

Об особенностях керосино-водородной камеры сгорания гибридного газотурбинного двигателя

Васильев А.Ю., Строкин В.Н., Шилова Т.В.

Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

e-mail: ayvasilev@ciam.ru

Одним из способов, помогающих снизить эмиссию газотурбинных двигателей, является применение водорода, и в частности его применение в гибридных ГТД. В рассматриваемом случае гибридный ГТД – это двигатель, имеющий на одном валу не только турбину низкого давления, но и электродвигатель, увеличивающий тягу двигателя за счет вентилятора. В статье проанализирован опыт ЦИАМ по созданию водородной камеры сгорания для двухконтурного турбореактивного двигателя НК-88 и элементы конструктивных схем современных камер сгорания с позиции малой эмиссии. Рассмотрена камера сгорания гибридного ГТД, дана оценка эмиссии NO_x при ее работе как на керосине, так и на водороде. Показана схема двухтопливной камеры сгорания, предложенная в ЦИАМ.

Ключевые слова: гибридный газотурбинный двигатель, камера сгорания, альтернативное топливо, водород, система подачи топлива, эмиссия NO_x , двухтопливная камера сгорания

On the features of a kerosene-hydrogen combustion chamber of a hybrid gas turbine engine

Vasiliev A.Yu., Strokin V.N., Shilova T.V.

CIAM, Moscow

One of the ways to help reduce the emissions of gas turbine engines is by using hydrogen, and in particular, using it in hybrid GTEs. In the examined case, a hybrid GTE is an engine that has not only a low-pressure turbine on one shaft, but also an electric motor that increases the engine's thrust due to a fan. The paper analyzes CIAM's experience in creation of a hydrogen combustion chamber for the NK-88 turbofan engine and design elements of modern combustion chambers from the standpoint of low emission. The combustion chamber of a hybrid GTE is examined and an assessment is made of NO_x emission during its operation on both kerosene and hydrogen. In conclusion, the configuration of the dual-fuel combustion chamber proposed by CIAM is presented.

Keywords: hybrid gas turbine engine, combustion chamber, alternative fuel, hydrogen, fuel supply system, NO_x emission, dual-fuel combustion chamber

Опыт проектирования камер сгорания авиационных двигателей, работающих на водороде

Использование водорода как авиационного топлива в России осуществлено на трех двигателях: турбовальном ГТД-350, двухконтурном НК-88 и летной модели двухрежимного гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя [1]. Кроме того, до их появления в ЦИАМ на водороде было автономно испытано несколько камер сгорания (АЛ-7 и др.).

Опыт показал, что основными проблемами при использовании водорода являются: его равномерное рас-

пределение по камере сгорания, обеспечение требуемых параметров температурного поля на выходе, теплового состояния жаровой трубы и надежности конструкции. Проблемы полноты сгорания, запуска, диапазона устойчивой работы, напротив, решить легко в силу высокой реакционной способности водорода.

В первых вариантах камеры сгорания двигателя НК-88, созданной для работы на водороде (рис. 1), использовалась исходная конструкция керосиновой камеры с большим числом фронтальных модулей (139), расположенных в два ряда, с модернизированными форсунками, приспособленными для подачи водорода. Модули обеспечивали расход воздуха через фронтальное

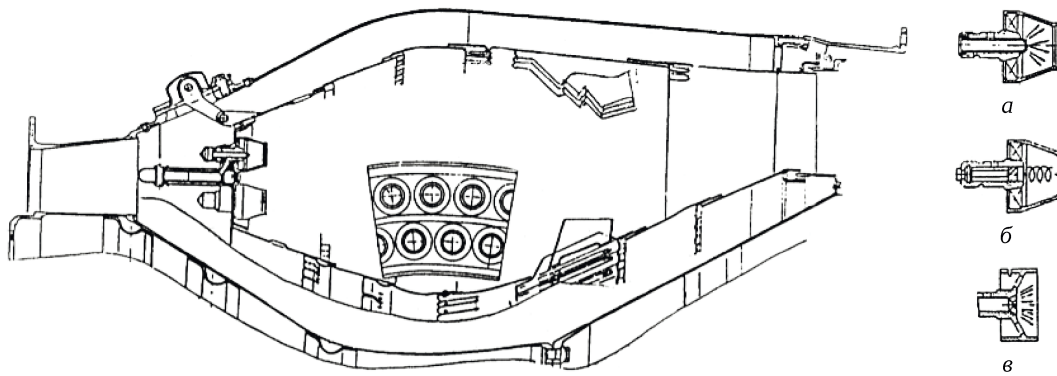


Рис. 1. Схема камеры сгорания НК-88 для работы на водороде и схемы фронтных модулей:
 а – струйная подача водорода, закрученный поток воздуха; б – закрученная струя водорода, закрученный поток воздуха;
 в – многоточечная подача водорода, цилиндрически закрученный поток воздуха

