

УДК 629.735.33.016

МЕТОДЫ ПОВЫШЕНИЯ И ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ПВРД В УСЛОВИЯХ ПРИСОЕДИНЕННОЙ ПОДАЧИ ВОЗДУХА С ИЗМЕРИТЕЛЕМ ОСЕВОЙ ТЯГИ

В. М. Левин, Л. Л. Картовицкий, В. А. Яковлев

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), 125993 Москва, vadimlevin@yahoo.com

Выполнен анализ подходов к обеспечению эффективности рабочего процесса в камере сгорания (КС) прямого воздушного реактивного двигателя (ПВРД) с использованием нетрадиционного метода измерения осевого усилия при испытании экспериментальной модели КС на жидком топливе в имитируемых огневых подогревателях условий полета. В ходе огневых испытаний на присоединенном воздухопроводе с применением измерителя осевых усилий реализованы измерения реактивной тяги и сопротивления КС. Тяга является параметром, характеризующим энергетический потенциал любого двигателя. В рамках традиционной методики для получения представления о тягово-экономической характеристике тепловой машины требуются длительные многопараметрические исследования и расчеты эффективности процесса. Новая методика позволяет непосредственно в процессе огневых испытаний фиксировать эффективность воздействия любого параметра или элемента конструкции на физический процесс в КС в единицах реализованной силы тяги и оценивать изменение любого параметра уровнем тяги. Предлагаемая система измерения тяги на начальной стадии испытаний позволяет уточнить направления поиска организации рабочего процесса и снизить объем промежуточных расчетов, сэкономив огромное количество времени и средств. Благодаря этому в совокупности с результатами измерения статического давления по длине КС можно гарантированно предсказать направление поиска повышения эффективности рабочего процесса. Показаны пути повышения эффективности рабочего процесса в КС ПВРД с использованием возможности с помощью измерителя тяги оценить интегральную эффективность двигателя в условиях ограниченных технических и методических возможностей в огневых испытаниях КС.

Ключевые слова: камера сгорания, прямооточный воздушно-реактивный двигатель, огневые испытания, присоединенный воздухопровод, измеритель тяги, система распределенной подачи жидкого горючего, вихреобразование, теплозащита, регулируемое сопло.

DOI 10.15372/FGV20230110

ИСПЫТАНИЯ С ИЗМЕРИТЕЛЕМ ОСЕВЫХ СИЛ. ДОСТОИНСТВА МЕТОДА

Элементом прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД), принципиально отличающим типы разрабатываемых двигателей, является камера сгорания (КС). Ее модификация требует интенсивных огневых испытаний, являющихся, в силу сложности их организации, многотратными. Для проведения очередного теста по выбранной программе испытаний необходимы не только ремонтно-восстановительные работы материальной части, но и обработка большого объема полученных результатов, включая оценки таких показателей эффективности рабочего процес-

са, как полнота сгорания, гидравлические потери, тяга и пр. [1]. Исследователь всегда имеет дело со сложным многопараметрическим экспериментом, максимально быстрая обработка которого исключительно важна для сокращения сроков и ресурсов испытаний.

Уровень тяги двигателя определяется эффективностью рабочего процесса в КС, характеризуемой двумя основными параметрами — полнотой сгорания и потерями полного давления. Известно, что газодинамические методы расчета полноты сгорания характеризуются неопределенностью, вызванной проблемами адекватного учета неравновесности термодинамики, кинетики горения, теплообмена и особенностей вихревых структур при применении технологии гипермиксер. Пренебрежение учетом только тепловых потерь может привести к ошибке в вычислении полноты сгорания до

30 %. В рамках традиционных технологий экспериментального исследования сверхзвукового горения для определения или уточнения, например, какого-либо сложного параметра экспериментаторы усложняют технологию поиска [2], что увеличивает временные и материальные ресурсы. Риск потерь иногда снижается при использовании недорогих материалов для конструкций, но это сопровождается уменьшением эффективности испытаний и сокращением рабочей программы, что не позволяет получить полноценного представления о научно-технических характеристиках рабочего процесса такого высокотехнологичного объекта исследований, как ПВРД.

Измерение тяги экспериментальной модели (ЭМ) дает возможность в ходе предварительных исследований, т. е. на этапе разработки двигателя, получить реальное представление о рабочем процессе, его эффективности и направлении совершенствования рабочего процесса и конструктивных решений [3].

Рассматриваемый в данной статье измеритель тяги (ИТ) позволяет в темпе эксперимента скорректировать выбор научно-технических решений. Анализ проведенных экспериментальных исследований показал, что метод измерения осевых усилий, развиваемых КС в процессе испытаний в условиях присоединенного воздухопровода, в литературе не описан.

КОНЦЕПЦИЯ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ МОДЕЛИ

Процесс разработки ЭМ был подчинен идее создания высококомпактной КС.

На основе данных, полученных в ходе реализации совместных российско-французских исследований [4–6], была разработана ЭМ, имеющая продольный размер 0,96 м. Схема проточной части ЭМ показана на рис. 1.

КС оснащена выхлопным соплом, конструкция которого позволяет управлять эффективностью рабочего процесса в ЭМ, работающей на керосине JP-10, характеристики воспламенения и термодинамику которого можно найти в [7, 8]. На рис. 1 сопло представлено в виде устройства с дискретно регулируемым критическим сечением, что обеспечивается сменными вставками.

