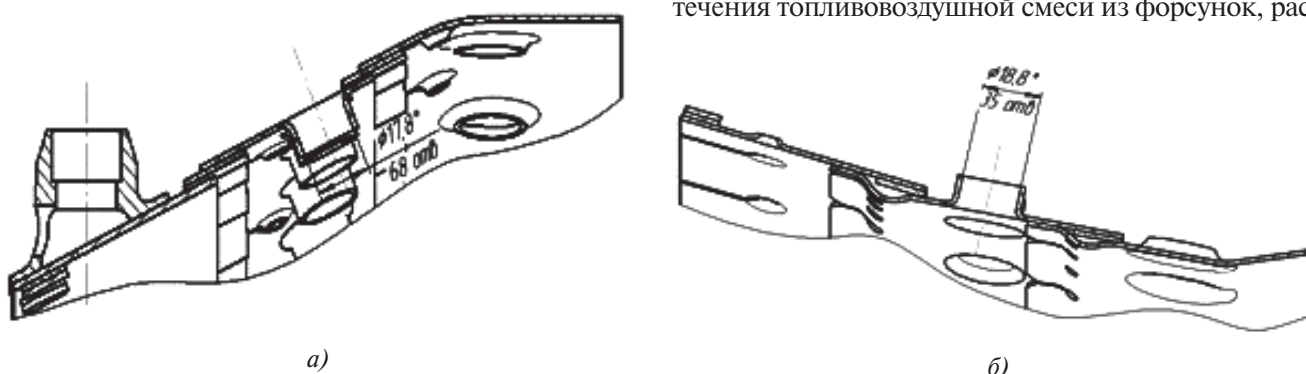
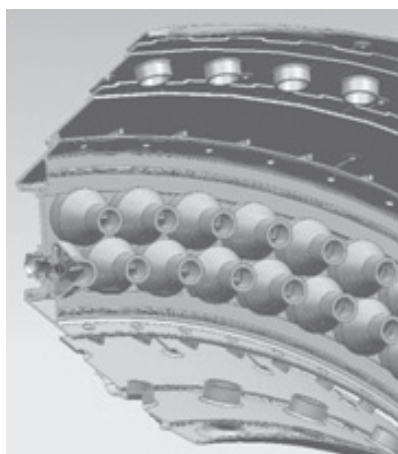
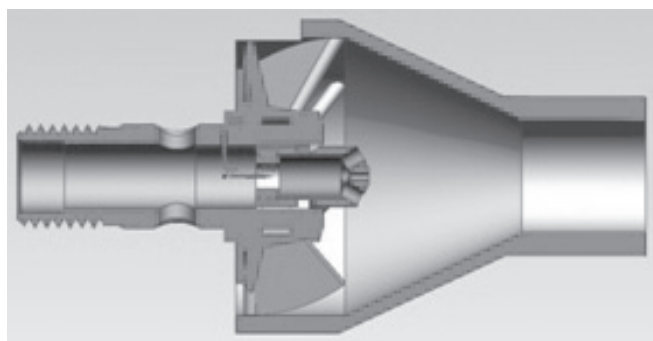


Рис. 11. Схемы кожуха наружного (а) и внутреннего с установленными втулками (б)



а)



б)

Рис. 12. Вид на головную часть жаровой трубы (а) и модернизированная форсунка (б)

положенных во фронтном устройстве (рис. 12,а). Получена сборка №3. Форсунки были выполнены с удлиненным соплом и уменьшенным его диаметром (рис. 12,б). Такая конфигурация форсунки позволяет отодвинуть фронт пламени от плиты и снизить температурное воздействие на её стенки.

Из рис. 13 видно, что компоновка №3 позволила обеспечить уровень вредных веществ в продуктах сгорания, соответствующий нормам ТУ и требованиям ГОСТа [2]. Выбросы оксидов азота были снижены на 47% по сравнению с исходным вариантом и составили для номинального режима работы двигателя, соответствующего мощности установки 18 МВт: $\text{NO}_x = 138 \text{ мг/м}^3$, $\text{CO} = 58 \text{ мг/м}^3$.

Выводы

В работе реализован комплексный подход к снижению выбросов токсичных веществ, который позволил модернизировать серийную камеру сгорания с диффузионным принципом организации горения для двигателя НК-16-18СТ с форсированной скоростью воздуха на выходе из компрессора, благодаря чему уровень выбросов токсичных веществ был снижен до значений, соответствующих техническим условиям.

