

УДК: 629.7.036.22

Испытания прямоточного воздушно-реактивного двигателя с горением водорода и измерением тяговых характеристик в аэродинамической трубе

Внучков Д.А.^{1*}, Звегинцев В.И.^{1}, Иванов И.В.^{2***},
Наливайченко Д.Г.^{1****}, Старов А.В.^{1*****}**

¹Институт теоретической и прикладной механики имени С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук, улица Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

²НПО «Сплав», улица Щегловская засека, 33. Тула, 300004, Россия,

**e-mail: vnuchkov@itam.nsc.ru*

***e-mail: zvegin@itam.nsc.ru*

****e-mail: ivaig@rambler.ru*

*****e-mail: denis@itam.nsc.ru*

******e-mail: starov@itam.nsc.ru*

Аннотация

Разработана и изготовлена универсальная модель осесимметричного прямоточного двигателя с возможностью проведения экспериментов с горением различных горючих. Модель имеет в своем составе поликлиновый лобовой воздухозаборник, камеру сгорания и кольцевое сопло с хвостовой державкой. Испытания модели с внешним обтеканием были проведены в аэродинамической трубе периодического действия при числе Маха воздушного потока $M=2,5$ с горением водорода. Горение приводило к увеличению статического давления в камере сгорания до 2,8 атм при

тепловых потоках не выше $0,6 \text{ МВт/м}^2$. Было достигнуто уменьшение сопротивления модели на величину внутренней тяги двигателя, которая достигала 80кг при полноте сгорания 0,4.

Ключевые слова: прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД), поликлиновый воздухозаборник, горение водорода, аэродинамическая труба, внутренняя тяга.

Введение

Ключевым направлением решения проблемы повышения дальности и скорости полета ракет с внутриатмосферной зоной эксплуатации является применение прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). ПВРД максимально использует атмосферный воздух в качестве рабочего тела и, соответственно, «внебортовой» окислитель участвует в создании тяги двигателя [1]. Поисковые исследования прямоточных двигателей проводятся во многих странах [2-4].

В целом для рассматриваемых двигателей можно выделить следующие основные направления обеспечения потребных характеристик рабочего процесса [5]:

- выбор топлива и исследование закономерностей его газификации в воздушном потоке;
- стабилизация горения;
- полнота сгорания и пути ее повышения.

В настоящее время не существует единственного энергетического критерия, с помощью которого может быть выбрано топливо. Выбор топлива зависит от применения и габаритно-массовых ограничений, т.е. требуемых тактико-технических характеристик летательных аппаратов (ЛА) [6-8]. Для испытаний в наземных установках представляется привлекательной идея начальной отработки схемных решений ПВРД с использованием такого активного топлива как водород.

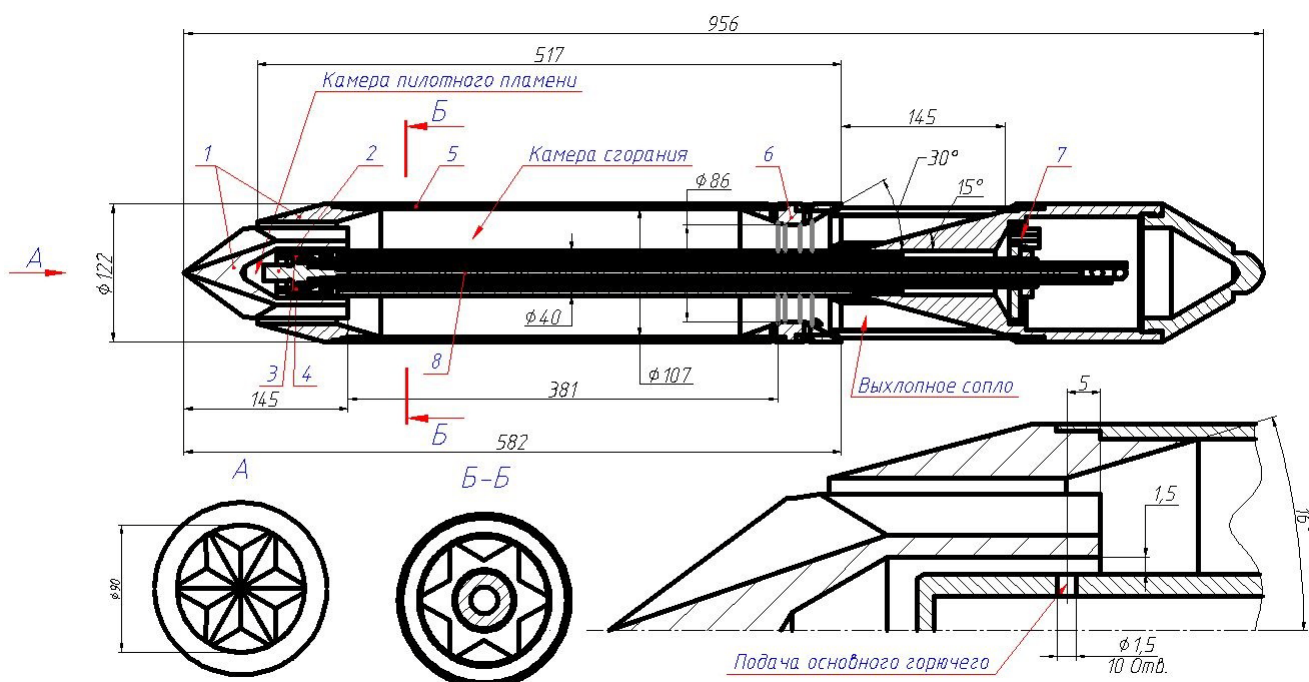
В [9] предложена тянущая схема ракетно-прямоточного двигателя (РПД) с носовым расположением на ЛА. Благоприятное с точки зрения интегральных характеристик воздухозаборника расположение РПД тянущей схемы дает определенные преимущества в сравнении с другими схемными решениями. Поэтому в ИТПМ СО РАН была разработана универсальная модель осесимметричного ПВРД тянущей схемы с возможностью проведения экспериментов с горением различного вида горючего. Основные цели первого этапа исследований состояли в следующем:

- Разработка универсальной модели ПВРД с возможностью использования различного вида горючего. Проведение испытаний модели в аэродинамической трубе в режиме с внешним обтеканием и использованием в качестве горючего газообразного водорода.
- Обеспечение воспламенения и горения водорода в условиях низких (ниже температуры самовоспламенения) температур воздушного потока.
- Определение распределений давления и тепловых потоков по тракту двигателя.

- Измерение продольной аэродинамической силы (сопротивление-тяга), действующей на модель.

Модель и условия испытаний

Схема разработанной универсальной модели ПВРД с обозначением основных узлов и габаритными размерами показана на рисунке 1.



1 – поликлиновый воздухозаборник; 2 – свеча; 3 – трубка подачи водорода для пилотного пламени; 4 – трубка подачи воздуха для пилотного пламени; 5 – корпус двигателя; 6 – критическое сечение; 7 – штуцер для подачи основного водорода; 8 – высоковольтный кабель.

Рис. 1. - Схема осесимметричной модели ПВРД.

Модель состоит из воздухозаборника, камеры сгорания, сопла, узлов подачи и воспламенения горючего, а также поддерживающей и измерительных систем. Поликлиновый воздухозаборник 1 (см. рис. 1) имеет шесть проточных каналов. Такие воздухозаборники описаны в [10,11]. Диаметр входа воздухозаборника по кольцевой обечайке $d = 0,09$ м, лобовая площадь, на которую нормирован коэффициент расхо-

да, составляет $F_0 = 0,006362 \text{ м}^2$. Площадь горла $F_1 = 0,002225 \text{ м}^2$, что составляет 35% от площади входа в воздухозаборник. Расчетное число Маха, при котором скачок уплотнения теоретически должен лежать в плоскости передних кромок каждого сектора образующих V-образных крыльев, равно $M_p = 3$. Данный воздухозаборник был исследован в аэродинамической трубе Т-313, где были получены дроссельные характеристики при различных числах Маха набегающего потока. Для числа Маха $M = 2,5$ коэффициент расхода составил $\varphi = 0,7$; коэффициент восстановления полного давления $\sigma = 0,6$.

Цилиндрическая обечайка воздухозаборника переходит в корпус двигателя 5 (см. рис. 1) с внешним диаметром 122 мм. Внутри корпуса размещается камера сгорания диаметром 107 мм и длиной 380 мм. Камера сгорания заканчивается кольцевой вставкой 6, формирующей критическое сечение диаметром 86 мм. Сопло модели образовано боковым протоком между корпусом двигателя и центральным конусом с углом раствора 30° . Корпус камеры сгорания и центральное тело воздухозаборника крепятся к хвостовой части модели с помощью восьми узких поддерживающих пилонов, расположенных по периметру корпуса двигателя (рис. 2).



Рис. 2. Крепление корпуса к хвостовой части модели.

По оси камеры сгорания проходит центральный трубопровод диаметром 40 мм, соединяющий сопло и воздухозаборник. Внутри центрального трубопровода располагается кольцевой канал высотой 1,5 мм для подачи газообразного или жидкого горючего. Трубопровод заходит в центральное тело воздухозаборника, образуя щелевой канал, куда происходит инжекция горючего через 10 отверстий диаметром 1,5мм. По центру трубопровода в канале диаметром 20 мм размещены две трубки 3, 4 (см. рис. 1) диаметром по 4 мм для подачи воздуха и одна трубка подачи водорода для организации пилотного факела. Здесь же проходит высоковольтный кабель 8 диаметром 8 мм для питания свечи зажигания 2. Все трубки и провода выводятся

через поддерживающие пилоны за пределы обтекающего потока. Для удобства монтажа трубопроводов задняя полость в центральном конусе закрыта съемной законцовкой.