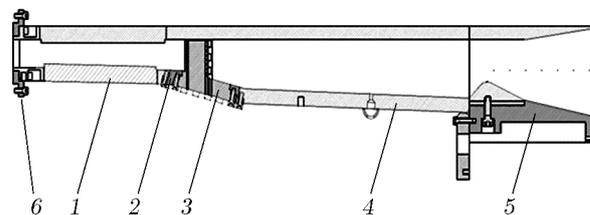


Рис. 1. Экспериментальная модель камеры сгорания:

1 — изолятор, 2 — секция подачи топлива, 3 — гипермиксер, 4 — камера сгорания, 5 — сопло, 6 — адаптер

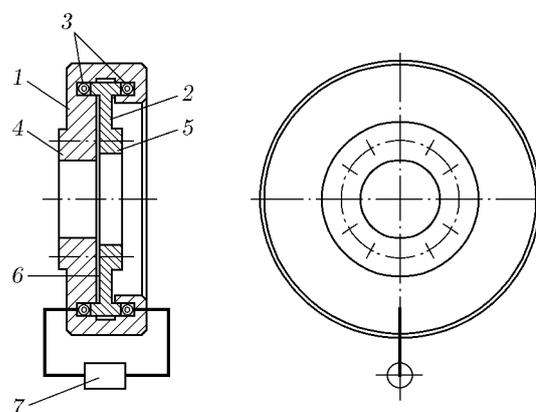


Рис. 2. Схема измерителя тяги:

1 — корпус, 2 — металлический диск, 3 — кольцевые резиновые трубки, 4 — фланец сопла подогревателя, 5 — фланец крепления экспериментальной модели, 6 — гарантированный зазор, 7 — дифференциальный датчик перепада давлений

УСТРОЙСТВО ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ОСЕВЫХ СИЛ, РАЗВИВАЕМЫХ ЭМ

Конструктивная схема измерителя тяги изображена на рис. 2.

Измеритель осевого усилия способен фиксировать силу, развиваемую моделью и приложенную к металлическому диску 2: против потока — реактивную тягу, по потоку — газодинамические силы, направленные на преодоление внутреннего сопротивления (например, силу трения или аэродинамические силы, затраченные на обтекание элементов конструкции проточной части).

Измерительное устройство устанавливается между соплом подогревателя (крепится к фланцу 4) и изолятором модели (крепление к фланцу 5), не вносит возмущений в поток, не требует охлаждения. На входе в изолятор устанавливается промежуточный фланец-адаптер (см. рис. 1) для согласования элементов сбор-

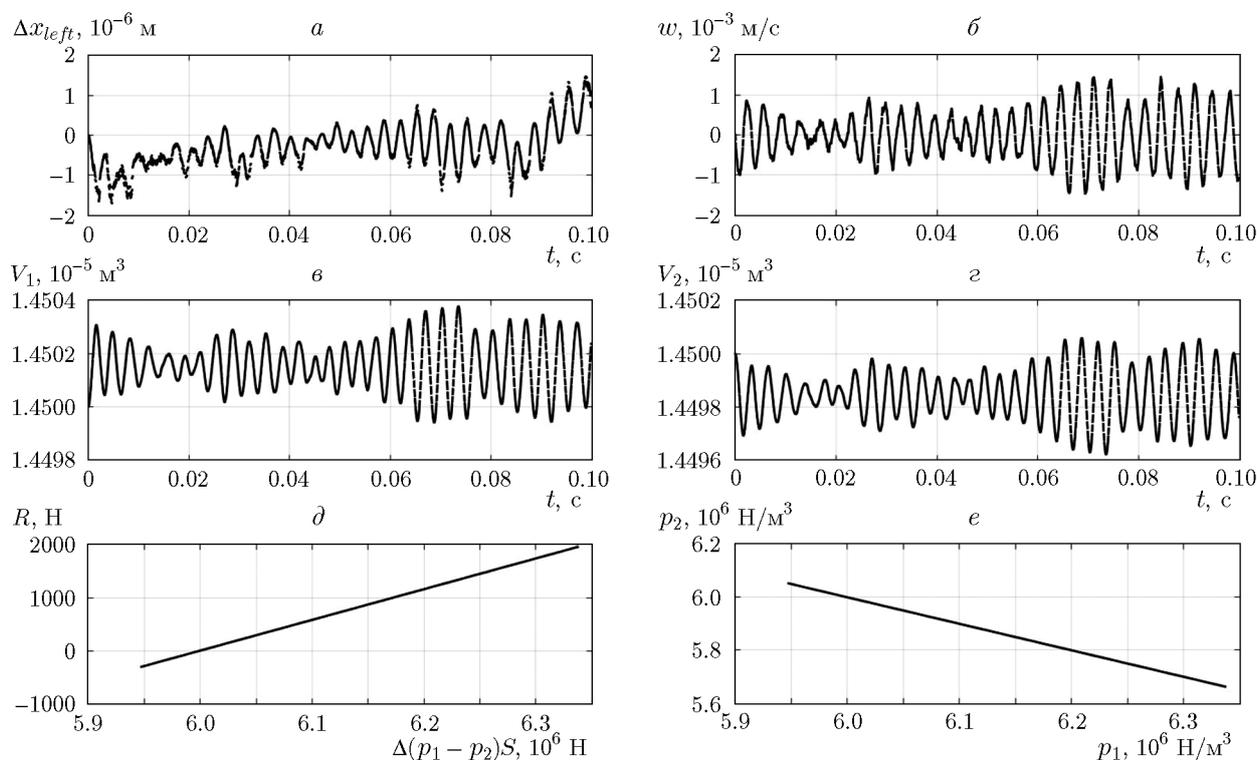


Рис. 3. Переходные процессы в элементах измерителя тяги:

a — перемещение металлического диска 2 (см. рис. 2); *б* — скорость перемещения металлического диска 2; *в, г* — изменение объема в кольцевых резиновых трубках 3 (см. рис. 2); *д* — продольное усилие, регистрируемое по перепаду давления в трубках; *е* — давление жидкости в правой и левой кольцевых резиновых трубках

ки: металлический диск тягомера — изолятор модели.

Элементом, воспринимающим продольное усилие от ЭМ, является металлический диск 2, передающий усилия на кольцевые резиновые трубки 3, заполненные жидкостью и размещенные в корпусе 1. Перепад давления в трубках (выходной сигнал) измеряется дифференциальным датчиком перепада давления. На тягомер оформлен патент на изобретение МАИ [9].

Для подготовки ИТ к работе требуется его тарировка в составе сборки с ЭМ в стендовых или в автономных (лабораторных) условиях. Тарировка демонстрирует строго линейный вид и практически полное отсутствие гистерезиса при нагружении устройства в прямом и обратном направлениях.