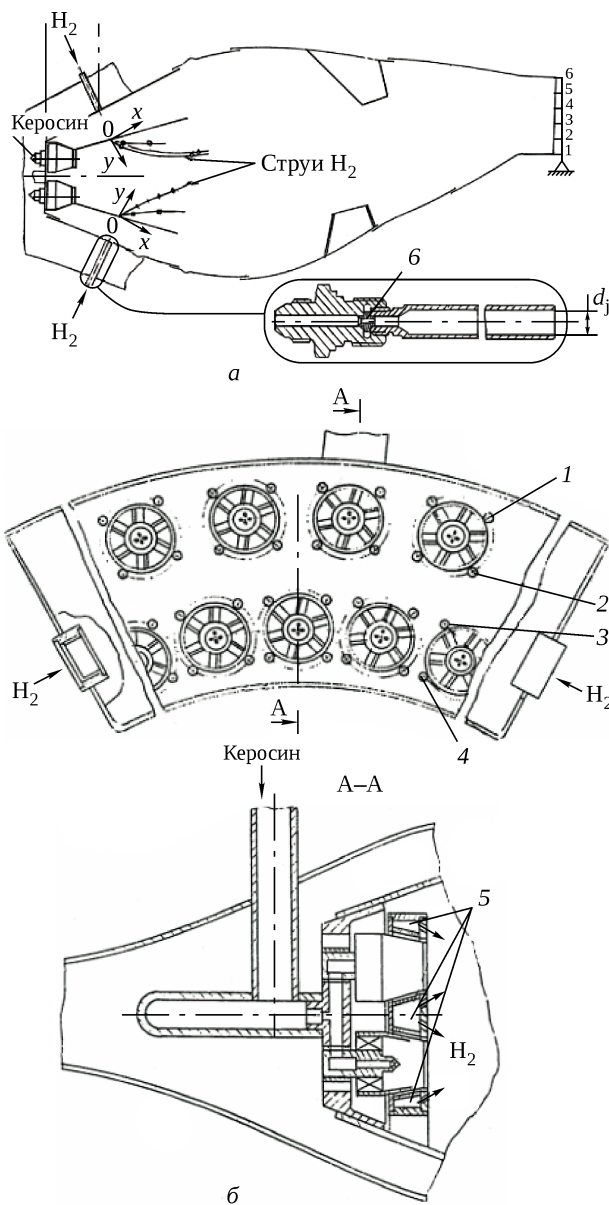


Рис. 2. Отсеки камеры сгорания двигателя НК-88 для исследования радиальной (а) и осевой (б) систем подачи водорода: 1–4 – отверстия подачи водорода; 5 – коллекторы; 6 – жиклер

устройство 22% суммарного расхода через камеру. В летном ее варианте одна половина модулей работала на керосине, а вторая на водороде.

Весьма важным для работы водородной камеры на двигателе НК-88 оказалось равномерное окружное распределение водорода, что потребовало реализации многоточечного подвода к топливному коллектору. Важным результатом испытаний топливной системы двигателя была гидравлическая неустойчивость при низких температурах водорода (35...40 К), которая исчезла при повышении температуры водорода в теплообменнике до 60 К.

Лучшие характеристики по полноте сгорания водорода ($\eta = 0,99$) и полю температур были получены со струйной форсункой (пять отверстий), вставленной в завихритель фронтного модуля (см. рис. 1,а).

В ЦИАМ проводились опыты на отсеке ($p_k^* = (1,3...3,8) \cdot 10^5$ Па, $T_k^* = 280...410$ К, $\lambda_a = 0,2...0,36$, $p_{H_2} = (13...35) \cdot 10^5$ Па) как для водородной камеры сгорания двигателя НК-88, так и для двухтопливного ее варианта (керосин – водород). Для керосина была использована стандартная схема подачи топлива через большое число модулей. Для подачи водорода исследованы две схемы: радиальная и осевая (рис. 2).

В первом случае водород подавался через трубки малого диаметра (d_j) на расстоянии 65 мм от фронтного устройства напротив каждого из модулей, через верхнюю и нижнюю обечайки. Для уменьшения скорости истечения водорода в трубке устанавливался жиклер (см. рис. 2,а). Во втором случае каждый керосиновый модуль был окружен четырьмя отверстиями подачи водорода. Струи водорода были направлены к оси каждого из модулей. При этом водородный коллектор был совмещен с фронтной плитой (см. рис. 2,б).

