

УДК 621.4

С.С. КОВАЛЕНКО, А.М. ГРУШЕНКО*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Украина***МАЛОРАЗМЕРНЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ГАЗОГЕНЕРАТОРОВ**

Рассмотрена проблема создания малоразмерных многорежимных камер сгорания для беспилотных летательных аппаратов и технологических газогенераторов. Проведен анализ конструктивных решений камер сгорания перспективной газодинамической схемы с интенсификацией циркуляции газов внутри камеры. Представлены схемы камер сгорания с двухзонной стабилизацией горения. Сделано частичное обобщение газодинамического подобия камер сгорания технологических газогенераторов тепловой мощностью от 40 до 400 кВт, позволяющее на этапе эскизного проектирования определять основные геометрические размеры камеры.

беспилотный летательный аппарат, камера сгорания, форсажная камера, воздушно-реактивный двигатель малой тяги

Введение

Создание беспилотных летательных аппаратов (БЛА) является одним из наиболее перспективных и критических направлений прогресса техники. Достигнутый уровень миниатюризации блоков системы управления и полезной нагрузки позволяет создавать БЛА со взлетной массой несколько килограмм, оборудованных спутниковой системой навигации и способных выполнять поставленную задачу в любой точке земного шара. Одной из основных проблем при создании всепогодного БЛА является проблема выбора двигателя, который должен обеспечивать высокую крейсерскую скорость полета и необходимую его продолжительность.

1. Формулирование проблемы

Применение в БЛА воздушно-реактивных двигателей (ВРД) открывает возможность обеспечения высоких скоростных характеристик, однако создание малоразмерных ВРД традиционной схемы с тягой меньше 50-100Н весьма проблематично в связи с масштабным вырождением рабочего процесса. Анализ, проведенный в работах [1, 2] показывает, что для решения проблемы преодоления ветрового

сноса, высокой скорости полета, совершения различных маневров (набор высоты и т.д.) весьма успешно можно использовать мотокомпрессорный ВРД (МкВРД) с форсажной камерой.

Создание форсажных камер сгорания для МкВРД малой тяги (МТ) усложняется отсутствием методик их расчета и невозможностью применения таких же конструктивных решений, например, связанных со стабилизацией фронта пламени, как и для полноразмерных ВРД и ГТД – из-за миниатюризации КС происходит их конструктивное вырождение. В полной мере это относится не только к стабилизации фронта пламени, но и к организации предпламенных и пламенных процессов

2. Решение проблемы

В настоящее время в современных воздушно-реактивных и газотурбинных двигателях реализуется многозонная стабилизация горения [3, 4]. Каждая из зон оптимизируется для работы соответственно на режимах малой и большой мощности. Типичная двухзонная камера сгорания (рис. 1) имеет слабо форсированную первичную зону горения, которая обеспечивает высокую полноту сгорания топлива и низкий уровень выбросов окиси углерода и несго-

ревших углеводородов. Первичная зона должна обеспечивать потребные удельные и абсолютные параметры продуктов сгорания для режимов малой мощности и служить источником горячего газа, а значит стабилизатором пламени расположенной вниз по потоку основной зоны горения, в которую подают полностью перемешанную смесь топлива с воздухом. При работе на полной мощности топливо

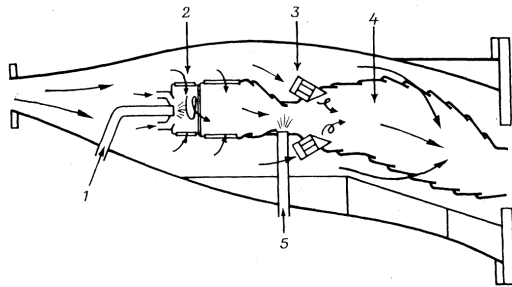


Рис. 1. Камера сгорания типа «Ворбикс» фирмы «Pratt and Whitney Co.»
1 – подача дежурного топлива; 2 – дежурная трубочатая зона горения; 3 – воздушные завихрители; 4 – основная кольцевая зона горения; 5 – подача основного топлива

должно подаваться в обе зоны.

Кроме рассмотренного способа реализации процессов горения в камерах сгорания многими авторами отмечается [3–5], необходимость создания камер сгораний с усиленной рециркуляцией газа, предусматривающей формирование в первичной зоне камер ячеек интенсивного рециркуляционного течения за счет подвода в эту область сильнозакрученных потоков или высоконапорных струй воздуха (рис. 2) [5]. Рециркуляционные ячейки вовлекают горячие газы в область формирующего пламени, благодаря чему создаются условия, при которых

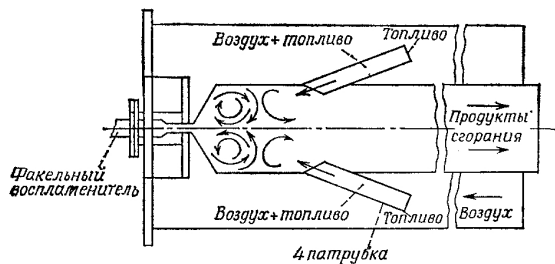


Рис. 2. Схема камеры сгорания с интенсификацией циркуляции газа

возможно устойчивое горение бедной смеси. Если при этом частично испарить топливо и смешать его с воздухом реализуется процесс горения механизм, которого аналогичен процессам в гомогенном реакторе интенсивного смешения [5]. Концепцию такой камеры, можно охарактеризовать как рециркуляцию, индуцированную струями.