Для понимания принципа работы устройства и взаимосвязи физических величин ниже приведена дифференциальная модель, описывающая принцип действия ИТ:

$$\frac{dx}{dt} = w,$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{1}{m} [(p_1 - p_2)S - R + F_{friction} \operatorname{sign}((p_1 - p_2)S - R) + F_{spring}(x)],$$

$$\frac{dV_1}{dt} = -S \frac{dx}{dt}, \quad \frac{dV_2}{dt} = +S \frac{dx}{dt},$$

$$\frac{dp_1}{dt} = \frac{E}{V_1} \left(-S \frac{dx}{dt}\right), \quad \frac{dp_2}{dt} = \frac{E}{V_2} \left(-S \frac{dx}{dt}\right).$$

Здесь x — перемещение объекта исследований, w — скорость перемещения объекта, m — масса камеры, p_1, p_2 — давление жидкости соответственно в левой и правой полостях, V_1, V_2 — объем соответственно левой и правой полостей, E — модуль упругости жидкости, S — площадь упругого элемента, R — усилие, развиваемое объектом исследования, $F_{friction} = k_{friction} \frac{dx}{dt}$ — сила трения, $F_{spring} = k_{spring}x$ — сила упругости трубки.

Модель чувствительного элемента (резиновая трубка) описывается уравнениями

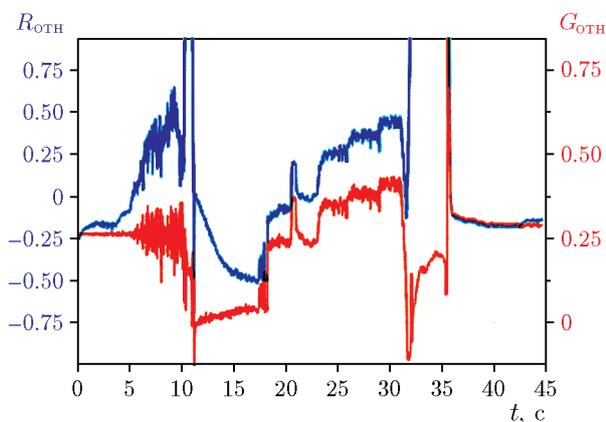


Рис. 4. Пример записи результатов измерения осевой силы (12 ÷ 32 с) в зависимости от расхода топлива:

по осям ординат отложены параметры, отнесенные к максимальным значениям

$$\varepsilon = \frac{l - l_0}{l_0}, \quad \frac{F}{S_{rub. tube}} = 3G\varepsilon, \quad G = \frac{\rho R_u T}{M},$$

где ε — деформация, ρ — плотность резины, R_u — универсальная газовая постоянная, F — суммарная сила, возникающая от перепада давления ($p_1 - p_2$), M — молекулярная масса субцепи (каждое звено этой цепи, образующей макромолекулу резины, представляет собой углеводород C_5H_8), G — модуль эластичности, $\sim 0.0001 \cdot 10^{10}$ Н/м², $S_{rub. tube}$ — площадь поверхности резиновой трубки.

Для построения характеристики необходимо знать зависимость выходного напряжения дифференциального датчика давления от деформации резиновой трубки $U = f(\varepsilon)$.

Таким образом, можно получить характеристику зависимости выходного напряжения ИТ от усилия, развиваемого экспериментальным объектом.

Расчетная характеристика тягового усилия показана на рис. 3.

На рис. 4 приведены для примера результаты измерения тягоизмерителем осевой силы $R_{отн}$ в зависимости от расхода топлива $G_{отн}$.

РЕАЛИЗАЦИЯ ПОДАЧИ ТОПЛИВА В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОТОК

Исследования последнего двадцатилетия отмечены достижениями в основном японских и французских ученых в области создания высокоэффективных смесеобразующих средств газообразного топлива в сверхзвуковом потоке

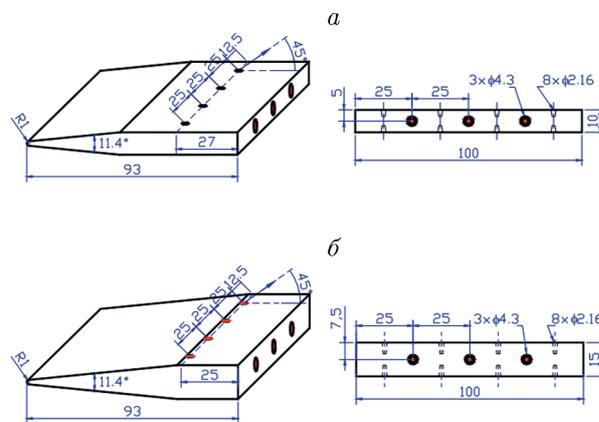


Рис. 5. Двустадийные топливоподающие устройства ОНЕРА:

в пилонах, разработанных в [10], реализуется двухступенчатый впрыск для улучшения воспламенения и стабильности пламени; первая ступень — восемь форсунок $\varnothing 2.16$, $M = 2.5$, впрыск топлива под углом 45° к направлению набегающего потока; вторая ступень — три форсунки $\varnothing 4.3$, $M = 2.5$, впрыск топлива параллельно направлению набегающего потока

воздуха [1, 10–21]. Успешно реализованы технологические приемы, обеспечивающие смешение компонентов на коротком участке камеры.

Двустадийные пилон ОНЕРА (Франция) приведены на рис. 5. Устройства фирмы ОНЕРА предназначены для подачи в воздушный поток газообразного топлива. Подача топлива на первой стадии реализуется по принципу прединжекции с боковых поверхностей плоского пилона, выполненного в головной части в форме клина. В хвостовой зоне устройства с торцевой плоскости осуществляется спутная осевая подача топлива (вторая стадия). В двустадийных топливоподающих устройствах скорость смешения компонентов в торцевой зоне близка к нулю, что обеспечивает условия для практически мгновенного воспламенения и горения топлива в зоне обратных токов, т. е. в непосредственной близости от пилон. Устойчивое горение топлива в торцевой зоне является залогом высокой эффективности устройства в целом.

