

Для обеспечения высоких показателей рабочего процесса площадь отверстий для подвода воздуха в первичную зону не должна превышать 0,45, а отверстия для подвода вторичного воздуха необходимо располагать на расстоянии  $\bar{l}_1 \geq 0,6$  с глубиной проникновения струй  $\bar{B}_{p1} \geq 0,28$ .

Разработанные рекомендации оказались полезными при проектировании и доводке камер сгорания двигателей НК-16СТ, НК-30СТ, ГТУ-89СТ-20, ГТУ-95, 9456 и позволили в достаточно короткие сроки получить заявленные характеристики рабочего процесса.

УДК 621.43.056

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОПЫТНОЙ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ МИКРО ГТД

Ланский А.М., Цыганов А.М., Фетисов В.И., Шамбан М.А.

*Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара;  
Машиностроительное конструкторское бюро "Гранит", г. Москва*

Рабочий процесс в камере сгорания характеризуется трехмерной структурой течения с высокой степенью турбулентности, наличием зон отрыва потока и возвратными течениями; включает в себя распыливание, испарение, смещение и горение топлива. В связи со сложностью процесса горения и множеством требований, предъявляемых к его организации, при проектировании камер сгорания, наряду с теоретическими методами, широко применяются экспериментальные исследования, а также полуэмпирические методики расчета, обобщающие опыт их создания.

В настоящее время накоплен наибольший опыт создания камер сгорания ГТД с расходом воздуха через газогенератор  $G_B > 50 \dots 100$  кг/с. Вместе с тем, рядом отечественных и зарубежных фирм созданы малоразмерные ГТД с  $G_B = 1 \dots 5$  кг/с, отвечающие современным требованиям. В последние годы наметилась тенденция в создании универсального газогенератора с расходом рабочего тела меньше 0,5 кг/с. Согласно опубликованным материалам американской фирмой "Teledyne"[1], ей создано семейство ГТД различного целевого назначения с миделевым диаметром 0,100...0,178 м, длиной 0,274 м, тягой 250...400 Н. Так, например, ГТД модели 324 применяется для аэрофото-

съемки в радиусе полета до 1000 миль с числом Маха более 0,8 и практическим потолком до 13000 м. Для реализации данных тактико-технических характеристик летательного аппарата был обобщен и практически реализован научно-технический задел созданный в области малоразмерных ГТД и его узлов.

Учитывая актуальность данного направления работ и имеющийся опыт [2, 3, 4], Самарским государственным аэрокосмическим университетом совместно с МКБ "Гранит" была спроектирована, изготовлена и испытана опытная камера сгорания подобной размерности. Результаты выполненных работ приведены в данной статье.

В основу расчета опытной камеры сгорания был положен полуэмпирический метод [4], использующий статистические данные геометрических и режимных параметров камер сгорания, как их зависимость от расходного комплекса – приведенного расхода воздуха:

$$G_{впр} = G_{в} \sqrt{T_{к}^* / P_{к}^*} \quad (1)$$

Выполненный анализ статистики и выявленные на ее основе особенности рабочего процесса камер сгорания различной размерности позволили условно разделить созданные ГТД на три типа: 1 – Большой размерности, 2 – Малоразмерные, 3 – Микро.

Таблица 1. Осредненные значения параметров двигателей в зависимости от размерности

№	Размерность ГТД	$G_{в}$ , кг/с	$P_{к}^*$ , Ата	$T_{к}^*$ , К	$G_{впр}$ , кг $\sqrt{к}$ /с $\cdot$ ата
1	ГТД	100	20...30	800	100
2	Малоразмерные ГТД	1,0...5,0	3,5...16,0	500	10
3	Микро ГТД	0,1...1,0	3,0...3,5	400	1

Значения  $G_{впр}$  в соседних диапазонах размерности отличаются примерно в 10 раз, что приводит к росту влияния относительных размеров камеры сгорания на характеристики ее рабочего процесса и как следствие затрудняет их обеспечение.

Из теории двигателей [5] (гидрогазодинамики) известно, что на подобных режимах должен быть постоянным комплекс  $(G_{в} \sqrt{T_{к}^* / P_{к}^*})$ , пропорциональный газодинамической функции расхода  $q(\lambda_{к})$ , которая в свою очередь

однозначно связана с приведенной скоростью

$$\lambda_k = \frac{W_k}{\sqrt{2kRT_k^*/(k+1)}} \quad (2)$$

Значение  $\lambda_k$  поддерживается одинаковым при работе камеры сгорания в составе двигателя и испытаниях в стендовых условиях при давлении  $P_k^*$ , близком к атмосферному.

