

УДК: 629.735.33.016

Испытания двухрежимного ПВРД с горением керосина*

В.М. Левин¹, В.Н. Карасев¹, Л.Л. Картовицкий¹, Е.А. Крымов²,
О.А. Скачков²

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²ЦНИИЧермет им. И.П. Бардина, Москва

E-mail: vadimlevin@yahoo.com

Обсуждаются итоги огневых ресурсных испытаний двухрежимного ПВРД, предназначенного для работы в диапазоне скоростей $M = 3-6$. Испытания проводились на стенде в условиях обдува внешним потоком, соответствующих полету на высоте 27,6 км с числом Маха, равным 6. В ходе испытаний осуществлялась проверка принятых конструктивных и технологических решений и была показана эффективная работа двигателя с горением керосина в течение 110 с.

Ключевые слова: двухрежимный ПВРД, керосин, огневые испытания.

Описание концепции ПВРД. Конструкция двигателя. Постановка задачи

Над концепцией широкодиапазонного прямооточного воздушно-реактивного двигателя работа в МАИ началась в 1988 году [1], когда была испытана двухрежимная камера сгорания на водороде с механически регулируемы стабилизаторами [2]. Рассматриваемый вариант двигателя для работы на авиационном керосине прорабатывался в период 1998–2008 гг. [3]. Двигатель предназначен для разгона летательных аппаратов при числах Маха полета $M_{п} = 3-6$ и высоте полета $H_{п} = 0,5-30$ км.

Двигатель прямоугольного сечения включает воздухозаборник с размерами входа в канал воздухозаборника 75×121 мм, двухсекционную камеру сгорания (с последовательным расположением секций) и сверхзвуковое сопло с фиксированным критическим сечением 70×85 мм. Общая длина двигателя — 1985 мм. Схема двигателя приведена на рис. 1.

В модели используется пространственный широкодиапазонный воздухозаборник смешанного сжатия оригинальной несимметричной схемы, рассчитанный на диапазон чисел Маха полета $M_{п} = 3-6$. Его внешний вид приведен на рис. 2. Расчетный режим работы воздухозаборного устройства (ВЗУ) $M_{п} = 4$. Расчетное значение точки запуска $M_{п} = 2,95$. Воздухозаборник прошел газодинамические испытания. В диапазоне чисел $M_{п} = 3-6$ характеристики воздухозаборника соответственно изменяются следующим образом: коэффициент восстановления полного давления — $0,62-0,25$, коэффициент

* Посвящается памяти Евгения Сергеевича Щетинкова

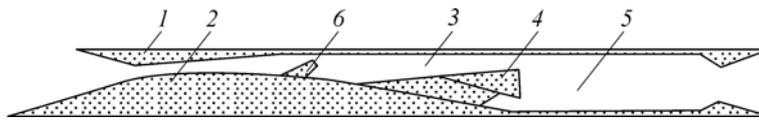


Рис. 1. Схема двухрежимного ПВРД.

1 — воздухозаборник, 2 — изолятор, 3 — верхняя секция камеры сгорания, 4 — стабилизатор пламени, 5 — нижняя секция камеры сгорания, 6 — блок подачи топлива.

расхода — 0,7–0,98 (при нулевом угле атаки), среднее число Маха в горле изменяется от 1,6 до 2,9.

Разработана оригинальная газодинамическая схема двухсекционной камеры сгорания, обеспечивающей высокие параметры рабочего процесса во всем полетном диапазоне. Как видно из рис. 1, камера условно разделена на две секции — верхнюю (3) и нижнюю (5) — в соответствии с движением потока воздуха. Она имеет два режима работы с перестройкой процесса горения топлива и размещением основной зоны тепловыделения в одной из двух секций в зависимости от скорости полета. При числах Маха полета $M_{п} = 3–5$ в нижней секции реализуется режим дозвукового горения, а при числах Маха $M_{п} > 6$ в верхней секции реализуется режим горения топлива в сверхзвуковом потоке. Рабочий процесс в камере сгорания перестраивается автоматически в зависимости от значения энтальпии торможения воздуха на входе в верхнюю секцию камеры сгорания. Таким образом, независимо от значения коэффициента избытка воздуха воспламенение и горение топлива при температурах торможения воздуха, превышающих 1700 К, реализуется в верхней секции по кинетическим законам. Эффект «двухрежимности» в таком явно разделенном виде реализован и продемонстрирован впервые, ниже рассмотрим его подробнее.