При испытаниях отсека на водороде были получены высокие значения полноты сгорания, достаточно равномерное температурное поле ($\theta = 1,2$) и очень широкие границы устойчивой работы ($\alpha_{max} = 1000$ при скорости воздуха на входе $U_a = 100$ м/с).

Таким образом, было показано, что при создании камеры сгорания на водороде могут быть использованы керосиновые камеры, в которых будет произведена модернизация схемы подачи и топливных форсунок. Другие схемы камер сгорания на чистом водороде рассмотрены в [2].

Эмиссионных измерений в описанных выше исследованиях не было проведено. В связи с этим обратимся к результатам испытаний камеры сгорания двигателя РТ6 [2]. На рис. 3 представлены данные о выбросах NO_x при работе камеры на керосине и водороде [2]. Линиями показаны теоретические оценки [3], которые базируются на расчете параметров топливовоздушной смеси и времени пребывания в камере. В этих опытах топливо (керосин или водород) подавались через форсунки в одних и тех же местах (аналогично осевой схеме подачи, рассмотренной выше). При этом подогрев газа оставался одинаковым для соответствующих режимов при работе на разных топливах (например, при $p_k^* = 0,8$ МПа, $T_k^* = 585$ К, $T_r^* = 1300$ К).

Сравнивая расход топлив на соответствующих режимах при одинаковом подогреве газа, который можно оценить по формуле

$$\Delta T = \frac{H_u}{C_p(1 + \alpha L)},$$

и при одинаковом расходе воздуха через камеру, можно заключить, что расход водорода будет в 3,5 раза меньше из-за различия стехиометрического коэффициента ($L_k = 14,8$, $L_{\text{H}_2} = 34,5$) и небольшого (на 20%) увеличения α ($\alpha_{\text{H}_2} / \alpha_k = 1,2$), за счет их различия при максимальной равновесной температуре газа:

$$G_{\text{H}_2} = \frac{L_k}{L_{\text{H}_2} \alpha_{\text{H}_2} / \alpha_k}.$$

Последнее утверждение при анализе рис. 3 дает основание считать, что для диффузионных камер сгорания индекс эмиссии NO_x возрастает при использовании водорода примерно в три раза. Основной проблемой в диффузионной схеме является стехиометрическая температура горения, которая у водорода выше, чем у керосина, что и ведет к росту образования NO_x .

В настоящее время создают камеры сгорания на водороде с использованием новых схем, типа LDI (lean direct injection, прямой впрыск обедненной топливовоздушной смеси), прежде всего для наземных газотурбинных установок (ГТУ).

На рис. 4 представлена камера сгорания фирмы Siemens [4], работающая на смеси водорода и синтез-газа в установке SGT-6. Обращает на себя внимание завихрительное устройство на входе. При испытании

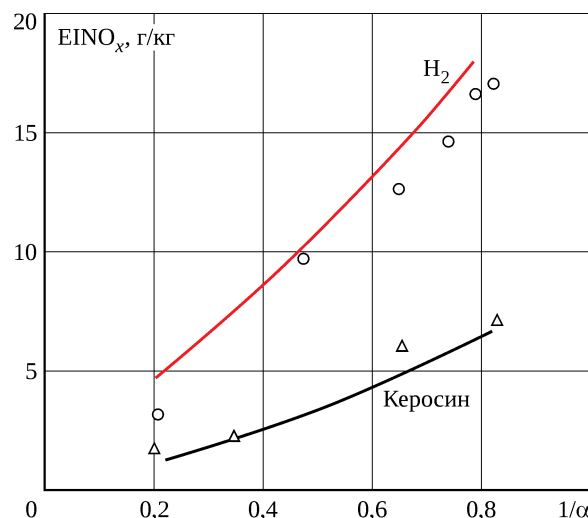


Рис. 3. Индекс эмиссии окислов азота на выходе из камеры сгорания двигателя РТ6 при его работе на керосине и водороде

на чистом водороде камера показала меньше выбросов (ppm), чем при испытании на природном газе*) (табл. 1). Это противоречит данным, приведенным выше для камеры сгорания двигателя РТ6, где выбросы EINO_x при работе на водороде существенно превышали выбросы при работе на керосине. По мнению авторов настоящей статьи, этот факт связан с существенным улучшением смешения и раздачи газообразного водорода в этой камере сгорания.