К хвостовой части модели приварены два поддерживающих плоских пилон с клиновидными кромками (см. рис. 1) внутри которых имеются отверстия для вывода трубопроводов подачи рабочих газов. Поддерживающие пилоны через два алюминиевых тензодатчика консольного типа BCL-200 (CAS) крепятся к стойке, с которой модель устанавливается в рабочей части аэродинамической трубы (рис. 3). Сумма показаний тензоэлементов дает общую силу, действующую по оси испытываемой модели.

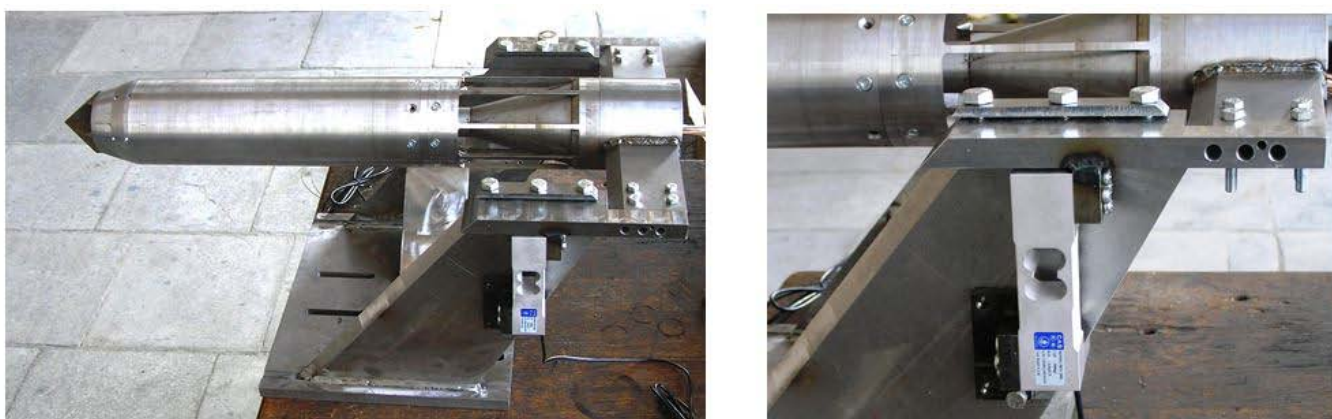
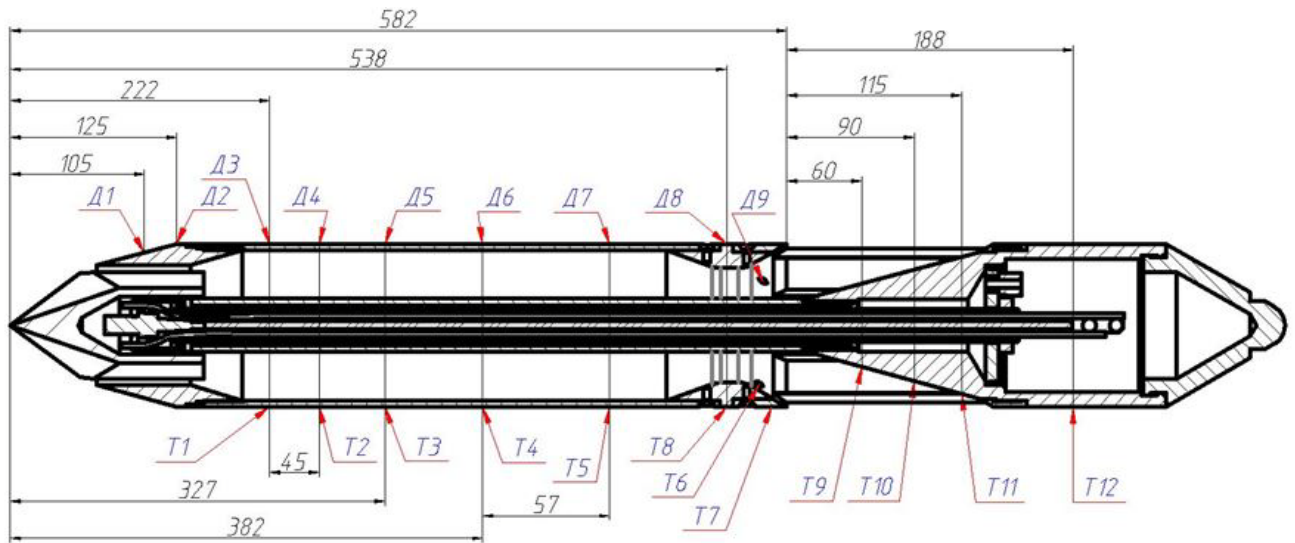


Рис. 3. Крепление модели на пилонах.

