

4. Для расчетов процессов сушки и пиролиза в слое ЛГМ с помощью модели лесного пожара [4] предложена методика использования кинетических постоянных, полученных на единичных образцах ЛГМ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Гришин А. М. Математические модели лесных пожаров.— Томск: Изд-во Том. ун-та, 1981.
2. Жуковская В. М. Вопросы лесной пирологии.— Красноярск: ИЛИД СО АН СССР, 1970.— С. 105.
3. Исаков Г. П., Касьянов Г. С., Несмелов В. В. // Исследование процессов неустойчивого горения.— Чебоксары, 1984.— С. 45.
4. Гришин А. М., Абалтусов В. Е. и др. // Физика горения и методы ее исследования.— Чебоксары, 1981.— С. 129.
5. Исаков Г. П. // Горение и пожары в лесу. Ч. II.— Красноярск, 1979.— С. 157.
6. Кошкин В. Б., Сеницын С. П. // Механика реагирующих сред и ее приложения.— Новосибирск, 1989.— С. 49.
7. Сосновская Л. Г., Сосновский Е. П., Чоксум С. К. // Горение и пожары в лесу. Ч. II.— Красноярск, 1979.— С. 192.
8. Гришин А. М., Сеницын С. П. // Теория пиролиза композиционных полимерных материалов // ФГВ.— 1984.— 20, № 6.— С. 67.
9. Белихмаер Я. А., Смольянинова Н. М., Смольянинов С. П. Техника эксперимента: Уч. пособие.— Томск: Изд-во Том. политехи. ин-та, 1983.
10. Валендик Э. П., Сухинин А. П. и др. Исходные данные для моделирования лесных пожаров. Отчет по НИР.— Красноярск, 1988.
11. Гришин А. М., Кузин А. Я. и др. Решение некоторых обратных задач механики реагирующих сред.— Томск: Изд-во Том. ун-та, 1987.
12. Химмельблау Д. Анализ процессов статистическими методами.— М.: Мир, 1973.
13. Шленский О. Ф., Шашков А. Г., Аксенов Л. П. Теплофизика разлагающихся материалов.— М.: Энергоатомиздат, 1985.

г. Томск

Поступила в редакцию 4/II 1991

УДК 536.46 : 621.45.022

Р. В. Албегов, В. А. Виноградов, Г. Г. Жадан, С. А. Кобыжский

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОРЕНИЯ H_2 И ТЕПЛОТВОДА В КОЛЬЦЕВОМ КАНАЛЕ ПРИ СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТИ

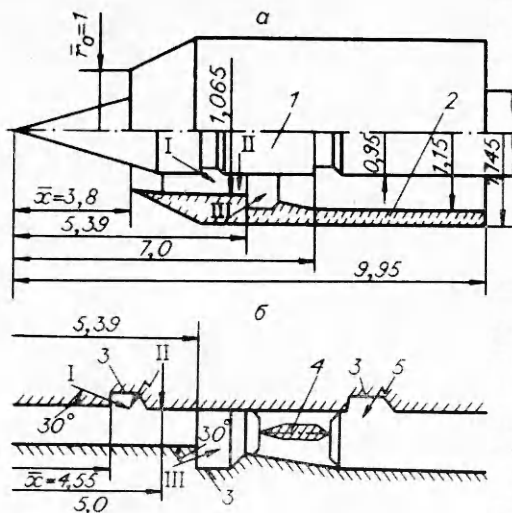
Приведены результаты экспериментального исследования горения H_2 и теплоотвода в кольцевом канале, имитирующем входное устройство и камеру сгорания прямоточного ВРД при сверхзвуковой скорости обтекания. Получена область устойчивой работы входного устройства и камеры сгорания при различном распределении топлива по поясам подачи. Определены уровень теплоотвода в стенки канала и эффективность горения при варьировании потока в канале.

Создание силовой установки для перспективного летательного аппарата требует решения целого комплекса задач, среди которых: 1) надежная организация воспламенения и стабилизации в камере сгорания; 2) устойчивая совместная работа воздухозаборника и камеры; 3) высокая полнота горения в камере сгорания; 4) минимальные потери полного давления по тракту; 5) минимальный теплоотвод в стенку для снижения требований к системе охлаждения; 6) эффективная работа в широком диапазоне скоростей полета и т. д.