Рис. 4. Камера сгорания ГТУ SGT-6 фирмы Siemens [4]

Табл. 1. Результаты испытаний камеры сгорания ГТУ SGT-6 [4]

Топливо	Загрязняющее вещество	Концентрация, ppm	
		ожидаемая на двигателе	полученная на стенде
Синтез-газ	NO_x	15	< 15
	CO	10	< 10
Водород	NO_x	15	< 15
	CO	0	0
Природный газ	NO_x	25	< 25
	CO	10	< 10

*) Между миллионной долей концентрации и индексом эмиссии NO_x существует прямая связь: $\text{ppm} / \text{EI} = 624 / (1 + \alpha L)$.

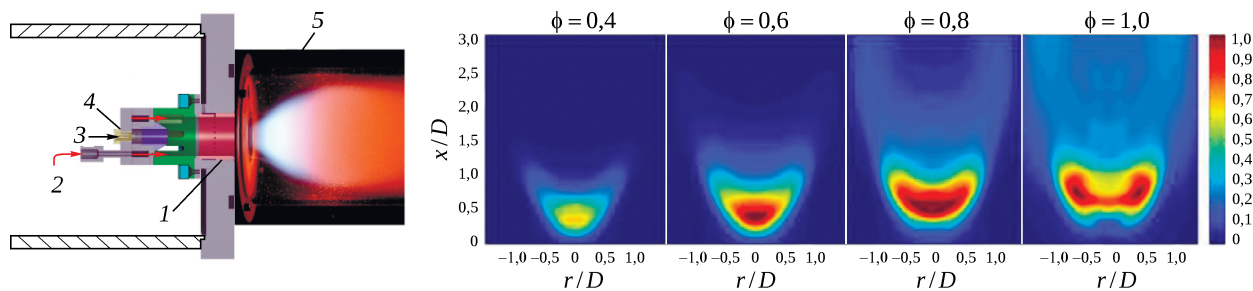


Рис. 5. Схема и результаты испытаний (интенсивность ОН-излучения) водородной горелки [5]:
 1 – камера смешения диаметром 34 мм; 2 – подвод водорода; 3 – осевой вдув воздуха;
 4 – воздушный тангенциальный завихритель; 5 – кварцевая камера диаметром 105 мм

Практически о том же утверждается в [5], где показано, что хорошее перемешивание в горелке (путем интенсивной закрутки воздуха) создаст бедную смесь с $\alpha = 2,0 \dots 2,5$, которая будет гореть устойчиво и из-за относительно низких температур при горении будет давать низкий уровень эмиссии NO_x . Для ликвидации проскока пламени внутри такой горелки предлагается реализовать продувку воздухом центра вихря (рис. 5). По результатам ОН-излучения при работе горелки на разных составах смеси для бедной смеси с $\phi = 0,4$ ($\alpha = 2,5$) в области пламени не наблюдается высоких температур. Эта горелка в широком диапазоне температуры продуктов сгорания на выходе (вплоть до 1900 К) показывает при температуре воздуха $T_k^* = 750$ К значения EINO_x 1...2 г/кг.

Таким образом, если для керосиновых камер сгорания выбросы NO_x могут быть оценены по экспериментальным данным или посредством расчета, то в случае с водородом (при отсутствии эксперимента и надежного расчета) в зависимости от схемы горелки показатели могут меняться значительно сильнее и быть как выше (для диффузионных камер), так и ниже (для современных горелок) выбросов керосиновых камер сгорания.

Камера сгорания перспективного гибридного ГТД

В качестве примера рассмотрим работу на различных топливах камеры сгорания гибридного ГТД (ГГТД), тяга которого реализуется за счет работы газогенератора (турбореактивный двигатель) и электропривода. В этом случае единственным источником эмиссии является камера сгорания газогенератора.

Табл. 2. Исходные данные для ГГТД и его камеры сгорания при работе на керосине ($H = 0, M = 0$)

Режим	F_{00} , кгс	T_k^* , К	p_k^* , кгс/см ²	$\pi_{k\Sigma}^*$	T_r^* , К	p_r^* , кгс/см ²	$G_{\text{вх КС}}$, кг/с	$G_{\text{т КС}}$, кг/с	$\alpha_{\text{КС}}$
Взлет ($F_{00} = 100\%$)	8500	850	36	35	1680	33	18	0,45	2,6
Набор высоты ($F_{00} = 85\%$)	7000	800	31	30	1540	29	16	0,35	3
Снижение ($F_{00} = 30\%$)	2600	540	6,7	6,5	840	6	5	0,04	8
Малый газ ($F_{00} = 7\%$)	600	480	4,1	4	780	4	3,3	0,025	8,5

В табл. 2 приведены исходные данные для ГГТД и его камеры сгорания при работе на керосине (при $H = 0, M = 0$).