Барботированный азотом на этапе розжига керосин подавался нормально к сносящему потоку воздуха с двух рядов плоских стоек высотой 36 мм и толщиной 2 мм (по две стойки в каждом ряду) через два коллектора. Первый (по ходу потока) коллектор предназначен для реализации малых расходов керосина, второй — для больших расходов, соответствующих низким полетным числам Маха.

В конструкции ПВРД применен комплекс жаропрочных авиационных материалов, отвечающий современным требованиям обеспечения работоспособности двигателя в заданном диапазоне температур аэродинамического нагрева корпуса ПВРД в полете на максимальной скорости и при стехиометрических режимах работы (предельных подогревах) в камере сгорания. Используемые материалы должны обеспечивать высокие значения конструктивной прочности и эрозионной стойкости. К таким материалам в первую очередь следует отнести порошковый сплав ПХ25Ю6 (разработка ФГУП «ЦНИИ-Чермет им. И.П. Бардина»). Этот материал был применен для изготовления воздухозаборника и стойки стабилизатора. Конструкция стабилизатора пламени, установленного в центре камеры, представляла собой вертикальную стойку из порошкового сплава с закрепленной на ней со стороны зоны обратных токов торцевой частью, изготовленной из композита. Интерметаллид ВКНА-В использовался для изготовления блока подачи топлива (изготовитель ММП им. В.В. Чернышева). Камера сгорания, сопло и часть стабилизатора изготовлены в ОАО «ЦНИИСМ» из углерод-углеродного композиционного



Рис. 2. Внешний вид пространственного воздухозаборника ПВРД.

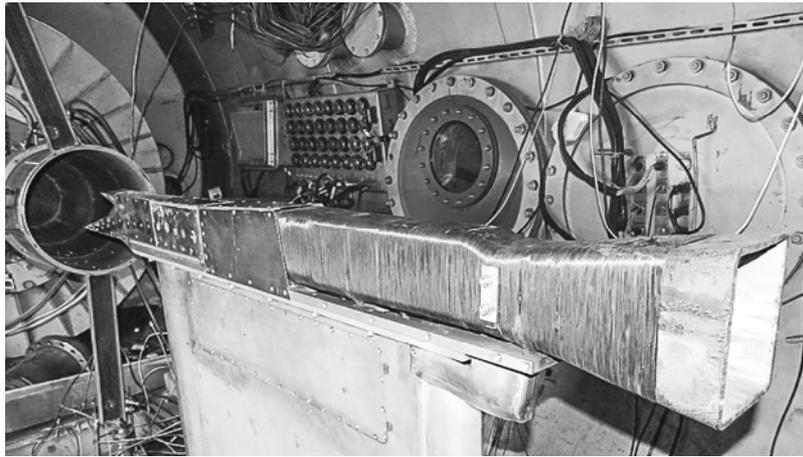


Рис. 3. Установка двигателя на стенде.

материала (УУКМ) марки УКМ-15 с комбинированным антиокислительным спецпокрытием. Проблема создания корпуса двигателя прямоугольного сечения из материала УУКМ в России решалась впервые. Установка двигателя на стенде приведена на рис. 3.

В процессе испытаний решались две основные задачи. Первая заключалась в реализации устойчивой работы воздухозаборника и камеры сгорания на стехиометрическом расходе топлива при высокой эффективности рабочего процесса, вторая — в верификации конструктивных и технологических решений, принятых при создании двигателя.

Для проведения экспериментов были выбраны следующие исходные данные:

- параметры потока воздуха из сопла подогревателя — число Маха $M_{C_{II}} = 6$, давление торможения $P_{O_{II}} = 27$ бар, температура торможения $T_{O_{II}} = 1662$ К;
- угол установки ПВРД — 3° ,
- система основных измерений: регистрация всех режимных параметров пуска, тепловизор (измерение температуры внешней обшивки двигателя в процессе запуска), измеритель тяги, видеосъемка работающего ПВРД и выхлопной газовой струи.