Большинство работ по данной проблеме посвящено собственно организации рабочего процесса в канале при варьировании условий на входе: число Маха $M = 2 \div 3$, параметры торможения набегающего потока $T^* = 1000 \div 2200$ К, $p_\infty = (0,2-5) \cdot 10^5$ Па, но испытаний камеры сгорания в составе двигателя существенно меньше [1-5]. Устойчивость течения в воздухозаборнике при совместной работе с камерой зависит от места и способа подачи горючего (со стенок или с пилонов, а также от направления подачи по отношению к основному потоку), наличия элементов стабилизации горения (уступ, ниша, факел) и формы канала, которые влияют на газодинамику течения и, в частности, на распространение

Рис. 1. Схема модели.

а — общий вид; б — расположение поясов подачи горячего; 1 — центральное тело; 2 — обечайка; 3 — нишевый стабилизатор; 4 — пилон (6 шт.); 5 — свеча; $\bar{x} = x/r_0$ ($r_0 = 113$ мм). Пояса подачи топлива: I — $d = 1,7, 50$ отверстий, II — $3, 3, 42$ отверстия, III — $1, 9, 50$ отверстий.



ние возмущений по пограничному слою, а также от уровня и профиля параметров потока во входном сечении камеры сгорания.

Цель настоящей работы — получение исходных данных, позволяющих ответить на большинство отмеченных выше вопросов.

1. Объектом исследования служила модель, включающая осесимметричное входное устройство, моделирующее воздухозаборник двигателя, и кольцевой канал, являющийся камерой сгорания. Основные геометрические параметры модели: площадь входа $F_0 = 0,04$ м², относительная площадь горла входного устройства $\bar{F}_* = 0,195$, полная длина модели (без сопла) 1130 мм, вынос центрального тела относительно передней кромки обечайки 433 мм (рис. 1). Комбинированная камера сгорания с участками: $F_1 = \text{const} = 0,9 \cdot 10^{-2}$ м², $l_1 = 170$ мм, расширяющимся участком с площадями входа и выхода $F_2 = 1,38 \cdot 10^{-2}$ м² и $F_2'' = 1,74 \cdot 10^{-2}$ м², $l_2 = 150$ мм и $F_3 = F_2'' = \text{const}$, $l_3 = 330$ мм. Общее число точек измерения давления 149. Для измерения температуры стенки применялись хромель-алюмелевые термопары диаметром $d = 0,5$ мм. Общее число точек измерения температуры 55.

Воздух прогревался в огневом подогревателе стенда при сжигании керосина. На входе в подогреватель в воздух подмешивался кислород в количестве, компенсирующем его выгорание. Свечи все время пуска были включены. Продолжительность подачи водорода в течение 7—9 с ограничивалась достижением предельной температуры стенок модели при горении, временем установления давления в измерительной системе и регулярного теплового режима по теплоотводу в стенки канала. Запись измеряемых параметров стенда и модели проводилась с помощью автоматизированной системы сбора и регистрации информации на ПЭВМ. Состояние модели контролировалось путем визуального осмотра с использованием эндоскопа между испытаниями.

Методика обработки результатов испытаний по измерениям статического давления и тепловых потоков в стенки канала основана на решении системы одномерных уравнений сохранения и уравнения состояния для продуктов горения любого вещества, состоящего из химических элементов Н, С, О, N, Ar.

2. Для уточнения и тестирования методики проведены эксперименты и расчеты режимов течения в канале без подвода горячего. Сравнение расчетных значений температур T^* , определенных по распределению давления $p(x)$ и по T_∞^* с учетом $\Delta T_{\text{охл}}$, дает отличие не более 1% (здесь $\Delta T_{\text{охл}}$ — уменьшение температуры за счет теплоотвода в стенки).

Проводились два этапа экспериментов. На первом топливо подавалось только с центрального тела. При этом наблюдалась значительная

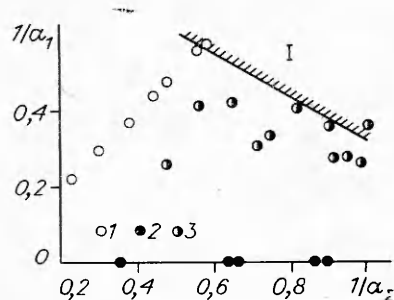


Рис. 2. Диаграмма исследованных режимов.