При сравнении между собой параметров камеры сгорания ГГТД $p_k^*, T_k^*, G_{\text{вх КС}}$ и параметров прототипа оказалось, что

$$p_k^*, T_k^* \approx (p_k^*, T_k^*)_{\text{прот}}.$$

Отсюда следует, что плотность газа в камере сгорания ГГТД приблизительно та же, что у прототипа. Однако расход воздуха через камеру сгорания прототипа в два раза больше. Если сохранять одинаковым время пребывания продуктов сгорания (~10 мс) и скорость воздуха в камерах, то можно определить поперечный и продольный размер камеры сгорания ГГТД:

$$2(F_{\text{вх}})_{\text{КС}} \approx (F_{\text{вх}})_{\text{прот}}; L_{\text{ЖТ}} = (L_{\text{ЖТ}})_{\text{прот}}.$$

Сохранив угол раскрытия диффузора как у прототипа, получим длину диффузора ($L_{\text{диф}}$):

$$\frac{L_{\text{диф}}}{h_{\text{диф}}} = \left(\frac{L_{\text{диф}}}{h_{\text{диф}}} \right)_{\text{прот}},$$

где $h_{\text{диф}}$ – высота диффузора.

Таким образом формируется предварительный облик камеры сгорания гибридного ГТД. Исходя из полученных обводов камеры сгорания, определяется площадь продольного сечения ($F_{\text{пр ЖТ}}$) жаровой трубы и координаты центра тяжести этого сечения. После чего определяется объем жаровой трубы:

$$V_{\text{ЖТ}} = 2\pi R_{\text{ЦТ}} F_{\text{пр ЖТ}},$$

где $R_{\text{ЦТ}}$ – радиус центра тяжести продольного сечения жаровой трубы.

Табл. 3. Данные для расчета параметра эмиссии NO_x ГТД при работе на керосине

Режим	F_{00} , кН	G_{TKC} , кг/мин	t , мин	EINO_x , г/кг	
				GEпх	ПС-90А1
Взлет	78,4	27,7	0,7	15	35,7
Набор высоты	66,7	20,8	2,2	10	26
Снижение	23,5	2,35	4	8	9,9
Малый газ	5,5	1,49	26	5	5

Зная исходные данные p_k^* , T_k^* , $G_{\text{вхКС}}$ и объем жаровой трубы, найдем критерий форсирования на всех режимах:

$$K_v = \frac{G_{\text{вхКС}}}{p_k^{*1,25} T_k^* V_{\text{ЖТ}}}$$

Далее с помощью эмпирической формулы находим полноту сгорания топлива на всех режимах взлетно-посадочного цикла (ВПЦ) при работе на керосине:

$$\eta = 1 - 0,8K_v^2$$

Расчет показывает, что на режиме взлета полнота сгорания топлива $\eta = 1$, а на режиме малого газа $\eta > 0,995$, что говорит о высокой эффективности процесса горения в данной камере на основных режимах ВПЦ и о малых выбросах СО и НС.

Оценка параметра эмиссии NO_x при работе гибридного ГТД на керосине

Для оценки параметра эмиссии NO_x ГТД по режимам ВПЦ воспользуемся данными, представленными в материалах ИКАО для двух современных фронтальных устройств. В качестве таковых рассмотрим данные банка ИКАО [6] для двигателя ПС-90А1 и двигателя GEпх с камерой сгорания типа TAPS, при степени повышения полного давления $\pi_{k\Sigma}^* = 34$. Используя экспериментальные данные этих изделий (табл. 3), можно оценить параметр эмиссии D_p/F_{00} (г/кН) для гибридного ГТД:

$$(D_p/F_{00})_j = \frac{\sum_{i=1}^4 \text{EI}_{ij} G_{TKCi} t_i}{F_{00}}, \quad (1)$$

где $j = 1, 2$ – номер вида эмиссии (NO_x и СО соответственно); $i = 1 \dots 4$ – номер режима работы на ВПЦ (взлет, набор высоты, снижение, малый газ); $(D_p/F_{00})_j$ – параметр эмиссии j -го вида ($(D_p/F_{00})_{\text{NO}_x}$, $(D_p/F_{00})_{\text{CO}}$), г/кН; EI_{ij} – индекс эмиссии j -го вида на i -м режиме работы, г/кг; G_{TKCi} – расход топлива на i -м режиме, кг/мин; t_i – время работы на i -ом режиме, мин; F_{00} – заданная суммарная взлетная (стендовая) тяга двигателя, кН.