Параметры реализованного рабочего процесса получены методом одномерного сквозного счета вдоль проточной части ПВРД с учетом изменения теплофизических свойств воздуха и продуктов сгорания, а также потерь полного давления по экспериментальным данным, полученным ранее в испытаниях двухсекционной камеры сгорания на присоединенном воздухопроводе в условиях, моделирующих $M_{II} = 3, 4, 5$ и 6 (см. [3]). В экспериментах тяга двигателя определялась весовым методом как изменение уменьшения силы полного сопротивления модели в потоке на режиме горения топлива. В испытаниях учитывалась только осевая сила. Анализ результатов испытаний проводился по материалам обработки данных регистрации параметров запусков с учетом результатов визуального контроля поведения объекта в процессе пуска, включая работу воздухозаборника, разогрев корпуса ПВРД и вид выхлопной струи.

Результаты испытаний

Во всех пусках через первый малорасходный коллектор осуществлялась подача керосина и небольшого количества азота, необходимого для барботирования основного топлива в целях активизации процесса розжига и устойчивой работы камеры сгорания. Для обеспечения теплозащиты передней кромки инжекторных стоек при выводе подогревателя воздуха на рабочий режим подача азота проводилась до подачи керосина. В коротких пусках обеспечивалась подача водорода через второй коллектор и в следовую зону за стабилизатором. Это делалось для промотирования или инициации воспламенения основного топлива (поскольку из опыта исследований известно, что при температуре

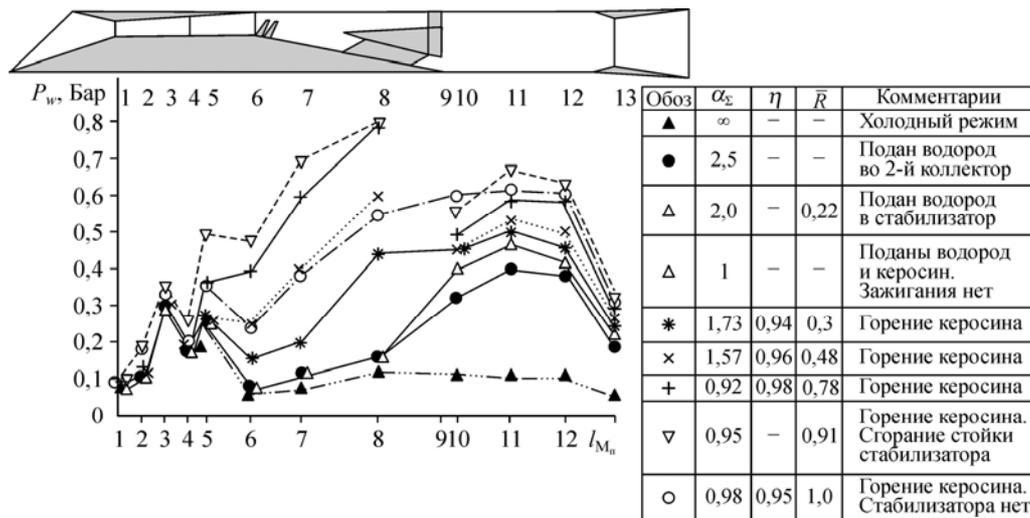


Рис. 4. Распределение статического давления P_w вдоль проточного тракта модуля ПВРД l_{MII} в испытаниях. Таблица суммарных параметров.

воздуха ниже 1700 К самовоспламенение керосина в сверхзвуковом потоке не гарантировано). С целью уточнения режимных параметров стенда и отработки технологии эксперимента перед проведением основного «ресурсного» пуска были проведены два коротких технологических запуска экспериментальной установки.

На рис. 4 изображены продольные эпюры статического давления в камере при различных расходах топлива. На графике и в таблице при нём выборочно приведены сводные результаты обоих коротких, а также длительного запуска; здесь α — коэффициент избытка воздуха, индекс Σ — суммарное значение α , η — коэффициент полноты сгорания, \bar{R} — отношение текущего значения тяги к максимальному, зафиксированному на режиме с $\alpha_\Sigma = 0,98$. Точки измерения давления (1–13) показаны на нижней стенке ПВРД. Разрыв в эпюрах между 8-м и 10-м замерами связан с отсутствием точки измерения 9. Точка измерения 10 расположена в следовой зоне стойки стабилизатора, что объясняет причину предполагаемого снижения значений измеряемого здесь давления на 5–10%. На рисунке изображен «холодный» режим, соответствующий ситуации выведенного на режимные параметры подогревателя при отсутствии подачи топлива в двигатель.

В таблице приводятся координаты продольного размещения датчиков измерения статического давления по тракту двигателя (см. рис. 4).