Присутствие этой высокотемпературной области обеспечивает в следовой зоне поджиг и стабильное горение топлива во внешнем параллельном потоке топливоздушной смеси, созданной на первой стадии. Процессы горения и распространения пламени развиваются здесь по диффузионному механизму.

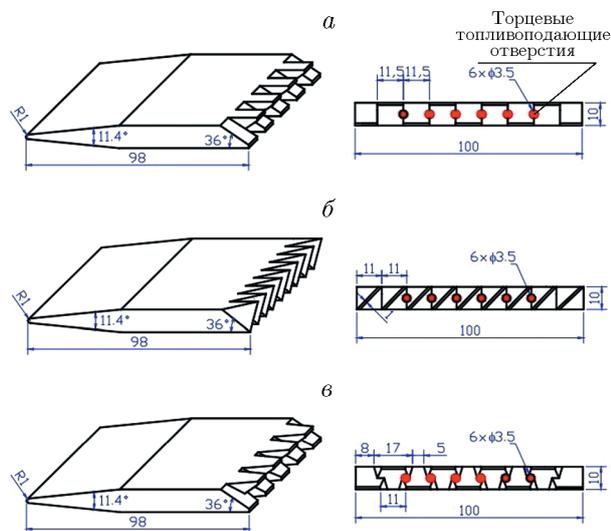


Рис. 6. Топливоподающие устройства — генераторы крупномасштабных вихрей, вращающихся противоположно по направлению потока (*а, в*) и синхронно (*б*)

Приведенный тип двустадийного стабилизатора хорошо проявил себя в испытаниях ЭМ двухрежимного полноразмерного ПВРД JARNAF, успешно прошедшего стендовые испытания в условиях, соответствующих числу Маха полета $M = 5 \div 8$ [21].

Гипермиксеры конструкции NAL JAXA (Япония) (рис. 6) также предназначены для подачи газообразного топлива в воздушный поток. Они обеспечивают высокое качество смесеобразования, но действуют по принципу генерации крупномасштабных вихрей.

Существует несколько вариантов исполнения гипермиксеров — генераторов крупномасштабных вихрей (stream wise vortices, SWV). Наиболее распространенное устройство Alternating Wedge (AW) представляет собой плоскую пластину со встречным клином и закругленной лидирующей кромкой со стороны набегающего воздушного потока (см. рис. 6). С противоположной стороны, в хвостовой зоне, выполнены наклонные плоские вырезы (каверны), в которых газовый поток обтекает тупой угол, благодаря чему устройство обеспечивает попеременное чередование локальных соседних потоков, движущихся с ускорением под разными углами к вектору основного потока. На границах контакта пересекающихся потоков в кавернах зарождается вихревая структура. Сюда, в центр вихря в осевом направлении, посредством струйных инжекторов подается топливо. Конструкции гипермиксеров

различаются направлением вращения газовых вихрей, т. е. способны создавать их в одинаковых и встречных направлениях.

Особенности механизмов смешения и горения изучались с использованием электронной системы OH-PLIF (OH Planar Laser Induced Fluorescence) [14, 15]. Метод бесконтактного определения плотности радикалов OH, действующий на основе флуоресценции, показал [14], что благодаря SWV скорость роста слоя смешения в потоке и эффективность горения превосходят аналогичные параметры при использовании других схем смесеобразования разработки ОНЕРА, включая Staged Injection Strut. Поперечный размер зоны смесеобразования в несколько раз превышает толщину гипермиксера на расстоянии около 100 мм от пилона [15].

Исследования показали, что крупномасштабные вихри распространяются в сверхзвуковом потоке с высокой эффективностью. Продольные вихри значительно увеличивают интенсивность горения. SWV почти свободны от эффектов сжимаемости при своем вращении поперек потока и движении в направлении сносящего потока, вследствие чего процесс смешения характеризуется малыми потерями полного давления. Цена решения оправдана высокой эффективностью устройства с потерями давления, не превышающими 5.5 % [22].

В отличие от двустадийных топливоподающих устройств, для AW характерна неустойчивость, которая проявляется в отсутствии воспламенения топлива на торцевом срезе устройства, в зонах, где подводится топливо и где зарождаются вихри [14, 20]. Причина заключается в принципе действия этих устройств. Процесс смешения в них происходит при высоких скоростях потоков в кавернах торцевой зоны. Высокая скорость закрутки потоков, возникающая при зарождении вихря, разрывает струю топлива. Резко активизируется испарение топлива, а также смешение макрообъемов топлива и окислителя и зарождается крупномасштабный вихрь. Практически только с этого момента начинается процесс диффузии и подготовки смеси к реакции. В экспериментах воспламенение на срезе AW наблюдалось на краях, в непосредственной близости от стенок камеры, т. е. в пограничном слое.

В итоге с помощью системы OH-PLIF получено детальное представление о вихревой

структуре в сверхзвуковом потоке, а также ответы на ряд актуальных вопросов термогазодинамики:

- смесеобразование керосин/воздух,
- воспламенение,
- стабилизация и механизмы горения.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ МОДЕЛЬ

Изолятор

ЭМ включает в себя изолятор, начинающийся с сечения, имеющего щелевую форму с отношением высоты к ширине $1/5$. Согласно статистическим данным [23, 24] псевдоскачок в прямоугольных каналах с соотношением сторон меньше чем $1/3$ имеет отрывную структуру. Отрывной псевдоскачок на входе в КС создает проблемы устойчивости, что негативно сказывается на характере рабочего процесса.

Согласно исследованиям [23] для реализации безотрывного сжатия в псевдоскачке поперечное сечение изолятора необходимо разделить перегородками на продольные секции с размерами сторон, уменьшающими относительную ширину канала. В ЭМ (см. рис. 1) решение получило упрощение. Изолятор изготовлен с двумя тонкими планками малой высоты, установленными продольно посередине верхней и нижней стенок, т. е. напротив друг друга. Таким образом, изолятор условно разделен на две части, что обеспечило гарантированное безотрывное течение в псевдоскачке.