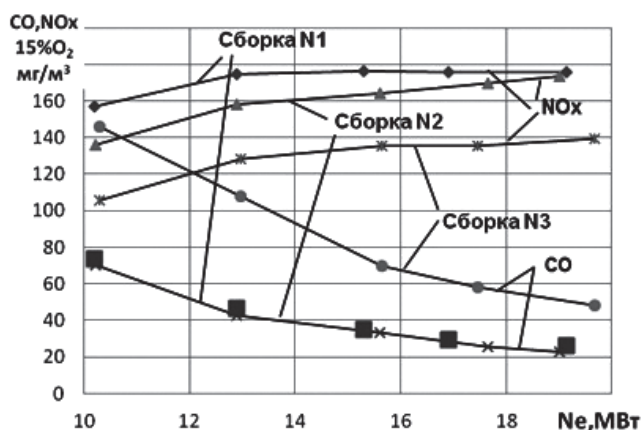


Рис. 13. Зависимость концентрации CO и NO_x от мощности установки (значения концентраций приведены к условному содержанию кислорода в выхлопных газах, равному 15%).

NO_x : ◆ — сборка №1; ▲ — сборка №2; * — сборка №3; CO : ■ — сборка №1; × — сборка №2; ● — сборка №3

Реализация поэтапной доводки при экологической модернизации камер сгорания не требует внесения изменений в конструкции корпуса камеры сгорания, топливной системы и системы автоматического регулирования двигателя.

Разработанный метод доводки достаточно универсален и применим для камер сгорания различного конструктивного исполнения и широкой области использования.

Библиографический список

1. Ланский А.М., Лукачев С.В., Коломзаров О.В. Тенденции изменения геометрических размеров и интегральных параметров камер сгорания малоразмерных газотурбинных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2016. Т. 23. № 3. С. 47-57.
2. ГОСТ 28775-90. Агрегаты газоперекачивающие с газотурбинным приводом. Общие технические условия. — М.: Стандартинформ, 2005. — 12 с.
3. Маркушин А.Н., Бакланов А.В., Салимзянова Г.Ф. Гидравлические потери в серийной и модернизированной многофорсуночной камере сгорания ГТД // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 1-1. С. 90-94.
4. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Салимзянова Г.П. Влияние расходных характеристик фронтного устройства на неравномерность температурного поля камеры сгорания ГТУ // Известия Самарского научного центра Российской академии наук. 2016. Т. 18. № 1. С. 95-100.
5. Бакланов А.В. Малоэмиссионная камера сгорания диффузионного типа с микропламенным горением для конвертированного авиационного газотурбинного двигателя // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 57-68.

6. СТО Газпром 2-3.5-038-2005 «Инструкция по проведению контрольных измерений вредных выбросов газотурбинных установок на компрессорных станциях». — Челябинск: Центр безопасности труда, 2005. — 13 с.
7. Маркушин А.Н., Бакланов А.В. Исследование рабочего процесса камер сгорания в составе ГТД // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15. № 3. С. 81-89.
8. Бакланов А.В., Маркушин А.Н. О возможности организации «богато-бедного» горения в серийной камере сгорания наземной газотурбинной установки // Энергетика Татарстана. 2011. № 1(21). С. 42-44.
9. Мингазов Б.Г., Бакланов А.В. Метод локального дозированного вдува воздуха в высокотемпературные зоны, как способ подавления NOx в камерах сгорания ГТД // Проблемы и перспективы развития авиации, наземного транспорта и энергетики «АНТЭ-2009»: Материалы V Всероссийской научно-технической конференции (Казань, 12-13 октября 2009). Казань: Изд-во Казан. гос. техн. ун-та, 2009. Т. 1. С. 300-304.
10. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М., Бакланов А.В. Организация низкоэмиссионного горения в кольцевой камере сгорания ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2009. № 3. С. 50-53.
11. Маркушин А.Н., Меркушин В.К., Бышин В.М., Бакланов А.В. Усовершенствование конструкции камер сгорания традиционных схем в целях улучшения экологических показателей ГТД // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2010. № 1. С. 41-44.

STEPWISE GAS TURBINE ENGINE COMBUSTION CHAMBER DEVELOPMENT IN CONDITIONS OF AIR VELOCITY FORCING AT COMPRESSOR OUTLET

Baklanov A.V.