Расчет по указанной зависимости с учетом данных, приведенных в табл. 3, дает:

- $D_p/F_{00} = 13$ г/кН для GEпх;
- $D_p/F_{00} = 28$ г/кН для ПС-90А1.

Для двигателей с максимальной расчетной тягой $26,7 < F_{00} \leq 89,0$ кН, которые изготовлены 1 января 2014 года и позже [7], нормируемый параметр эмиссии NO_x определяется по формуле

$$D_p/F_{00} = 40,052 + 1,5681\pi_{k\Sigma}^* - 0,3615F_{00} - 0,0018\pi_{k\Sigma}^* F_{00}, \quad (2)$$

где $\pi_{k\Sigma}^*$ – суммарная степень повышения давления в компрессоре на взлетном (стендовом) режиме.

Нормируемый параметр эмиссии для ГТД с $\pi_{k\Sigma}^* = 34,16$ за ВПЦ по указанным нормам ИКАО

$$D_p/F_{00} = 60,4 \text{ г/кН.}$$

Таким образом, рассмотренная камера сгорания гибридного ГТД с фронтальными модулями типа GEпх или ПС-90А1 при работе на керосине может обеспечить выбросы NO_x соответственно 20 или 45% указанных норм ИКАО.

Полученные значения параметра эмиссии являются весьма низкими. Они обусловлены тем, что в расчетной зависимости (1) в качестве взлетной тяги используется суммарная тяга ГТД как результат работы газогенератора и электропривода.

Оценка параметра эмиссии NO_x при работе гибридного ГТД на водороде

Для оценки параметра эмиссии ГТД, работающего на водороде, рассмотрим вначале основные его параметры (табл. 4). Водородный ГТД мало отличается от керосинового (см. табл. 2) по тяге, основным параметрам газа, но сильно отличается по расходу топлива. Именно это обстоятельство весьма существенно для оценки параметра эмиссии.

Используя исходные данные, составим таблицу параметров, необходимых для расчета параметра эмиссии водородного двигателя (табл. 5). Методика расчета параметра эмиссии приведена выше.

Примем, как это было показано выше, что индекс эмиссии NO_x водородного двигателя в три раза превышает EINO_x двигателя ПС-90А1. Тем самым принимаем использование камеры сгорания диффузионного типа

Табл. 4. Исходные данные для ГТТД и его камеры сгорания при работе на водороде ($H = 0, M = 0$)

Режим	F_{00} , кгс	T_k^* , К	P_k^* , кгс/см ²	$\pi_{k\Sigma}^*$	T_r^* , К	P_r^* , кгс/см ²	$G_{вх\text{ КС}}$, кг/с	$G_{т\text{ КС}}$, кг/с	$\alpha_{\text{КС}}$
Взлет ($F_{00} = 100\%$)	8387	855	35	34	1669	33	19	0,18	3
Набор высоты ($F_{00} = 85\%$)	7129	803	29	28	1530	27	16	0,13	3,5
Снижение ($F_{00} = 30\%$)	2516	533	6,4	6,2	833	6	5	0,014	10
Малый газ ($F_{00} = 7\%$)	587	480	4,4	4,3	781	4,2	3,5	0,01	10,2

Табл. 5. Данные для расчета параметра эмиссии NO_x ГТТД при работе на водороде

Режим	F_{00} , кН	$G_{т\text{ КС}}$, кг/мин	t , мин	EINO_x , г/кг (ПС-90А1)
Взлет	82,2	10,74	0,7	107
Набор высоты	69,9	8,06	2,2	80
Снижение	24,7	0,87	4	29,63
Малый газ	5,75	0,606	26	15

ПС-90А1 в водородном двигателе и схему подачи водорода в первичную зону горения в местах подачи керосина. Очевидно, что такое предположение даст максимально высокие значения параметра эмиссии.

Используя формулы, приведенные выше, рассчитаем параметр эмиссии D_p / F_{00} для гибридного двигателя, работающего на водороде. Как и предполагалось, несмотря на принятые повышенные выбросы окислов азота, из-за сравнительно низкого расхода водорода параметр эмиссии для гибридного двигателя с камерой сгорания типа ПС-90А1

$$D_p / F_{00} = 31 \text{ г/кН},$$

что составляет 52% указанных выше норм ИКАО. Напомним, что для гибридного двигателя на керосине с той же схемой камеры сгорания параметр эмиссии составил 28 г/кН, т.е. 45,5% норм ИКАО. Использование других, современных способов подачи водорода может существенно снизить указанную величину выбросов NO_x .