Секция подачи топлива

За изолятором следует секция подачи топлива (см. рис. 1). Нижняя стенка секции имеет окно прямоугольной формы под взаимозаменяемые съемные крышки с гнездами для крепления инжекционных пилонов разных конструкций для решения научных задач.

Работоспособность прямоочной КС обеспечивается инъекцией топлива в воздушный поток, что должно быть реализовано [14, 23, 24] при выполнении следующих условий: малое сечение миделя инжектирующего устройства, равномерный распыл в объеме КС, достаточная для эффективности горения глубина проникновения топлива в поперечном направлении потока, малый коэффициент сопротивления устройства в потоке, термическая стойкость и пр.

Модификация конструкции гипермиксеров для инъекции жидкого топлива

В устройстве прототипа применены элементы смесеобразования по принципу японской схемы NAL JAXA (см. рис. 6,а). Отличие гипермиксеров от японской конструкции [21] заключается в том, что гипермиксеры внешне имеют форму клина с радиусом скругления лидирующей кромки 0.75 мм. Гипермиксеры устанавливаются в одном поперечном ряду, так что лидирующая кромка стоек располагается на одинаковом расстоянии от входного сечения секции подачи топлива.

Принцип инъекции газообразного топлива с торца пилонов по оси потока, реализованный в АУ, неприменим для инъекции жидкого топлива, и прямое использование конструкции АУ не представляется возможным. Жидкость, как вещество с большей плотностью и вязкостью, не может эффективно подчиняться условиям распада по законам газовой струи в АУ [2, 25] в зоне зарождения вихря. Для того чтобы организовать быстрый и эффективный распад струи жидкого топлива и превращение ее в пар в пространстве между двумя скрещивающимися сносными воздушными потоками в конструкции АУ, энергии таких потоков, напора будет недостаточно. Топливная струя, не будучи превращенной в пар, не может гореть в сверхзвуковом потоке с эффективностью испаренного топлива. Более того, струйная инъекция при спутной подаче, реализуемая в хвостовой зоне, не соответствует концепции компактной модели устройства.

С целью разработки конструкции газожидкостных устройств с высокой эффективностью смесеобразования конструкцию гипермиксера подвергли изменениям. Подача топлива в торцевой зоне пилон была отменена, и основной особенностью этих устройств стала подача жидкого топлива в поток с боковых стенок пилон (рис. 7).

Каждый пилон снабжен двумя топливными коллекторами, размещенными в корпусе и ориентированными в поперечном сечении канала. Первый коллектор находится на расстоянии примерно 3.5 диаметра от носовой кромки пилон (в зависимости от геометрии пилон), второй — на расстоянии около 12.8 диаметра второго коллектора от носовой кромки. Назначение первого коллектора — теплозащита лидирующей кромки пилон. Схема размещения форсунок второго коллектора закрывает вопро-

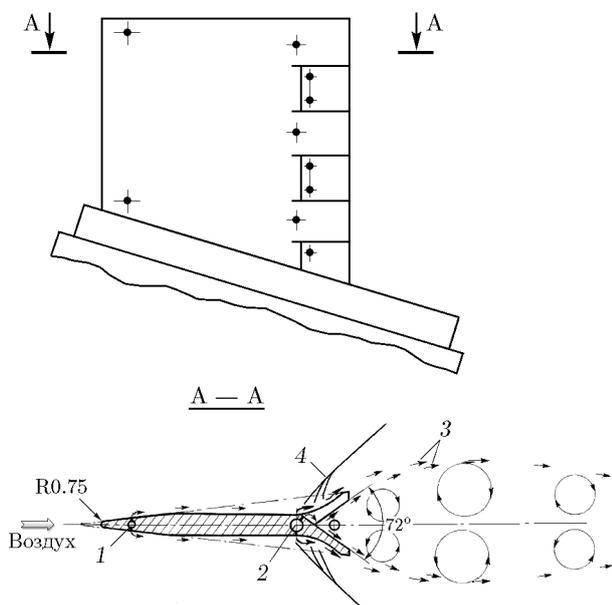


Рис. 7. Двухколлекторный гипермиксер (модифицированный АВ):

1 — первый топливный коллектор, 2 — второй топливный коллектор, 3 — воздушный поток, 4 — косые скачки уплотнения

сы смесеобразования и теплозащиты конструкции и определяется количеством и формой каверн в торцевой части гипермиксера.

Обеспечение теплозащиты хвостовой зоны пилона, т. е. сохранение целостности конструкции в чрезвычайно тяжелых условиях перегрева, является важнейшей задачей, решаемой схемой инжекции.

Главной целью применения двухколлекторной схемы подачи топлива была попытка оценить ее достоинства через влияние эффективности испарения топлива в сносящем потоке на рабочий процесс и определить оптимальное расстояние от форсунки до конструктивных элементов, реализующих вихреобразование, в зависимости от расхода топлива при различных параметрах сносящего потока. Подобная конструкция решает две важнейшие проблемы смесеобразования: предварительная подготовка топлива (испарение, смешение) и, главное, эффективное внедрение внешней паровоздушной смеси в вихревую систему.

В случае, когда керосин подается в сносящий высокотемпературный воздушный поток по нормали со второго коллектора, расстояния, равного примерно 100 диаметрам инжекторов от места инжекции (до торцевого сечения), достаточно, чтобы удовлетворительно реализо-

вать подготовку жидкого топлива в сверхзвуковом воздушном потоке.

С учетом данных [12–15] жидкое топливо испаряется в потоке, паровоздушная смесь попадает в косые каверны, разгоняется, что приводит к формированию крупномасштабных вихрей в воздушном потоке.

Таким образом, в КС имеются все условия для воспламенения и эффективного горения хорошо подготовленной топливовоздушной смеси. При этом, по сравнению с традиционной схемой, общая длина зоны горения топлива уменьшается, что особенно необходимо при создании компактных КС ПВРД.