Для измерения распределений статического давления и тепловых потоков по тракту двигателя модель оснащена девятью датчиками давления и двенадцатью датчиками тепловых потоков. Схема размещения приемников статического давления и тепловых потоков показана на рисунке 4. Для защиты от внешнего воздействия провода датчиков теплового потока проведены в медных трубках с внешним диаметром

4 мм. Для регистрации показаний датчиков использовалась измерительная система National Instruments с частотой опроса 100 Гц на каждый измерительный канал.



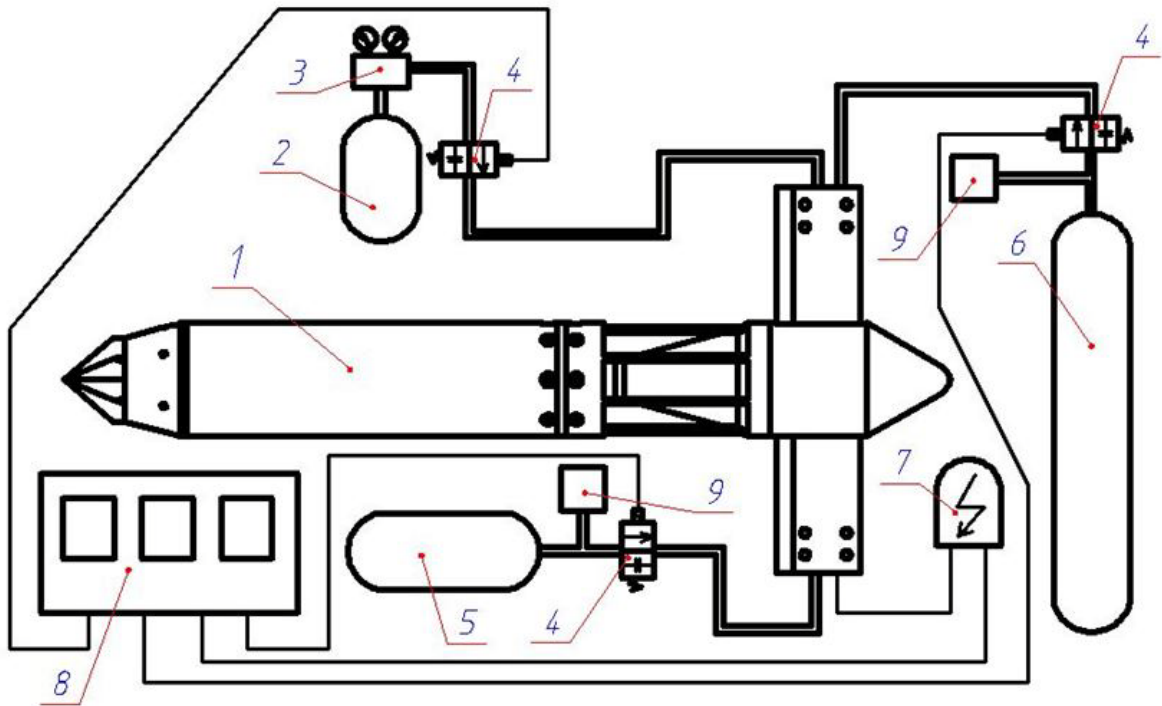
Д1–Д9 – приемники статического давления; Т1–Т12 - датчики теплового потока.

Рис. 4. Схема размещения приемников давления и тепловых потоков.

Экспериментальные исследования характеристик модельного двигателя были проведены в аэродинамической трубе Т-333 при числе Маха воздушного потока $M=2,5$. Аэродинамическая труба Т-333 ИТПМ СО РАН является трубой периодического действия баллонного типа с рабочей частью в виде камеры Эйфеля. Испытания были проведены при следующих параметрах воздушного потока: полное давление $P_0=4-5$ атм, полная температура $T_0=290$ К.

Для синхронизации различных событий в эксперименте использовался 6-канальный блок синхронизации, который позволяет по каждому из каналов включить и выключить подачу электропитания на различные устройства в заданные моменты времени. Цифровое реле времени, используемое в блоке синхронизации, обеспечивает выбор моментов срабатывания в диапазоне от 0,0001 с до 999 с шагом 0,0001 с. Схема системы подачи и воспламенения водорода показана на рисунке 5.

Перед началом эксперимента на блоке синхронизации 8 выставляется время включения и длительность работы электромагнитных клапанов 4 и катушки зажигания 7 (типичная циклограмма показана на рисунке 6). По оси X показано время включения и выключения соответствующего устройства.



1 – модель ПВРД; 2 – баллон водорода для инициации горения; 3 – газовый редуктор; 4 – электромагнитный клапан; 5 – баллон воздуха для инициации горения; 6 – баллон основного водорода; 7 – катушка зажигания; 8 – блок синхронизации; 9 – датчик давления.

Рис. 5. Схема системы подачи и воспламенения водорода.