Элементы двухтопливной камеры сгорания гибридного ГТД

В качестве возможной схемы фронтального модуля двухтопливной камеры сгорания можно использовать фронтальный модуль (рис. 6), прототип которого был разработан и испытан в ЦИАМ на метане и керосине [8]. Он содержит отдельные системы подачи жидкого и газообразного топлива, состоящие каждая из вспомогательного и основного контуров и сопряженных с ними воздушных внутреннего, среднего и наружного каналов.

Модуль состоит из вспомогательного и основного контуров. В центре модуля расположена вспомогательная зона, образованная при помощи двухтопливной малорасходной центробежной форсунки (3) и двух радиальных завихрителей (1, 2). Основная зона включает в себя керосиновую кольцевую форсунку (5) (кольцевой

топливный канал со шнеком), которая обеспечивает равномерную закрутку топлива вокруг центральной оси модуля. На выходе из шнека струи топлива попадают в узкий кольцевой канал, где начинают растекаться по поверхности, образуя топливную пленку. На торце поверхности пленку подхватывает с двух сторон воздух из осевых завихрителей (4, 6), обеспечивая тем самым хорошее перемешивание и распыл керосина. Для газообразного топлива в этом модуле установлен отдельный коллектор (7) с многочисленными отверстиями. Эта мера обеспечит равномерное распределение водорода в основной зоне. При размещении модулей в камере сгорания примем, что расстояние между ними соответствует условию

$$S / H_{\text{ЖТ}} \approx 0,7 \dots 0,8,$$

где S – шаг между форсунками; $H_{\text{ЖТ}}$ – высота жаровой трубы. Тогда в предлагаемой жаровой трубе разместится фронтальное устройство с одним рядом модулей в количестве 16 штук.

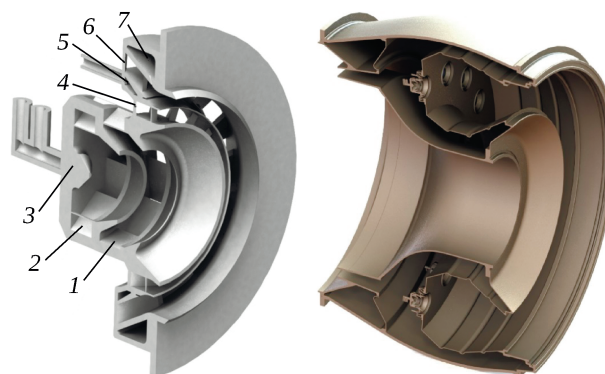


Рис. 6. Эскиз форсуночного модуля и схема камеры сгорания:
 1, 2 – радиальные завихрители; 3 – двухтопливная центробежная форсунка; 4, 6 – осевые завихрители;
 5 – керосиновая кольцевая форсунка;
 7 – водородный коллектор

Отметим, что воздушные отверстия в обечайках жаровой трубы отсутствуют и весь воздух идет через фронт и систему охлаждения. Поэтому для реализации режимов запуска и горения бедной смеси кроме подачи керосина используется дополнительная, одновременная подача небольшого количества водорода через двухтопливную форсунку.

Заключение

Рассмотрены схемы камер сгорания, работающих на керосине и водороде. Для работы на таких топливах могут быть использованы как схемы керосиновых камер, так и новые схемы фронтальных устройств с улучшенным перемешиванием топлива и воздуха.

Литература

1. Двигатели 1944–2000 : авиационные, ракетные, морские, промышленные / ред.-сост. И.Г. Шустов. М. : АКС-Конверсалт, 2000. а-14, 408 с. (Отечественная авиационная и ракетно-космическая техника).
2. Sampath R., Shum F. Combustion performance of hydrogen in a small gas turbine combustor // Hydrogen energy progress V : proceedings of the 5th World Energy Conference, Toronto, Canada, 15–20 July 1984 / ed. T.N. Veziroglu, J.B. Taylor. New York : Pergamon Press, 1984. (Advances in hydrogen energy ; 4). Vol. 4. P. 1467–1471.
3. Кузнецов В.Р. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД // Образование окислов азота при турбулентном диффузионном горении в течениях струйного типа / Ю.Я. Бурико, В.Р. Кузнецов. Образование окислов азота в камерах сгорания ГТД / В.Р. Кузнецов. 1983. (Труды ЦИАМ ; № 1086). С. 8–18.
4. Advanced gas turbine combustion system development for high hydrogen fuels / J. Wu, Ph. Brown et al. // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air : May 14–17, 2007, Montreal, Canada. Vol. 2. P. 1085–1091. GT2007-28337.
5. Анализ новой гибридной схемы двигателя АНЕАД (Advanced Hybrid Engines for Aircraft Development) дальнемагистрального самолета : аналитический обзор / Строкин В.Н., Волков С.А., Шилова Т.В., Беликов Ю.В. ; Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова. М. : ЦИАМ, 2017. 18 с. По материалам 7-й рамочной программы ЕС (Seventh Framework Programme ACP1-GA-2011-284636).
6. ICAO aircraft engine emissions databank. Iss. 28C (20 July 2021) // EASA Pro: site / EASA. Section “Domains”. URL: <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>. File name: edb-emissions-databank v28C.xlsx.
7. Охрана окружающей среды : прил. 16 к Конвенции о международной гражданской авиации. Т. 2. Эмиссия авиационных двигателей / Международная организация гражданской авиации. Изд. 4-е. Монреаль : ИКАО, 2017. 190 с. Разд. паг.
8. Устройство для подготовки и подачи топливовоздушной смеси в камеру сгорания : патент RU 2386082 С1 / Строкин В.Н., Шилова Т.В., Васильев А.Ю. ; патентообладатель Центр. ин-т авиац. моторостроения им. П.И. Баранова, Рос. Федерация, от имени которой выступает М-во пром-ти и торговли РФ. Заявка № 2008137455/06, 22.09.2008 ; опубл. 10.04.2010, Бюл. № 10.