*Kazan Motor Production Association,
1, Demytyeva str., Kazan, 420036, Russia
e-mail:andreybaklanov@bk.ru*

Abstract

Development of new up-to-date actuating gas turbine engines based on fourth generation aircraft engines requires certain time consuming. Thus, one of the ways to series-production engines' parameters improving consists in their upgrading and forcing. A fifth series-production NK-16-18ST engine was developed hereupon at SC KMPO. Its more productive high-pressure compressor allowed ensure higher flow velocity (about 170 m/s) at the combustion chamber inlet. Combustion organization and provision of optimal level of toxic agents' emission in engines of such kind is hindered due to high-pressure parameters of the airflow.

Such situation led to the necessity for carrying out research and design effort consisting in altering structures of burner and flame tube with redistribution of air vents along its length. The approach, used in the above said structure lies in forming the «reach» mixture in combustion chamber primary zone with its subsequent sharp weakening to ensure «poor» content, which allows maintain low level of nitrogen oxides. Testing of this chamber together with the engine confirmed that the selected approach allows reduce nitrogen oxide content in combustion products. However, it requires a number

of measures related to the structure changes to achieve the desired level of noxious substances emission. To increase penetration depth of a jet into combustion zone the chamber was upgraded by cylindrical hubs installation in the first row of vents. This measure allowed reduce concentration of oxide nitrogen emission in the engine's exhaust gases, but it was not enough to ensure the level, required by regulations. Having in mind, that residence time reduction of gas in high-temperature zone decreases oxide nitrogen formation, in the framework of the last version, measures were introduced to increase fuel mixture flow velocity from atomizers, mounted on the flame tube head. The atomizers have elongated nozzles and less diameter. Such configuration allowed ensure noxious substances emission in combustion products at the level complied with the State Standard requirements (GOST 28775-90).

Keywords: gas-turbine engine combustion chamber, flame tube structure, design upgrade, emission level reduction.

References

1. Lanskii A.M., Lukachev S.V., Kolomzarov O.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2016, vol. 23, no. 3, pp. 47-57.
2. *Agregaty gazoperekachivayushchie s gazoturbinnym privodom. Obshchie tekhnicheskie usloviya. GOST 28775-90* (Gas pumping units with gas turbine drive. General technical conditions, State Standart GOST 28775-90), Moscow, Standarty, 12 p.
3. Markushin A.N., Baklanov A.V., Salimzyanova G.F. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 1-1, pp. 90-94.
4. Markushin A.N., Baklanov A.V., Salimzyanova G.R. *Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra Rossiiskoi akademii nauk*, 2016, vol. 18, no. 1, pp. 95-100.
5. Baklanov A.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 57-68.
6. *Instruktsiya po provedeniyu kontrol'nykh izmerenii vrednykh vybrosov gazoturbinnyykh ustanovok na kompressornykh stantsiyakh. STO Gazprom 2-3.5-038-2005* (Instruction on carrying out control measurements of hazardous emissions for gas turbine units at compressor stations. STO Gazprom 2-3.5-038-2005), Chelyabinsk, Tsentr bezopasnosti truda, 2005, 13 p.
7. Markushin A.N., Baklanov A.V. *Vestnik Samarskogo universiteta. Aerokosmicheskaya tekhnika, tekhnologii i mashinostroenie*, 2016, vol. 15, no. 3, pp. 81-89.
8. Baklanov A.V., Markushin A.N. *Energetika Tatarstana*, 2011, vol. 1(21), pp. 42-44.
9. Mingazov B.G., Baklanov A.V. *Materialy V Vserossiiskoi nauchno-tekhnicheskoi konferentsii "Problemy i perspektivy razvitiya aviatsii, nazemnogo transporta i energetiki" <ANTE-2009> (Kazan, 12-13 October 2009)*, Kazan, Kazanskii gosudarstvennyi tekhnicheskii universitet, 2009, vol. 1, pp. 300-304.
10. Markushin A.N., Merkushin V.K., Byshin V.M., Baklanov A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2009, no. 3, pp. 50-53.
11. Markushin A.N., Merkushin V.K., Byshin V.M., Baklanov A.V. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedenii. Aviatsionnaya tekhnika*, 2010, no. 1, pp. 41-44.