1 — подача через I или I и II пояса; 2 — подача через пояс III; 3 — подача через пояса I и III; I — область неустойчивой работы входного устройства.

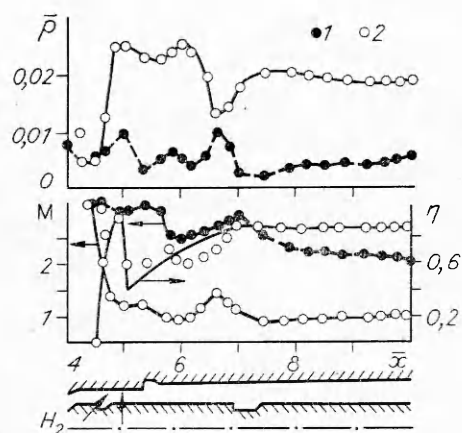


Рис. 3. Изменение относительного давления \bar{p} , числа Маха и коэффициента полноты горения η по длине канала.

1 — $\alpha = \infty$; 2 — $\alpha_{I+II} = 1,6$.

неравномерность параметров потока по высоте («двухслойность»), в том числе и тепловых потоков в стенку (стличие примерно в 2 раза). На втором этапе в канале устанавливался дополнительный коллектор подачи топлива (пояс III) на верхней стенке канала и увеличивалось проходное сечение канала вблизи этого пояса подачи H_2 (см. рис. 1).

В эксперименте определяли оптимальное распределение топлива между поясами подачи I и III, т. е. на режиме «сверхзвукового» горения в камере сгорания; область устойчивой работы входного устройства совместно с камерой сгорания, т. е. находился предельно допустимый теплоподвод во всех вариантах распределения топлива, а также особенности организации рабочего процесса — воспламенение (самовоспламенение) топлива, стабилизация процесса горения, особенности при подаче H_2 через третий пояс подачи топлива.

Приводимые ниже результаты соответствуют параметрам невозмущенного потока на входе в модель: $p_\infty^* = 4,9 \div 5,0$ МПа, $T_\infty^* = 1470 \div 1550$ К и $M_\infty = 6,3 \div 6,37$. Стехиометрический коэффициент L_0 в опытах (меняющийся из-за подмешивания O_2) оставался практически постоянным и составлял 33,8—34,8. На рис. 2 показана диаграмма режимов работы модели. Можно выделить две группы режимов с $\alpha_1 = 2,4 \div 2,5$ и $\alpha_1 = 3,3 \div 3,9$ и $\alpha_{III} = \text{var}$ и две группы с подачей топлива только на первом участке канала (через пояса I или I и II) и только на расширяющемся участке камеры сгорания (через пояс III).

По сравнению с первым этапом испытаний можно, во-первых, указать на уменьшение α_{min} на первом участке при подаче H_2 через пояса I и II до 1,7—1,8 по сравнению с $\alpha_{min} = 2,9 \div 3,0$, полученным в первом этапе испытаний. Этот факт в значительной степени объясняется уменьшением нерасчетности истечения из аэродинамического сопла стенда, увеличивающейся при подаче топлива в модель за счет улучшения характеристик стендового диффузора; во-вторых, прослеживается явная зависимость суммарного коэффициента избытка воздуха $\alpha_{\Sigma min}$ от α_1 . Так, при $\alpha_1 = 2,5$ и 2,8 имеем $\alpha_{\Sigma min} = 1,2$ и 1,4 соответственно, а при $\alpha_1 = 3,6$ предельное значение $\alpha_{\Sigma min}$ не обнаружено вплоть до $\alpha_2 = 1$. В-третьих, наблюдался несколько неожиданный факт отсутствия воспламенения H_2 при подаче его только через пояс III в диапазоне $\alpha_{III} = 1,1 \div 2,8$.