Поскольку, как отмечалось выше, невозможно создать малоразмерные камеры сгорания подобные по конструкции полноразмерным КС, то единственно правильным решением при их проектировании является выбор схем КС с интенсификацией циркуляционных процессов.

Как показывает многолетний опыт конструирования малоразмерных КС на кафедре «Ракетных двигателей» «ХАИ» интенсифицировать процесс рециркуляции возможно лишь при одновременно сочетании нескольких конструктивных решений – во фронтальной части камеры сгорания необходимо создать традиционную зону первичной рециркуляции за счет фронтального устройства и поперечных струй воздуха (первичный рециркуляционный участок); в среднем и периферийном участках КС необходимо создать дополнительные зоны обратных токов, которые сформируют вторичный рециркуляционный участок. На основе этого можно определить конструктивный облик малоразмерной камеры сгорания для Мк ВРД МТ (рис. 3) и технологического газогенератора (рис. 4).

Представленные схемы КС показали свою работоспособность при многочисленных испытаниях. По схеме (рис. 4) созданы камеры сгорания различной тепловой мощностью от 40 до 400 кВт. В процессе испытаний было установлено, что КС технологических газогенераторов обладают широким диапазоном дроссельных характеристик (дросселирование по горючему) и стабильности работы. При этом реализуется режим, при котором суммарный коэффициент избытка воздуха достигает значений $\alpha_{\Sigma} = 10...12$ единиц и более, а температура истекающей сверхзвуковой струи $40...50^{\circ}\text{C}$.

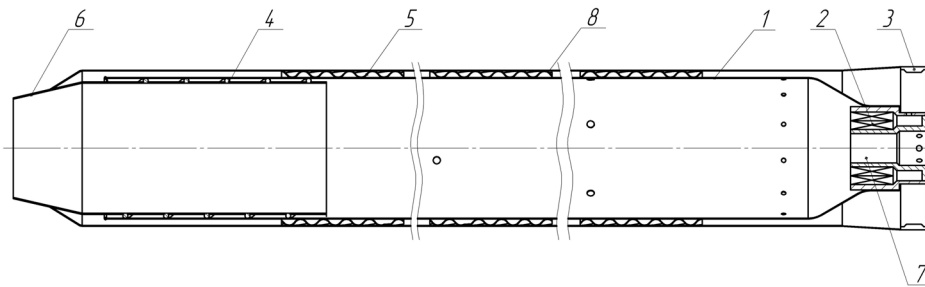


Рис. 3. Камера сгорания MkVRD M1:
1 – жаровая труба; 2 – фронтное смешительно-распыливающее устройство; 3 – соединительный фланец; 4 – противоточный стабилизатор; 5 – проставка гофра; 6 – дозвуковое сопло; 7 – место установки воспламенителя; 8 – кожух камеры сгорания

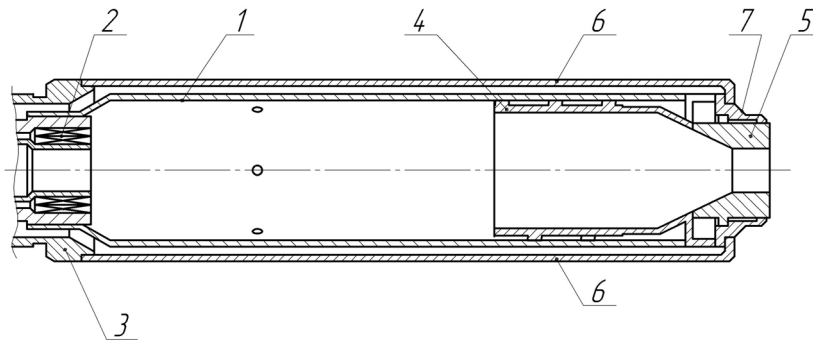


Рис. 4. Камера сгорания технологического газогенератора:
1 – жаровая труба; 2 – фронтное смешительно-распыливающее устройство; 3 – соединительный фланец; 4 – противоточный стабилизатор; 5 – сопло критического перепада; 6 – кожух камеры сгорания; 7 – кожух сопла