Преимущества прединжекции известны. Интенсивность процесса испарения керосина в потоке определяется температурой, параметрами турбулентности воздуха и временем пребывания в зоне подготовки реакции. Ранняя и нормальная подача топлива в сверхзвуковой поток обеспечивают распыл с высокой степенью дисперсности и необходимые условия для испарения. При этом, по сравнению с АВ, увеличивается время пребывания топлива в камере сгорания, т. е. время на подготовку химической реакции. Достоинства способа компенсируются незначительным ростом потерь давления, но в целом прединжекция способствует повышению удельных характеристик двигателя.

Способ увеличения амплитуды вихревой структуры гипермиксера

Размеры зоны смесеобразования, созданной гипермиксером в сносящем воздушном потоке, зависят не только от угла поворота потока воздуха в кавернах устройства, но и от скорости разгона потока в этих прорезях. Покидая каверну под углом к сносящему потоку, топливовоздушная смесь встречает сопротивление. Поток воздуха повышенной плотности, обтекающий гипермиксер, ограничивает амплитуду крупномасштабных вихрей, пересекающих пространство, и поворачивает их в направлении к оси потока.

Анализ [12–22] показал, что в плане увеличения размеров зоны смешения и, соответственно, полноты сгорания, а также тепловой защиты эффективность гипермиксера может быть улучшена.

Модификация конструкции заключается в следующем. Передняя часть корпуса, имеющего форму клина (см. рис. 7), обрабатывает-

ся с двух сторон до толщины, диктуемой конструктивными требованиями, и принимает в средней зоне форму плоской пластины. С приближением к концевой зоне обрабатываемые поверхности по радиусу поворачивают на плоские косые стенки, выполняющие функции элементов гипермиксеров, ответственных за реализацию вихреобразования. Плотность воздуха, обтекающего криволинейную поверхность, возрастает.

Согласно [14] угол поворота каверн принят равным 36° . Суммарный угол раскрытия каверн соответственно составляет 72° . Угол наклона косых элементов на внешней поверхности в концевой зоне равен углу наклона каверн. Воздушный поток в каверне, обтекающий этот элемент с внутренней стороны, разгоняется вокруг тупого угла с падением статического давления. Таким образом, покидая смесеобразующие элементы и стекая с них в параллельном направлении под углом 36° , воздух с двух сторон внедряется в сносящий воздушный поток. Граница воздушного потока, обтекающего зону смесеобразования, условно приведена на рис. 7 (см. 3).

Движение потока с внешней стороны гипермиксера подобно обтеканию воздухом трехугольного стабилизатора пламени, применяемого в дозвуковых камерах ВРД. Здесь, в сверхзвуковом потоке, его поворот сопровождается косым скачком уплотнения (4 на рис. 7), что ведет к незначительному увеличению потерь полного давления. Но, несмотря на эти потери, движение внешнего, более плотного потока на границе течения раздвигает рамки внутренней структуры.

В зону криволинейного поворота воздуха перед вихреобразующими элементами конструкции во внешний поток со второго топливного коллектора осуществляется впрыск топлива. Инжектируемый здесь керосин хорошо смешивается с воздухом, который уплотняется на повороте. Здесь же расположены форсунки, подающие топливо в каверны гипермиксера непосредственно на повороте потока в каждую каверну. Смешение сносящего внешнего потока топливовоздушной смеси с потоком воздуха, насыщенным топливом, с внутренней стороны увеличивает общую энергетику на границе течения.

Наличие жесткой структуры внешнего обтекания и внутренней зоны смесеобразования позволяет предположить возможность суще-

ствования возвратного течения в следовой зоне. Однако представляется, что возникающий во внутренней структуре перепад давления не в состоянии обеспечить полноразмерное возвратное течение (зону обратных токов). Но поток в центральной (приосевой) области, по видимому, должен притормаживаться.

Рост размеров области смесеобразования должен способствовать увеличению амплитуды крупномасштабных вихрей и некоторому снижению их осевой скорости. Соответственно, растёт время пребывания смеси в КС, укорачивается осевая составляющая зоны реакции и растёт полнота сгорания. Схема развития процесса полностью отвечает концепции компактного двигателя.

На внешней границе области взаимодействия двух потоков контакт внешнего потока топливовоздушной смеси с областью тепловыделения в центральной зоне обеспечивает стабильный поджиг и поддержку горения топливовоздушной смеси во внешнем потоке. Подобная схема течения (см. рис. 5) с успехом прошла апробацию в концепции двустадийной инжекции, реализованной в конструкции пилонов ОНЕРА, а также в проекте JARHAR [21], подтвердив свою работоспособность по обеспечению эффективности рабочего процесса в КС.

Можно предположить, что в объеме этой композиции сложного пространственного взаимодействия в следовой области реализуются три физические структуры течения с тепловыделением: крупномасштабная вихревая модель смешения, двустадийная модель горения и стабилизации пламени, а также система обратных токов. Таким образом, на входе в КС создается устойчивая система взаимосвязанных теплообменом газодинамических эффектов, обеспечивающая повышенные коэффициенты смесеобразования и эффективности рабочего процесса. Данная структура течения требует детального исследования. Некоторые из исследований, связанные с изучением структур потока, отмечены в [26, 27].

Цель намеченных испытаний ЭМ заключается в оценке влияния модифицированных конструктивных элементов на эффективность реализуемого в КС рабочего процесса.

Камера сгорания

Рядом с торцевыми элементами инжекторов (см. рис. 7) на стенке канала размещены

сопла, через которые по нормали в зоны смешения кратковременно подается высокотемпературный газ от воспламенителей для принудительного розжига КС.

Физический размер КС определяется расстоянием от среза гипермиксера до критического сечения выхлопного сопла (около 365 мм). Секция выполнена расширяющейся. На середине верхней стенки камеры в поперечном сечении имеется пневмодроссель, т. е. устройство, с помощью которого посредством кратковременного вдува газа в камеру с большим расходом реализуется резкое торможение потока с целью принудительного розжига. Процедура сопровождается включением воспламенителей.