Таблица

Координаты размещения датчиков измерения статического давления

№ позиции	Расстояние от горла воздухозаборника в мм
1	25
2	75
3	130
4	180
5	220
6	272
7	405
8	650
9	855
10	882
11	1040
12	1200
13	1258

В первом коротком запуске подача водорода во 2-й коллектор производилась до момента выхода подогревателя на рабочий режим. Водород самовоспламенился в нижней секции камеры, что сопровождалось увеличением статического давления. В момент вывода подогревателя на режим включалась дополнительная подача водорода в зону за стабилизатором с расходом 1,3 г/с, что приводило к его горению в нижней камере и дополнительному приросту давления ($\alpha_{H_2} \approx 2$ по суммарному расходу водорода). В этих условиях подача керосина с $\alpha_{кер} \approx 1$ не приводила к его воспламенению. Отключение подачи водорода во 2-й коллектор не изменило ситуацию. Последующее почти полное снижение подачи водорода в следовую зону за стабилизатором также не привело к воспламенению керосина. Но в момент выключения подачи водорода при одновременном снижении расхода керосина до $\alpha_{\Sigma} = 1,73$ произошло его воспламенение, быстрый переброс пламени в верхнюю секцию и ее интенсивный разогрев. Во втором коротком пуске ситуация повторилась при несколько измененной методике. Подача водорода только в зону стабилизации с $\alpha_{\Sigma} \approx 1,57$ не привела к воспламенению керосина. Однако при выключении водородного клапана, когда значение расхода водорода было ничтожно мало, керосин воспламенился в нижней секции и затем сразу в верхней.

Полученные результаты обоих предварительных запусков объясняются, по-видимому, наличием конкретного значения коэффициента избытка воздуха α_{Σ} керосино-водородо-воздушной смеси в зоне обратных токов в следе за стабилизатором. Избыток топлива в зоне организации дежурного пламени приводит к невозможности розжига камеры сгорания.

Анализ результатов технологических пусков показал, что применение водорода в данных условиях нецелесообразно. Процесс горения керосина реализуется надежно в отсутствие подачи водорода в верхнюю и/или нижнюю секцию камеры сгорания. Технология запуска без подачи водорода была принята для проведения основного «ресурсного» испытания ПВРД. Основной запуск был проведен без водорода с подачей керосина через первый коллектор при $\alpha_{кер} = 0,9-1$. Самовоспламенение керосина и рост давления в нижней секции камеры сгорания немедленно привели к перебросу пламени в верхнюю секцию с горением в условиях сложного смешанного и эффективного до- и сверхзвукового течения. Благодаря возникновению псевдоскачка, обусловленного первоначальным воспламенением, розжигом керосина в нижней секции и тепловым дросселированием, был зафиксирован оригинальный эффект розжига керосина в верхней секции в сверхзвуковом потоке.

Фотография ПВРД в процессе испытаний в условиях длительного ресурсного теста приведена на рис. 5. Здесь показан разогрев камеры сгорания на 80-й секунде процесса испытаний.

Таким образом, анализ результатов испытаний ПВРД с выбранной схемой организации рабочего процесса в заданных условиях приводит к следующим выводам.

1. Подача водорода в зону стабилизации даже в небольших количествах ($\alpha_{H_2} \sim 5-40$) не обеспечивает воспламенения керосина в нижней секции из-за переобогащения топливом зоны обратных токов.

2. Самовоспламенение керосина в нижней секции камеры сгорания обеспечивает устойчивую зону розжига топлива в верхней секции в псевдоскачке, возникающим здесь вследствие теплового дросселирования нижней камеры. Активизация процесса сопровождается резким усилением яркости



Рис. 5. Разогрев двигателя в процессе ресурсных испытаний.

свечения газового потока на срезе сопла. При этом наблюдается приблизительно пятикратное повышение давления в камере и резкое снижение аэродинамического сопротивления двигателя (тяги), что подтверждает весьма высокую активность процесса тепловыделения. Таким образом, реализуется нормальный режим работы двигателя.

Вывод о месте расположения зоны активного тепловыделения в канале делается на основании двух заключений: по наличию обширной зоны сильного разогрева корпуса в области верхней секции (зона максимальной температуры корпуса), что исключено при отсутствии здесь тепловыделения, и по отсутствию срыва горения после разрушения стабилизатора, сохранению повышенного давления.

Основной ресурсный запуск явился этапом предварительного цикла доводки двигателя в условиях, моделирующих полет летательных аппаратов с числом $M_{\text{п}} = 6$ на высоте 27,6 км.