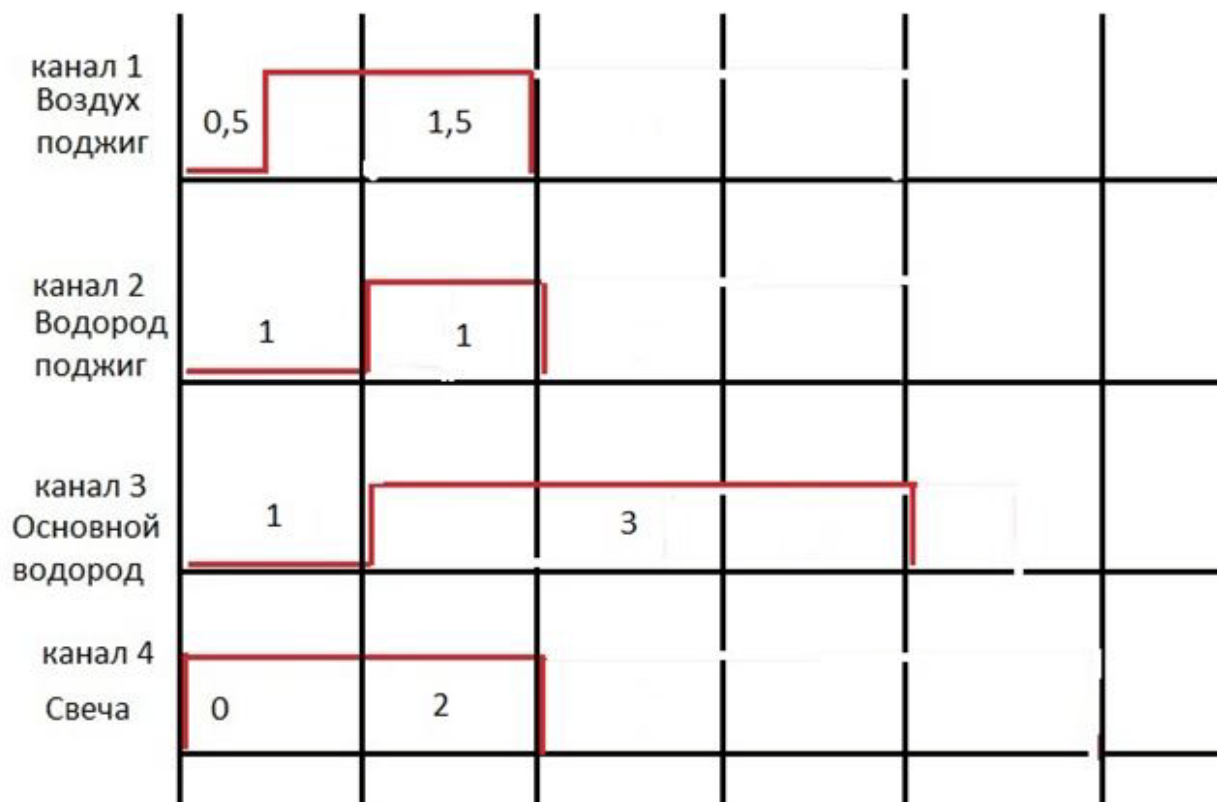


Рис. 6. Временная циклограмма эксперимента (в секундах).

По данной циклограмме процесс эксперимента строится следующим образом. После запуска и выхода на режим аэродинамической трубы запускается блок синхронизации, в этот момент подаётся питание на катушку зажигания 7, затем через 0,5 секунды открывается клапан воздушного баллона 5 объёмом 6 л, и воздух поступает по трубопроводу в камеру инициации горения в модели ПВРД. Клапан на баллоне водорода 2 (объёмом 2 л) включается через 1 секунду после включения блока синхронизации. Водород через редуктор 3 поступает по трубопроводу в камеру инициации горения в модели ПВРД и происходит воспламенение. Электромагнитный клапан на баллоне основного водорода 6 объёмом 81 л, включается одновременно с подачей водорода на пилотный факел. На 2-й секунде процесса отключается свеча зажигания и пилотный факел. Горение основного водорода продолжается ещё

2 секунды (время подачи «основного» водорода). Включение системы синхронизации и организация горения в модели повторялись 2 – 4 раза в течение опыта.

Экспериментальные результаты: давление по тракту.

Пример измерения статического давления в канале модели представлен на рисунке 7. Резкий рост давления соответствует горению водорода (четыре включения системы подачи) с различным коэффициентом избытка воздуха. Распределение относительного статического давления вдоль тракта модельного двигателя представлено на рисунке 8. Видно, что во всем рассмотренном диапазоне условий испытаний относительное давление внутри камеры сгорания модели не превышало $P/P_H = 9,6$.