Качественный анализ процессов в КС различной тепловой мощности, но построенных по одинаковой схеме, позволяет сделать вывод о подобии газодинамических процессов в них. Во всех камерах происходит интенсивная рециркуляция на двух участках (фронтальном и периферийном) и, как следствие, возникают две зоны горения, причем на бедных смесях «работает» рециркуляционная зона у фронтного устройства, на частичном – обе зоны и на номинальном режиме – периферийная зона. Данное предположение было подтверждено результатами численного моделирования газодинамических процессов в КС тепловой мощностью 140 кВт [6]. Полученные расчетные данные позволили получить качественную картину процессов, происходящих в КС, и подтвердили наличие двух хорошо выраженных зон со скоростями потока близкими к нулю. Именно в этих двух зонах, по всей видимости, и происходит интенсивная рециркуляция продуктов горения, а, следовательно, стабилизация фронта

пламени. Необходимо отметить, что две зоны горения формируются в КС при частичных режимах. В случае же дросселирования, т.е. перехода камеры сгорания на режим «малого газа», происходит вырождение периферийной зоны горения.

Анализ экспериментальных данных, полученных для КС различной тепловой мощности в диапазоне определенных конструктивных и режимных параметров, позволяет сделать некоторые обобщения.

Анализ экспериментальных результатов, полученных при обобщении уже созданных КС позволил установить, что их тепловая мощность N_T зависит от числа Re , рассчитанного по характерному диаметру d КС и среднеинтегральной скорости потока w . Было определено, что для камер тепловой мощностью от 40 до 400 кВт, число Re определяется в зависимости от суммарного массового расхода \dot{m}_Σ по линейному закону (рис. 5):

$$Re = 6200 + 2,6 \cdot 10^5 \dot{m}_\Sigma. \quad (1)$$

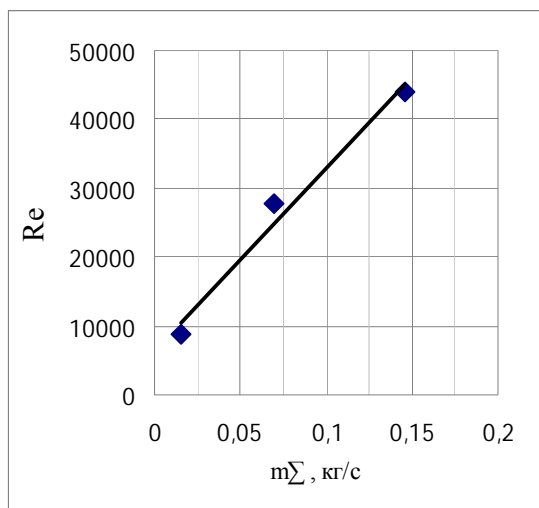


Рис. 5 Зависимость числа Re от суммарного массового расхода \dot{m}_Σ

Эмпирическое соотношение (1) характеризует подобие газодинамических процессов в КС исследуемой схемы и позволяет связать тепловую мощность N_T с числом Re :

$$N_T = 10,73 Re - 6,65 \cdot 10^4. \quad (2)$$

Обобщающие уравнения (1) и (2) позволяют на этапе эскизного проектирования определить геометрические размеры и режимные параметры камеры сгорания.

Перспективы дальнейших исследований

Проведенный анализ показал перспективность применения использованных схем КС, основанных на газодинамических методах интенсификации рециркуляционных зон без дополнительных конструктивных элементов в виде плохообтекаемых тел или камеры сгорания тандемного типа. Поэтому проводится работа по определению обобщенных характеристик для камеры сгорания тепловой мощностью от 40 до 400 кВт.

Планируется проведение численного и натурного эксперимента для МкВРД малой тяги с форсажной камерой, представленной на рис. 3, для получения высотно-скоростных характеристик.

Заключение

1. Камеры сгорания, построенные по схеме КС с интенсификацией циркуляции газа, являются одним из наиболее перспективных видов КС для малоразмерных ВРД МТ.
2. Наличие двух зон стабилизации пламени, полученных за счет создания специфической газодинамической обстановки в КС, позволяет получать широкий диапазон рабочих и дроссельных характеристик.
3. Двухзонность внутренних процессов позволяет реализовать основные режимы работы малоразмерных камер сгорания – режим «малого газа», номинальный и форсированный режим.

Литература

1. Амброжевич М.В. Комплексное газодинамическое и механическое моделирование мотокомпрессорных воздушно-реактивных двигателей малых тяг: Дис. канд. техн. наук: 05.07.05 – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т, 2004. – 187 с.
2. Ларьков С.Н. Формирование облика и комплексное моделирование воздушно-реактивных двигателей малоразмерных летательных аппаратов: Дис. канд. техн. наук: 05.07.05 – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т, 2005. – 159 с.
3. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение. 1984. – 278 с.
4. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. – М.: Мир, 1986. – 566 с.
5. Гупта А., Лили Д., Сайред Н. Закрученные потоки: Пер. с англ. – М.: Мир, 1987. – 588 с.
6. Грушенко А.М., Костюк В.Е. Численное моделирование течения и горения в технологической камере сгорания // Вестник двигателестроения. – 2003. – Вып. № 2. – С. 61-65.

Поступила в редакцию 28.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.