3. Исходное распределение давления в канале на холодном режиме работы без подачи топлива (рис. 3) свидетельствует о ярко выраженной неравномерности параметров потока и особенно на первом участке канала. Осредненные значения параметров потока на входе в камеру сгорания соответствуют $\bar{x} = 4,2$. К выходному сечению это различие нивелируется, а неравномерность уменьшается, что увеличивает достовер-

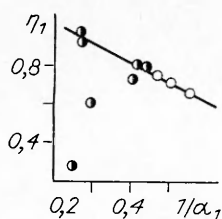


Рис. 4. Полнота горения топлива на первом участке камеры η_1 (обозначения аналогичны рис. 2).

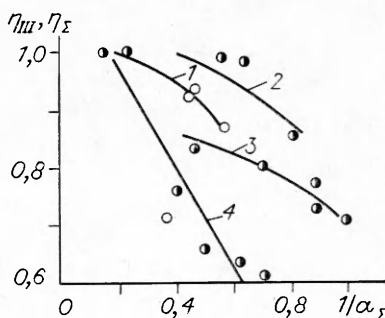


Рис. 5. Зависимость индивидуальной полноты горения η_{1i} и доли топлива, подаваемого через пояс III (1—3) и суммарной полноты горения η_{Σ} (4) от приведенного расхода топлива.

α_1 : 1, 2 — 2,5, 3 — 3 ÷ 4.

ность одномерного подхода к расчету течения. Об этом же свидетельствует и удовлетворительное совпадение температур, полученных по одномерной методике расчетным путем и из оценок с использованием измеренного теплового потока. Изменение числа M по длине, несмотря на более чем двукратное увеличение проходной площади канала, уменьшается с 3 до 2. Это свидетельствует об очень больших потерях полного давления (волновых, гидравлических и пр.) в камере сгорания. Большая омываемая поверхность вследствие использования кольцевой камеры приводит к существенным потерям на трение, составляющим до 12 % от импульса на входе. Потери, связанные с обтеканием трех нишевых стабилизаторов, уступа и шести пилонов, хотя и уменьшаются с теплоподводом, однако являются основной причиной невысоких тягово-экономических характеристик кольцевой камеры сгорания.

Потери полного давления на первом участке камеры сгорания при теплоотводе $\sigma_1 = 0,22-0,23$, что при степени расширения этого участка $\bar{F}_1 = 1,15$ и торможении потока от $M = 3$ до $1,2 \div 1,3$ уменьшают добавку к импульсу. Потери на втором и третьем участках $\sigma_{2-3} = \sigma_{ис}/\sigma_1$ с теплоотводом уменьшаются от $\sigma_{2-3} = 0,2$ на холодном режиме до $\sigma_{2-3} = 0,5$ при подаче H_2 , что объясняется в основном меньшим уровнем скоростей потока на этих участках камеры, а значит и меньшими гидравлическими потерями и на теплоотвод. Обращает на себя внимание и практически постоянный уровень потерь в диапазоне изменения $\alpha_{\Sigma} = 1 \div 2,5$, объясняющийся перераспределением потерь по участкам камеры сгорания с теплоподводом.

Часть режимов соответствует или отсутствию горения на первом участке, или его низкой эффективности. При $1/\alpha_1 > 0,4$ такие явления не наблюдались, и это подтверждает теоретический вывод о необходимости максимально возможного теплоподвода на первом участке для эффективной работы ГПВРД. Максимально допустимый расход топлива на первом участке соответствует $M_1 \approx 1,2$.

Данные экспериментов дают возможность определить момент перехода от режима сверхзвукового горения (ГП) к дозвуковому, точнее смешанному — сверх- и дозвуковому горению (СП). Величина $\bar{M}_3 = M_{x=7,95}/M_{x=9,93} > 1$ соответствует режиму ГП и наоборот. Можно отметить, что при подаче H_2 в пояса I и II переходный коэффициент избытка воздуха $\alpha_n \approx 2,1$, а при подаче в пояса I и III $\alpha_n \approx 1,4$.