В процессе основного запуска сгорела стойка стабилизатора, что привело к следующему результату. После освобождения проточной части, процесс горения в сверхзвуковом потоке продолжался, т.е. не был сорван. Это стало причиной общего снижения статического давления в камере сгорания. Тем не менее, в этом случае тяга двигателя увеличилась на $\approx 10\text{--}15\%$, по-видимому, благодаря уменьшению потерь полного давления, связанному с отсутствием плохообтекаемого тела в канале.

Обсуждение результатов

В экспериментах был реализован нормальный режим работы прямоточного двигателя выбранной концепции в условиях, соответствующих $M_{\text{п}} = 6$ с горением керосина при $\alpha = 1$ в верхней секции камеры сгорания. Суммарное время наработки двигателя с учетом двух предварительных запусков камеры с общим временем 20 секунд составило 110 секунд. Работа входного устройства продемонстрировала устойчивость к изменениям давления в камере сгорания.

В опытах реализована высокая полнота сгорания керосина: на уровне $\eta = 0,94\text{--}0,98$. Расчет значения коэффициента полноты сгорания проведен по одномерной методике по распределению статического давления в канале заданной геометрии. Максимальное повышение температуры внешней поверхности корпуса до $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$ отмечено в зоне верхней секции камеры. Геометрия воздухозаборника не потерпела изменений — сохранились чистые гладкие передние кромки, линейная (первоначальная) форма. В процессе испытания никаких повреждений или следов эрозии материала на внутренней поверхности проточного тракта камеры сгорания и сопла, обнаружено не было. Корпус камеры сгорания не потерпел никаких изменений формы, однако на внешней поверхности отмечено появление небольшого количества связующего, примененного для формирования внешней обмотки корпуса из углепластика. В блоке подачи топлива изменения формы конструкции инжекторов также не отмечено. В стабилизаторе пламени имел место следующий процесс: после того как в верхней камере реализовался режим сверхзвукового горения, температура потока перед стабилизатором (расчетное значение составляло 2650 К) превысила на 930 градусов температуру нормальной работы сплава ПХ25Ю6. На 35-й секунде началось расплавление металлической стойки стабилизатора и унос материала набегающим потоком. К 55-й секунде стабилизатор был срезан полностью. После сгорания стабилизатора тяга незначительно выросла (на $\sim 15\%$), но двигатель продолжал работать в режиме сверхзвукового горения.

Выводы

Результаты огневых ресурсных испытаний двухрежимного ПВРД в условиях свободного обдува суммарной длительностью 110 с, моделирующих $M_{\text{п}} = 6$ и $H_{\text{п}} = 27,6$ км при полной тепловой нагрузке, показали следующее:

- работа пространственного воздухозаборника характеризуется устойчивостью к изменениям давления в камере сгорания;
- форма проточной части двигателя с двухсекционной камерой сгорания обеспечивает надежный розжиг камеры, реализующийся по оригинальной газодинамической схеме, не требующей применения стимуляторов или любых принудительных средств воспламенения, а также устойчивый и эффективный рабочий процесс в режиме сверхзвукового горения при стехиометрическом расходе керосина;
- подтвержден правильный выбор и работоспособность жаростойких материалов, примененных для изготовления элементов конструкции корпуса ПВРД: порошковый сплав ПХ25Ю6 (для ВЗУ), УУКМ марки УКМ-15 с комбинированным антиокислительным спецпокрытием, интерметаллид ВКНА-В; повреждений или эрозии материала на внешней и на внутренней поверхностях проточного тракта камеры сгорания и сопла обнаружено не было;
- дальнейшее исследование ПВРД данной концепции представляется целесообразным.

Список литературы

1. 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 (July 8–12, 1990), Beijing, China, 1990. P. 763–767.
2. Аврашков В.Н., Григорьев С.В., Давиденко Д.М., Левин В.М. Особенности методологии экспериментальных исследований рабочего процесса в камерах сгорания ПВРД в МАИ // Теория воздушно-реактивных двигателей и их элементов: темат. сб. науч. тр. МАИ / под ред. В.И. Бакулева. М.: изд-во МАИ, 1995. С. 8–9.
3. Левин В.М. Проблемы организации рабочего процесса в ПВРД // Физика горения и взрыва. 2010. Т. 46, № 4. С. 45–55.

*Статья поступила в редакцию 8 июля 2014 г.,
после доработки — 19 февраля 2015 г.*