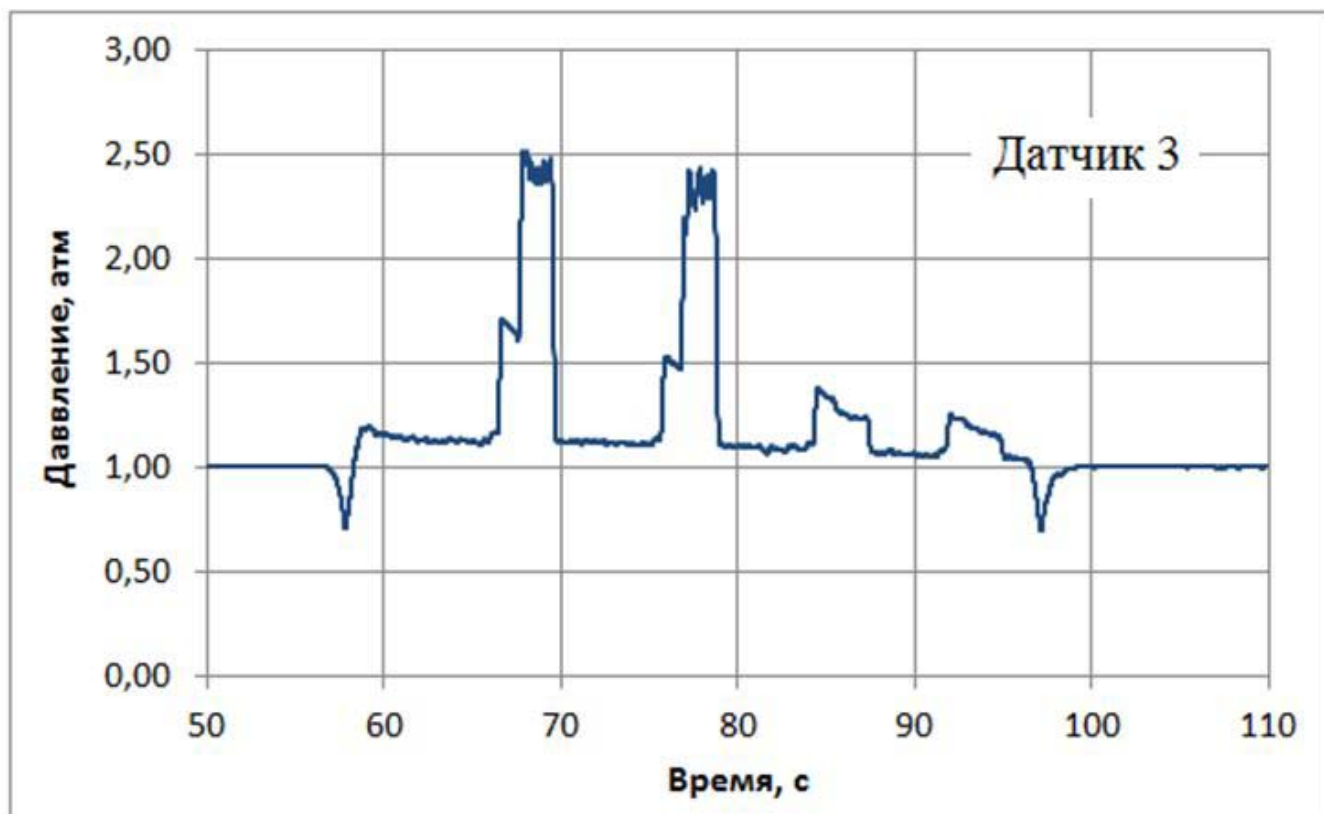


Рис. 7. Измерения статического давления в течение эксперимента.