4. Диффузионный механизм горения определяет эффективность процесса горения η на всей длине камеры сгорания. Поэтому с ростом $1/\alpha_1$ величина η уменьшается (рис. 4), т. е. для увеличения η_{Σ} необходимо удлинить участок смешения горючего с воздухом. Это подтверждается данными рис. 5. Для режимов с $\alpha_{\Sigma} \approx 1,5$ полнота горения в пусках с $\alpha_1 \approx 2,5$ выше, чем с $\alpha_1 \approx 3,5$, хотя полнота горения η_1 (см. рис. 4)

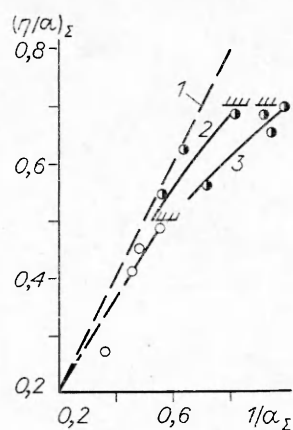


Рис. 6. Зависимость параметра $(\eta/\alpha)_{\Sigma}$ от приведенного расхода топлива.
 1 — $\eta_{\Sigma} = 1$; 2 — $\alpha_{\text{I}} \sim 2,5$; 3 — $\alpha_{\text{II}} = 3,3 \div 3,9$,
 остальные обозначения аналогичны рис. 2.

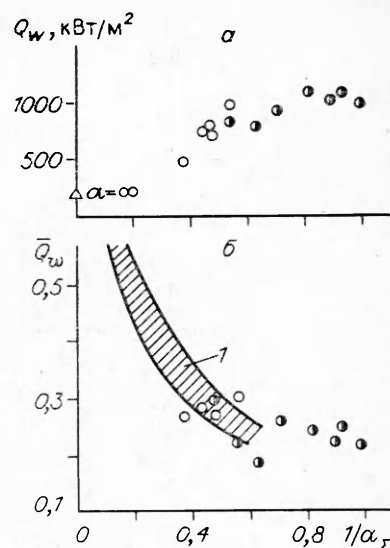


Рис. 7. Зависимость абсолютного (а) и относительного отведенного тепла (б) от приведенного расхода топлива.
 1 — данные первого этапа испытаний.

ведет себя противоположно. Следовательно, для кольцевого канала с потерями, показанными выше, целесообразно реализовать максимальный теплоподвод на первом участке, что приводит, наряду с уменьшением скорости и, следовательно, потерь, к увеличению длины смешения и полноты горения η .

Полнота горения водорода, подаваемого через пояс III показана на рис. 5 и получена в предположении аддитивного закона теплоподвода при подаче через пояса I и III при известных значениях η_{I} и η_{Σ} . Предельный теплоподвод в виде величины η/α в зависимости от $1/\alpha_{\Sigma}$ показан на рис. 6. При подаче топлива на первом участке камеры $\eta/\alpha \approx 0,5$, а при подаче через пояса I и III — 0,7. Следует учесть, что эти значения получены для определенного теплоотвода в стенки модели и данной T_{∞}^* .

5. Величина удельного теплового потока в условиях нестационарного нагрева рассчитывалась по темпу роста температуры $dT/d\tau$ для эффективной толщины стенки, определенной путем тарировки теплоприемников ($\delta_{\text{эф}} \approx 6,5$ мм). Так как уровень тепловых потоков пропорционален $p^{0,8}$ [6], максимальный теплоотвод приходится на первый участок камеры сгорания и расширяющийся участок до пилонов. Сравнение уровня отведенного тепла по длине канала, полученного в предположении нестационарной теплопередачи методом регулярного режима ($\alpha_{\Sigma} = 1,1$) и по аналогии Рейнольдса, указывает на приемлемое согласование (отличие не более 10%). Таким образом, метод аналогии Рейнольдса вполне применим в приближенной оценке теплоотвода. Зависимость абсолютного уровня отведенного тепла и отнесенного к подведенному при горении топлива от суммарного расхода топлива дана на рис. 7. Используя изменение $dT/d\tau$ за период подачи топлива, можно объяснить срыв течения в канале при значениях α , близких к предельным к концу режима, если даже в начале подачи топлива режим был устойчивым. По мере прогресса модели величина $dT/d\tau$ уменьшается, падает и теплоотвод в стенки, а следовательно, при постоянном тепловыделении за счет горения наблюдается дросселирование течения и наступает тепловой кризис.