Следующей принципиальной проблемой является выбор схемы камеры сгорания микро ГТД. В таблице 2 приводятся преимущества и недостатки некоторых из них. В результате анализа была выбрана схема организации процесса горения в тороидальном вихре. В этом направлении известны разработки иностранных фирм SOLAR, Rolls-Royce [6,7], а также ЦИАМ совместно с ОКБ "Гидравлика" г. Уфы. На рис.1 показаны структура течения в жаровой трубе подобной схемы [6] и характерные зоны.

Таблица 2: Сравнение схем камер сгорания микро ГТД

№	Схема камеры сгорания	Преимущества	Недостатки
1	Однгорелочная трубчатая с вихревой модульной горелкой	Хорошее качество распыливания Полное выгорание топлива в модуле Простота в доводке	Большие поперечные размеры Повышенные гидравлические потери Неравномерность потока в улиточном входе и выходе
2	Трубчато-кольцевая с вихревыми модульными горелками	Хорошее выгорание топлива в модуле	Увеличенные поверхности жаровой трубы, требующие охлаждения Увеличенная длина жаровой трубы
3	Кольцевая с тороидальным вихрем	Равномерное выгорание топлива в тороидальной зоне горения Минимальные размеры камеры сгорания	Значительное ухудшение качества распыливания топлива Возможность отложения нагара и местного перегрева стенок жаровой трубы

Согласно техническим условиям на разработку камеры сгорания, подвод воздуха в нее (рис. 2) осуществляется через кольцевой канал за спрямляющим аппаратом центробежного компрессора, затем происходит поворот потока на  $180^\circ$  и далее он попадает на сопловой аппарат центростремительной турбины.

Габаритные размеры камеры сгорания следующие: наружный диаметр – 120 мм, длина жаровой трубы – 140 мм, высота канала жаровой трубы в районе зоны горения – 25 мм. Основные параметры рабочего процесса на одном из расчетных режимов:  $P_k^* = 3,5$  ата,  $T_k^* = 400$  К,  $T_r^* = 1025$  К, ( $\alpha_{кс} = 4,7$ ),  $G_B = 0,28$  кг/с.

Полнота сгорания топлива  $\eta_r > 0,98$ , коэффициент потерь давления торможения  $\sigma_{кс}^* \geq 0,95$ .

Топливо – керосин типа РТ, ТС-1. Корпус камеры сгорания и жаровая труба выполнены точением. Центробежные форсунки установлены под углом  $45^\circ$  к оси камеры сгорания. Размеры и расположение щелей отверстий в стенках жаровой трубы выбраны исходя из анализа закона подвода воздуха в ряде современных камер сгорания (см. рис. 2). Объем жаровой трубы составляет  $0,008$  м<sup>3</sup>. Это значение обеспечивает некоторый запас по теплонпряженности, так как среднестатистическое значение  $V_{жт} \approx 0,005$  м<sup>3</sup> (см. рис. 3).

По результатам измерения давления в характерных сечениях экспериментальной камеры сгорания определены гидравлические потери. Общий уровень потерь составляет  $\sigma_{кс}^* \approx 0,95$  при  $\lambda_k = 0,15$ . Из потерянных 5%

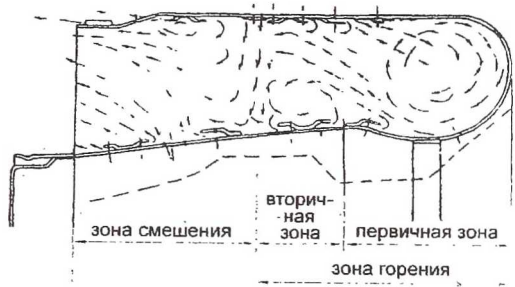


Рис. 1. Структура течения и характерные зоны камеры сгорания (по данным [4])

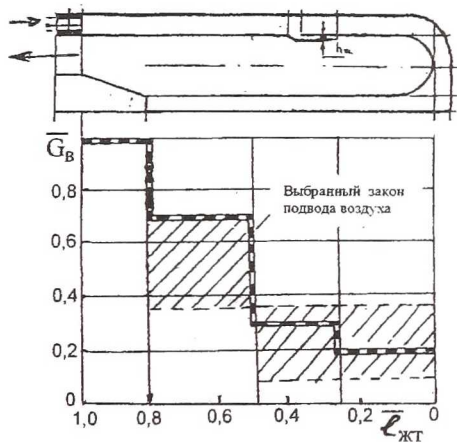


Рис. 2. Принципиальная схема камеры сгорания и закон подвода воздуха по длине жаровой трубы