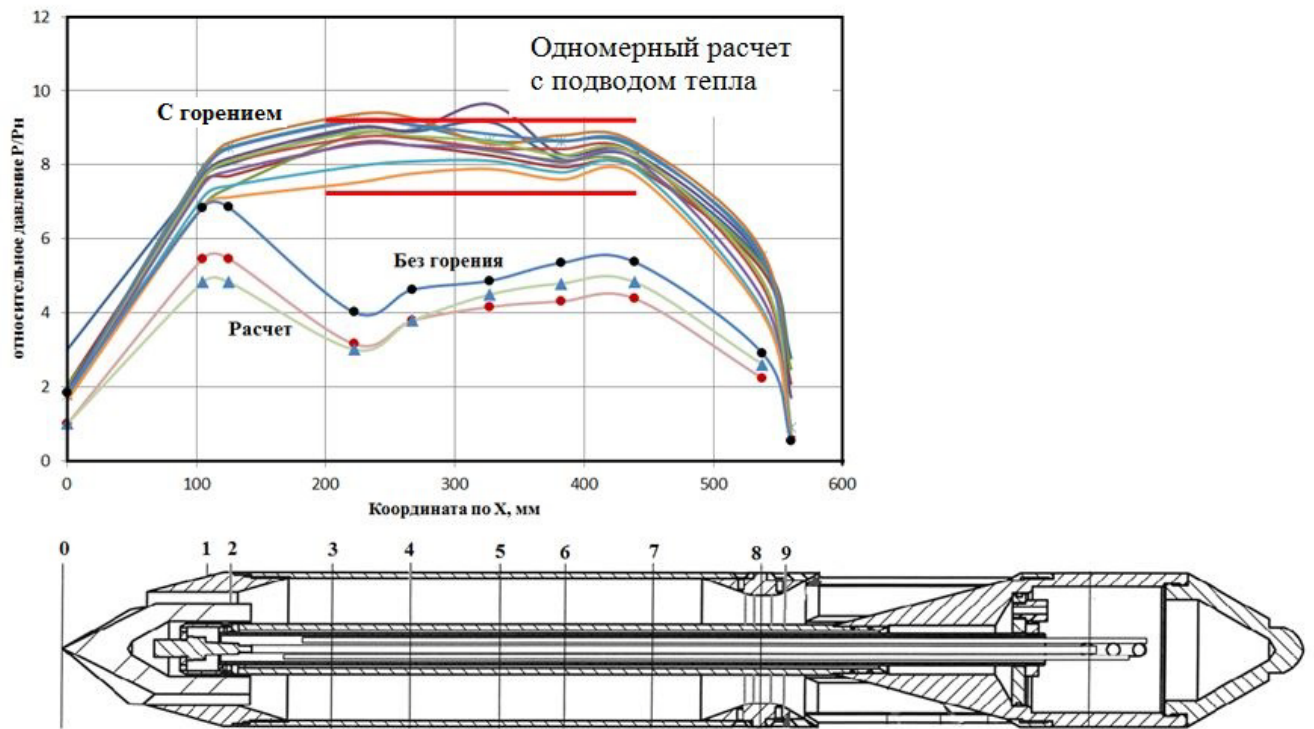


Рис. 8. Распределение относительного давления по длине модели при различных значениях коэффициента избытка воздуха α .

Приведённые оценки повышения давления при горении (горизонтальные линии) выполнены с помощью программы расчета тяговых характеристик прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Программа разработана для расчета общего случая схемы прямоточной силовой установки в соответствии с методикой описанной в [12]. Особенностью программы является встроенный модуль расчета равновесных термодинамических характеристик смесей газов [13] (с учетом их возможной двухфазности), позволяющий учитывать реальные свойства рабочего тела силовой установки на всем этапе вычисления характеристик.

При этом полнота сгорания определялась из сравнения расчетных и экспериментальных тяговых характеристик (см. рис.12).

Экспериментальные результаты: тепловые потоки.

Результаты измерения тепловых потоков представлены на рисунке 9.