Анализ проведенных экспериментов с точки зрения воспламенения и стабилизации пламени показал, что при подаче водорода через пояса I и III с включением свечи в нише на первом участке обеспечивается надежное воспламенение в диапазоне $1/\alpha_{\text{I+III}} = 0,45 \div 1$, т. е. в режиме с организацией сверхзвукового горения. В части экспериментов воспламе-

нения или не было, или процесс горения шел недостаточно эффективно ($\eta_1 = 0,2 \div 0,6$).

Если горение началось, то выключение свечи не приводило к срыву горения. Прекращение подачи H_2 через пояс I вело к погасанию пламени, что подтверждает предположение о недостаточной дальнобойности струй пояса подачи III.

При подаче водорода только через пояс III (режимы с дозвуковым горением) воспламенения не происходит, по-видимому, из-за непопадания H_2 в нишевые стабилизаторы на центральном теле. Поэтому предполагается целесообразным установление воспламенителя — свечи зажигания — на верхней стенке канала.

По результатам работы могут быть сделаны следующие выводы.

Полнота горения при подаче H_2 через пояса I и II и через пояса отверстий I и III изменяется от 0,7 при $\alpha_z \approx 1$ до $0,95 \div 1$ при $\alpha_z \geq 2$; если H_2 поступал только в пояс III во всем диапазоне $\alpha_{III} = 3,0 \div 4,0$, воспламенение топлива отсутствовало из-за недостаточных размеров стабилизатора для самовоспламенения в исследованных условиях.

При подаче водорода через пояса I и III с ростом его расхода на первом участке канала увеличивается интегральная полнота горения и уменьшается α_{zmin} , при котором реализуется течение в канале без срыва. Так, при $\alpha_1 = 2,4$ $\alpha_{zmin} = 1,2$, а при $\alpha_1 = 2,8$ $\alpha_{zmin} = 1,1$. Если $\alpha_1 = 3,6$, срыв течения на входе не наблюдался вплоть до $\alpha_z = 1$.

Если водород поступал в пояса I и II, переход от сверхзвукового режима горения к дозвуковому происходил при $\alpha_z = 2,1$, а в варианте подачи в пояса I и III переход соответствует $\alpha_z = 1,4 \div 1,6$. Для $\alpha_1 > 2,7$ наблюдались случаи отсутствия горения в нишевом стабилизаторе первого участка. Относительная доля тепла, отводимого в стенку при $\alpha_z \approx 1$, составляет 20—25 % от подведенного.

ЛИТЕРАТУРА

1. Hypersonic research engine project. Phase 2: aerothermodynamic integration model development, 1968.
2. Billig F. S., Dugger G. L., Waltrup P. J. Inlet-combustor interface problems in scramjet engines // 1st Int. Symp. on Air Breathing Engines, June 19—23, 1972.—Marseille (France).
3. Waltrup P. J., Anderson G. Y., Stull F. D. Supersonic combustion ramjet engine development in the United States // The 3d Int. Symp. on Air Breathing Engines.—Munich (Germany), 1976.
4. Баев В. К., Шумский В. В., Ярославцев М. И. Исследование распределения давления и теплообмена в газодинамической модели с горением, обтекаемой высокоэнthalпийным потоком воздуха // ПМТФ.—1985.—№ 5.—С. 56—65.
5. Баев В. К., Шумский В. В., Ярославцев М. И. Некоторые методические аспекты исследования газодинамических моделей с тепломассоподводом в импульсной аэродинамической трубе // ФГВ.—1987.—23, № 5.—С. 45—54.
6. Авдеевский В. С. Метод расчета пространственного турбулентного пограничного слоя в сжимаемом газе // Изв. АН СССР. МЖГ.—1962.—№ 4.—С. 3—12.

г. Москва

Поступила в редакцию 22/VIII 1990

УДК 546

В. Н. Санин, С. Л. Силяков, В. И. Юхвид

РАСПРОСТРАНЕНИЕ ФРОНТА ГОРЕНИЯ ПО ДЛИННОМЕРНОМУ КАНАЛУ

Экспериментально изучена феноменология, закономерности и механизм распространения фронта горения по железозалюминиевому термиту в длинномерном канале. Описана динамика изменения ориентации фронта горения в зависимости от калорийности смеси и предложен механизм этой динамики. Показано, что существуют пределы горения в вертикальном и продольном направлениях по ширине канала и калорийности смеси.