Секция выхлопной системы

Концептуально сопло выполнено в двух вариантах: дискретно регулируемое в заданном диапазоне заменой вставок в критическом сечении (см. рис. 1) и с плавным регулированием критического сечения посредством электропривода.

Сопло — основное устройство регулирования параметров ЭМ, выполняющее ряд важнейших функций:

- является актуатором регулятора давления в КС, т. е. одним из основных устройств управления тягой двигателя;
- обеспечивает устойчивость и эффективность рабочего процесса в обеих модах горения топлива [27];
- используется для контроля позиции головной ударной волны в структуре псевдоскачка, обеспечивая защиту входного сечения изолятора от теплового записания.

Для обсуждения качества процесса горения учитывается цвет пламени на срезе сопла, для чего факел фиксируется видеосъемкой.

К решению критических вопросов теплозащиты элементов топливоподачи

Устройство инъекции жидкого топлива несвободно от весьма серьезных недостатков. Со стороны торцевой зоны стоек в кавернах (прорезях) гипермиксера в областях разгона потоков, обтекающих тупые углы, реализуются зоны низкого давления. Но с ростом расхода топлива давление в камере растет. Под воздействием противодавления в кавернах возникает отрывное течение и начинается интенсив-

ное горение топлива. Хвостовые элементы конструкции испытывают сверхкритический перегрев.

При этом скорость потока в камере резко падает и течение становится дозвуковым. Концепция крупномасштабных вихрей перестает работать.

Сказанное обозначает следующую проблему. Топливоподающие стойки обычно располагаются в зоне КС, имеющей значительное локальное расширение проточной части (см. рис. 1). Влияние противодавления здесь идентично, на стенке канала реализуется отрывное течение. Топливо из камеры перебрасывается по пристенному пограничному слою против потока, в головную зону секции и здесь горит. Данный эффект может мгновенно вывести из строя лидирующие кромки пилонов. Необходимо отметить, что это явление чрезвычайно опасно и очень сложно гарантированно защитить от него элементы проточной части.

В подобных условиях развития рабочего процесса сохранить прямым путем генератор крупномасштабных вихрей, по-видимому, можно только применением сверхвысокотемперостойких материалов, таких как композиты, углерод-углерод и др. Обычно здесь возникают проблемы. Но можно опробовать следующий известный прием, который может увеличить время эксперимента.

С учетом уникальных свойств меди по теплопроводности корпус конструкции инжекторной стойки предлагается выполнять из чистой меди или из бронзы (спецсплав). С целью защиты от оплавления лидирующей кромки можно использовать конвективное охлаждение топливом и притуплять кромку.

Для защиты наиболее опасной торцевой зоны, где находятся плоские (тонкие) конструктивные элементы, ответственные за вихреобразование, а также располагается второй топливный коллектор, предлагается применить конвективное охлаждение. Но принцип охлаждения здесь отличен от концепции, изложенной выше. Второй коллектор, размещенный на незначительном расстоянии от торцевой зоны и пропускающий гораздо больше жидкого топлива, чем первый, обеспечивает существенно больший теплосъем. Поэтому предлагается метод, построенный на охлаждении паровоздушного потока с помощью инъекции топлива над поверхностью каверн. Для этого топливные форсунки попарно размещаются на входе

в каждую каверну (см. рис. 7). Таким образом, топливо попадает в каверны в газокапельном виде, где интенсивно испаряется с поглощением тепла. Цель снижения температуры газа — снижение вероятности воспламенения, противодействие возникновению отрыва и его ослабление. В этих условиях топливо не горит или горит с пониженной эффективностью. Таким образом, здесь способ снижения температуры газа реализуется, и даже при наличии горения риск оплавления конструкции существенно уменьшается.

Обтекание плоского элемента конструкции, ответственного за генерацию вихревой структуры, с двух сторон потоками с разной температурой помогает решить проблему его теплозащиты. Один из потоков, внешний, имеет пониженную температуру, в нем топливо течет с повышенной скоростью и находится на стадии испарения. В другом, внутреннем, потоке в каверне может происходить испарение, а горение керосина, как показывают исследования методом OH-PLIF, будет малоэффективным (видимо, при работе камеры на бедных смесях). Но при работе в режимах, близких к стехиометрическим, может потребоваться интенсивное охлаждение.

Внешний поток всегда будет необходимым хладагентом для обтекаемого им элемента конструкции, испытывающего интенсивные тепловые нагрузки. Решение задачи термостойкости всех элементов структуры камеры сгорания есть одна из важнейших проблем на пути успешного решения всего проекта. Можно надеяться, что теплопроводность материала (медь) обеспечит термостойкость конструкции и защиту от мощного теплового потока, как минимум, хотя бы на период экспериментальных исследований характеристик рабочего процесса.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В статье выполнен анализ процесса смешения и подхода, реализующего повышение эффективности рабочего процесса применением технологии гипермиксер.

Предложена модификация гипермиксера для подачи жидкого топлива в КС ПВРД с учетом возможности решения проблемы тепловой защиты гипермиксера, а также подход к интегральной оценке эффективности рабочего процесса с применением измерителя осевого усилия, что сокращает время и ресурсы, за-