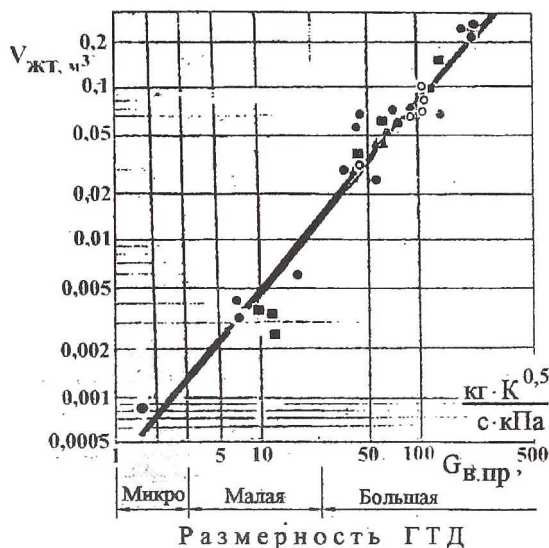


Рис. 3. Обобщенная зависимость изменения объема жаровой трубы от размерности двигателя

с ГТД обычной размерности.

Момент запуска камеры определялся визуально, при этом фиксировался расход топлива и воздуха. Наблюдения показали, что запуск «мягкий», пламя заполняет равномерно весь объем зоны горения. Граница области запуска соответствует  $\alpha_{\text{зап}} = 3,8 \dots 4,0$ . (см. рис. 4).

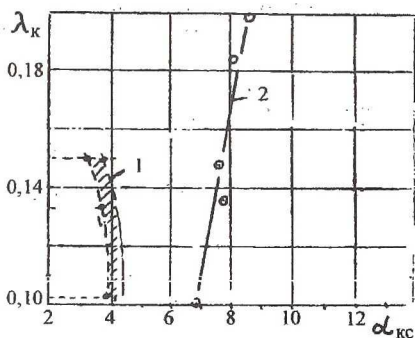


Рис. 4. Характеристика камеры сгорания по запуску (1) и срыву пламени (2)

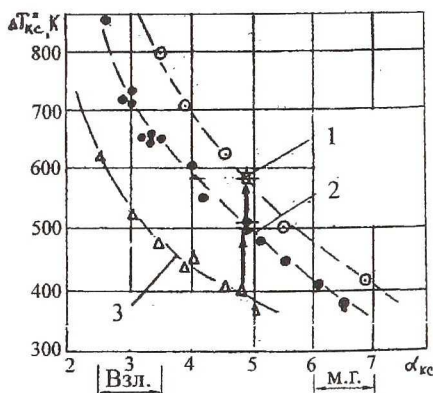


Рис. 5. Изменение подогрева газа в камере сгорания по режимам работы двигателя: 1 – адиабатный подогрев; 2 – двигателя с  $\eta_r > 0,95 \dots 0,99$ ; 3 – опытная камера сгорания микро ГТД

примерно 3,9 % срабатывается на жаровой трубе, 0,75 % – при повороте потока в кольцевом канале, оставшаяся незначительная часть – потери по длине каналов между жаровой трубой и корпусом камеры сгорания. Общие потери полного давления соответствуют уровню для большинства выполненных камер сгорания, однако при значении  $\lambda_k$  примерно в два раза меньшим по сравнению

Граница «бедного» срыва пламени в диапазоне  $\lambda_k = 0,1 \dots 0,2$  совпадает с  $\alpha_{ср} = 6,5 \dots 8,5$  (см. рис. 4), что также соответствует современным камерам сгорания больших двигателей с обедненным составом топливо-воздушной смеси за фронтовым устройством и одноконтурной подачей топлива.

Эффективность работы камеры сгорания оценивалась по измерению температуры газа в выходном сечении. Проводилось сравнение кривых  $\Delta T_{кв}^* = T_r^* - T_k^*$  в зависимости от  $\alpha_{кв}$  для адиабатического подогрева газа (кривая 1 на рис. 5.); путем осреднения экспериментальных данных для существующих камер сгорания с  $\eta_r > 0,95 \dots 0,98$  (кривая 2 на рис. 5.). Кривая 3 соответствует результатам первых испытаний экспериментальной камеры сгорания микро-ГТД со сравнительно низкой полнотой сгорания топлива.