References

1. Dvigateli 1944–2000: aviatsionnye, raketnye, morskije, promyshlennye [Engines of 1944-2000: aviation, rocket, marine, industrial]. Compiling editor I.G. Shustov. Moscow: AKS-Konversalt, 2000. а-14. 408 p. (National aviation, rocket and space technology).
2. Sampath R., Shum F. Combustion performance of hydrogen in a small gas turbine combustor // Hydrogen energy progress V : proceedings of the 5th World Energy Conference, Toronto, Canada, 15–20 July 1984 / ed. T.N. Veziroglu, J.B. Taylor. New York : Pergamon Press, 1984. (Advances in hydrogen energy ; 4). Vol. 4. P. 1467–1471.
3. Kuznetsov V.R. Obrazovanie okislov azota v kamerakh sgoraniia GTD [Formation of nitrogen oxides in the combustion chambers of GTEs]. Iu.Ia. Buriko, V.R. Kuznetsov Obrazovanie okislov azota pri turbulentnom diffuzionnom gorenii

-
- v techeniakh struinogo tipa [Formation of nitrogen oxides during turbulent diffusion combustion in jet streams]. Kuznetsov V.R. Obrazovanie okislov azota v kamerakh sgoraniia GTD [Formation of nitrogen oxides in the combustion chambers of GTEs]. 1983. (Proceedings of CIAM; No. 1086). P. 8–18.
4. Advanced gas turbine combustion system development for high hydrogen fuels / J. Wu, Ph. Brown et al. // ASME Turbo Expo 2007: Power for Land, Sea, and Air : May 14–17, 2007, Montreal, Canada. Vol. 2. P. 1085–1091. GT2007-28337.
 5. Strokin V.N., Volkov S.A., Shilova T.V., Belikov Iu.V. Analiz novoi gibridnoi skhemy dvigatelia AHEAD (Advanced Hybrid Engines for Aircraft Development) dal'nemagistral'nogo samoleta: analiticheskii obzor [Analysis of the new hybrid engine layout AHEAD (Advanced Hybrid Engines for Aircraft Development) for a long-range aircraft: an analytical review]. Central Institute of Aviation Motors. Moscow: CIAM, 2017. Based on materials of the EU's Seventh Framework Programme ACP1-GA-2011-284636.
 6. ICAO aircraft engine emissions databank. Iss. 28C (20 July 2021) // EASA Pro: site / EASA. Section "Domains". URL: <https://www.easa.europa.eu/domains/environment/icao-aircraft-engine-emissions-databank>. File name: edb-emissions-databank v28C.xlsx.
 7. Environmental protection. Annex 16 to the Convention on International Civil Aviation. Vol. 2: Aircraft engine emissions. 4th ed. Montreal: ICAO, 2017. 170 p. Pag. var.
 8. Strokin V.N., Shilova T.V., Vasil'ev A.Iu. Ustroistvo dlia podgotovki i podachi toplivovozdushnoi smesi v kameru sgoraniia [Device for preparing air-and-fuel mixture to be supplied to combustion chamber]. Patent RF, no. 2386082 C1. Patent holder: Central Institute of Aviation Motors, Ministry of Industry and Trade of the Russian Federation. Application No. 2008137455/06 dated 22.09.2008, published on 10.04.2010, Bulletin No. 10.

Материалы получены редакцией 22.07.2022