трачиваемые на обработку и анализ экспериментальных данных, позволяя оптимизировать программу испытаний.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Леонов Б. П., Штейнман С. В., Куликов А. В.** Методы расчета выгорания в сверхзвуковых потоках // Физика горения и взрыва. — 1971. — Т. 7, № 4. — С. 572–576.
2. **Третьяков П. К., Бруно К.** Особенности горения керосина в сверхзвуковом потоке // Физика горения и взрыва. — 1999. — Т. 35, № 3. — С. 35–42.
3. **Боровиков А. Д., Давиденко Д. М., Дуганов В. В.** Расчет плоского нерегулируемого воздухозаборника со сверхзвуковой скоростью на выходе для САПР // Изв. вузов. Авиац. техника. — 1986. — № 4. — С. 20–23.
4. **Bouchez M., Falempin F., Levine V., Avrashkov V., Davidenko D.** French-russian partnership on hypersonic wide-range ramjets — status in 2001 // 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf., 24–27 April, 2001, Kyoto, Japan. — DOI: 10.2514/6.2001-1872.
5. **Bouchez M., Levine V. M.** French-russian cooperation on high-speed airbreathing propulsion // AIAA Int. Air and Space Sympos. and Exposition: The Next 100 Years, 14–17 July, 2003, Dayton, Ohio. — AIAA-2003-2907. — DOI: 10.2514/6.2003-2907.
6. **Bouchez M., Levine V., Avrashkov V.** French-russian cooperation on dual-mode ramjet: significant step passed for technology and combustion processes mastering // 12th AIAA Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 15–19 Dec., 2003. — AIAA-2003-7004. — DOI: 10.2514/6.2003-7004.
7. **Colket M. B., Spadaccini L. J.** Scramjet fuels autoignition study // J. Propul. Power. — 2001. — V. 17, N 2. — P. 315–323. — DOI: 10.2514/2.5744.
8. **Computer** program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications. — <https://ntrs.nasa.gov/citations/19950013764>.
9. **Pat.** RU 2766963 C1. Измеритель тяги камеры сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя, действующий в условиях присоединенного воздухопровода / Левин В. М. — Заявл. 28.04.2021. — Оpubл. 16.03.2022
10. **Sunami T., Magre Ph., Bresson A., Grisch F., Orain M., Kodera M.** Experimental study of strut injectors in a supersonic combustor using OH-PLIF // AIAA/CIRA 13th Int. Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conf., 2005. — DOI: 10.2514/6.2005-3304.

11. Kubo N., Murakami A., Kudo K., Tomioka S. An experimental investigation on combustion characteristics of hypermixer injectors — effects of the «swept» applied to hypermixer injector ramps // *Procedia Eng.* — 2015. — V. 99. — P. 954–960. — DOI: 10.1016/j.proeng.2014.12.627.
12. Rust B., Gerlinger P., Kodera M., Sunami T. Numerical study of the supersonic mixing and combustion enhancement using streamwise vortices // *JFSM.* — 2010. — D7-3. — <https://www2.nagare.or.jp/cfd/cfd24/paper/D7-3.pdf>.
13. Levin V. M. Gas-dynamic of flow structure in a channel under thermal and mechanical throttling // 1st Int. Symp. on Experimental and Computational Aerothermodynamics of Internal Flows, 8–12 July, 1990, Beijing, China. — P. 763–767.
14. Sunami T., Wendt M., Nishioka M. Supersonic mixing and combustion control using streamwise vortices // 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. and Exhibit, 13–15 July, 1998. — DOI: 10.2514/6.1998-3271.
15. Левин В. М., Карасев В. Н., Картовицкий Л. Л., Крымов Е. А., Скачков О. А. Испытания двухрежимного ПВРД с горением керосина // *Теплофизика и аэромеханика.* — 2015. — Т. 22, № 5. — С. 591–597.
16. Левин В. М. Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД // *Физика горения и взрыва.* — 2010. — Т. 46, № 4. — С. 45–55.
17. Барановский С. И., Левин В. М., Аврашков В. Н. Экспериментальное исследование воспламенения и горения жидкого керосина в плоском канале со сверхзвуковым потоком // *Расчетные и экспериментальные исследования ВРД: темат. сб. МАИ.* — М.: Изд-во МАИ, 1988. — С. 22–27.
18. Аврашков В. Н., Барановский С. И., Левин В. М. Экспериментальное исследование сверхзвукового горения керосина в модельной камере // *Горение в сверхзвуковом потоке в каналах: сб. тр.* — Новосибирск: СО АН СССР, ИТПМ, 1989. — № 5251. — С. 267–282.
19. Schramm J. M., Sunami T., Ito K., Hannemann K. Experimental investigation of supersonic combustion in the HIEST and HEG free piston driven shock tunnels // 46th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. and Exhibit. — AIAA 2010-7122. — DOI: 10.2514/6.2010-7122.
20. Hou L. G., Weigand B., Banica M. Effects of staged injection on supersonic mixing and combustion // *Chin. J. Aeronaut.* — 2011. — V. 24. — P. 584–589. — DOI: 10.1016/S1000-9361(11)60068-X.
21. Dessornes O., Scherrer D. Tests of the JAPHAR dual mode ramjet engine // *Aerospace Sci. Technol.* — 2005. — V. 9, N 3. — P. 211–221. — DOI: 10.1016/j.ast.2005.01.007.
22. Doster J., King P., Gruber M., Maple R. Pylon fuel injector design for a scramjet combustor // 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propul. Conf. and Exhibit. — AIAA 2007-5404. — DOI: 10.2514/6.2007-5404.
23. Пензин В. И. Торможение сверхзвукового потока в каналах. — М.: Изд-во ЦАГИ, 2002.
24. Пензин В. И. Трансформация потока в канале, вызванная перегородками и клиньями // *Международ. аэрокосмический конгресс: тр.* — М.: Науч.-техн. компания «Петровка», 1995.
25. Гуськов О. Д., Копченов В. И., Липатов И. И., Острась В. Н., Старухин В. П. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах. — М.: Физматлит, 2008.
26. Картовицкий Л. Л., Левин В. М., Яковлев А. А. Некоторые результаты оптимизации процесса смешения неравновесных струй в пространственном канале // *Науч.-техн. вестн. Поволжья.* — 2013. — № 6. — С. 313–315.
27. Картовицкий Л. Л., Левин В. М., Яковлев А. А. Некоторые результаты численного исследования процесса смешения потоков в камере ПВРД // *Материалы X Международ. конф. по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ'2014), 25–31 мая 2014, Алушта.* — М.: Изд-во МАИ, 2014.

Поступила в редакцию 15.03.2022.

После доработки 18.04.2022.

Принята к публикации 22.06.2022.