Следует заметить, что все эксперименты проводились при температуре воздуха  $T_k^* = 373\text{К}$ . Одной из причин низкой эффективности работы камеры сгорания является также неудовлетворительное качество распыливания топлива с возможным его попаданием на относительно «холодные» стенки жаровой трубы. Для уточнения  $\eta_r$  необходимо тщательно измерить поле температуры газа в выходном сечении камеры сгорания и определить его неравномерность.

Обработка и анализ статистических данных по коэффициенту форсирования

$$K_v = \frac{G_b}{[(P_k^*)^{1,25} \cdot T_k^* \cdot V_{жг}]^2} \quad (3)$$

также указывает на то, что с уменьшением размерности двигателя прогнозируется снижение полноты сгорания топлива (см.рис.6), так как известна эмпирическая зависимость

$$\eta_r = 1 - 0,8 \cdot K_v^2 \quad (4)$$

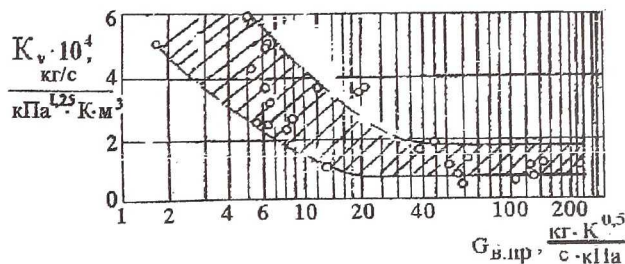


Рис. 6. Обобщенная зависимость изменения коэффициента форсирования ( $K_v$ ) от размерности двигателя

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Экспериментально подтверждена работоспособность опытной камеры сгорания микро ГТД в стендовых условиях. При работе камеры в составе двигателя ожидается повышение эффективности процесса горения вследствие роста давления воздуха и топлива.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Teledyne Inc. / Основные данные. – Los Angeles, 1995. – 69с.
2. Рабочий процесс камер сгорания малоразмерных ГТД, проблемы, некоторые пути повышения его эффективности. / В.П. Лукачев, А.М. Ланский, В.Ю. Абрашкин и др. (В этом выпуске Вестника).
3. Веппе А.Б., Зубков П.Г., Ланский А.М. К вопросу моделирования процесса камер сгорания ГТД. – Куйбышев: КуАИ, 1990. – Деп. в ЦНТИ ГА 22.11.90. – № 822. – ГА90. – 12 с.
4. Проект камеры сгорания малоразмерного ГТД с расходом рабочего тела 0,3 кг/с. / А.М. Ланский, В.Ю. Абрашкин, А.В. Семенов, В.И. Фетисов, А.М. Цыганов, М.А. Шамбан // Проблемы и перспективы развития двигателестроения в Поволжском регионе. – Самара: СГАУ, 1997. – С.191...197.
5. Теория и расчет воздушно-реактивных двигателей / Под ред. С.М. Шляхтенко. – М.: Машиностроение, 1987. – 568 с.
6. Сентсберц, Сампат. Атмосферные испытания камеры сгорания с регулирующей заслонкой, используемой для уменьшения выбросов из газотурбинных двигателей. // Труды ASME, Сер.Теоретические основы инженерных расчетов, 1975. – № 3. – С. 145...152.
7. Сотерап, Пиерс, Овертон. Некоторые практические вопросы, связанные с применением малотоксичной двухзонной камеры сгорания. // Труды ASME, Сер. Энергетические машины и установки, 1985. – № 1. – С. 1...9.

УДК 621.43 – 421/44 + 621.375.826 : 621.391.08 + 621.43.056

### ДОСТИЖЕНИЯ НИЛ-49 (СГАУ) В ТЕХНИКЕ ДИАГНОСТИКИ КАЧЕСТВА РАСПЫЛИВАНИЯ ТОПЛИВА

Лукачев С.В., Ланский А.М., Диденко А.А.

*Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара*

Хорошо известно, что характеристики камер сгорания (КС) и двигателей в значительной степени могут определяться качеством работы форсунок и смесеобразования. Более того, известны случаи, когда неудовлетворительная работа форсунок или недостаточно тщательное согласование параметров смеси с особенностями внутрикамерного течения не позволяли достичь требуемых характеристик КС и двигателей, и требовались их серьезные переделки.