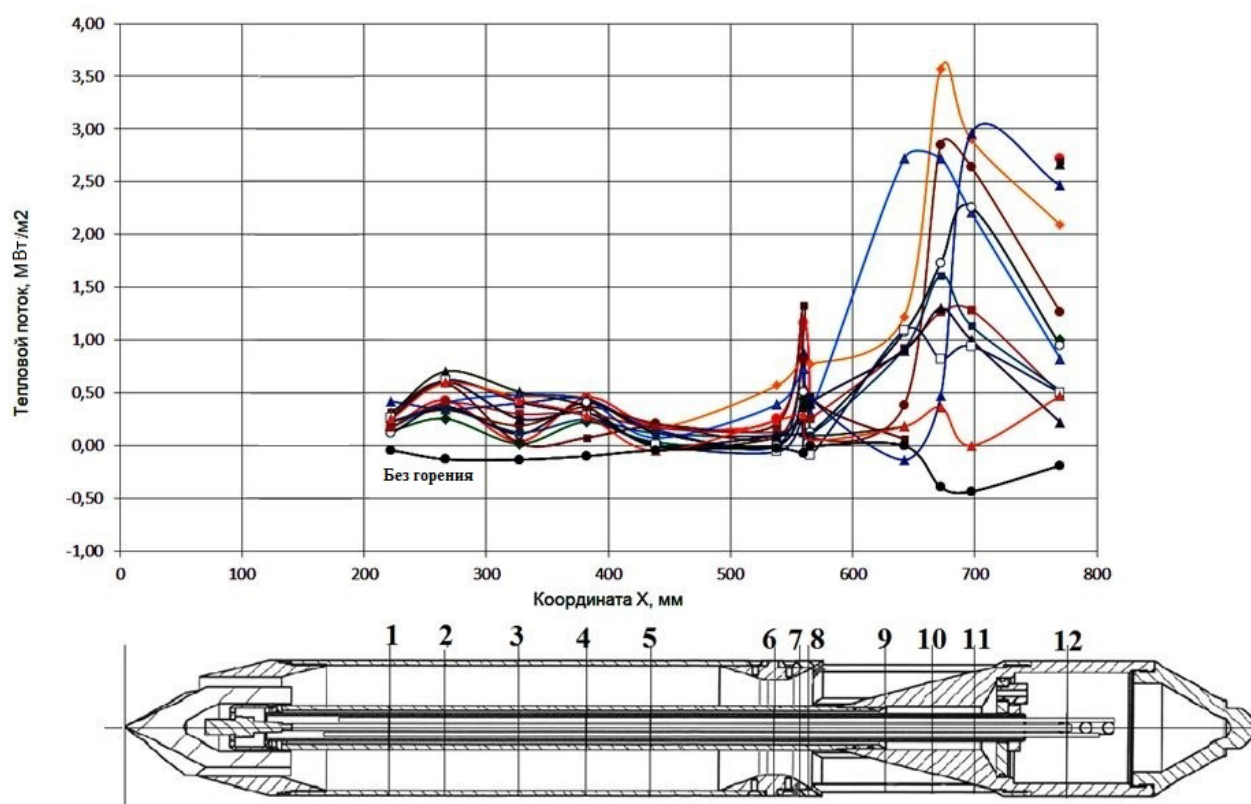


Рис. 9. Распределение тепловых потоков по длине модели.

Видно, что во всем рассмотренном диапазоне условий испытаний тепловые потоки внутри камеры сгорания модели не превышают $q = 0,6 \text{ МВт/м}^2$ и в районе критического сечения не превышают $q = 1,3 \text{ МВт/м}^2$. Существенное повышение уровня тепловых потоков до $q = 3,0 - 3,5 \text{ МВт/м}^2$ наблюдается на центральном конусе и на последующей цилиндрической части, которые обтекаются продуктами сгорания из сопла. Очевидно, что здесь происходит догорание горючего при малой полноте его сгорания внутри камеры сгорания модели, что приводит к росту тепловых потоков.

Экспериментальные результаты: продольная сила.

Пример измерения продольной аэродинамической силы, действующей на модель, приведен на рисунке 10.

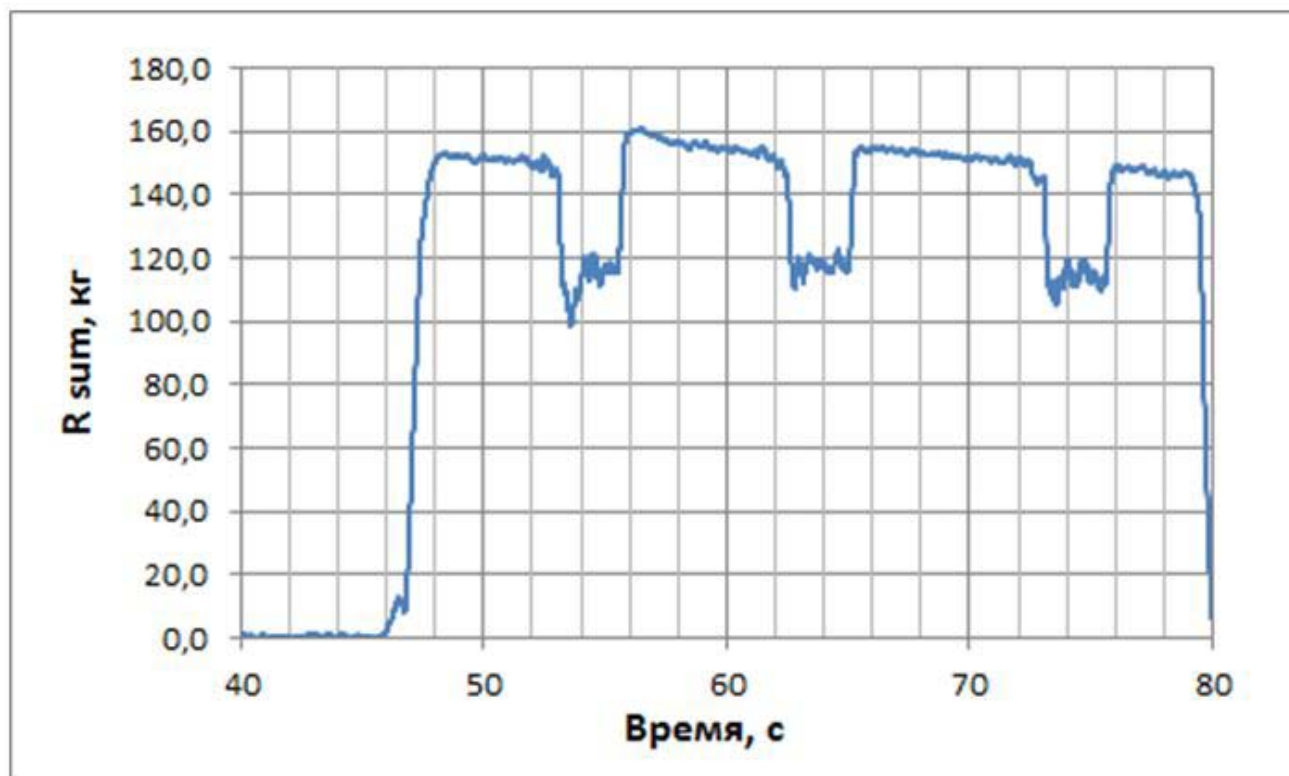


Рис. 10. Пример измерения продольной аэродинамической силы.

Из приведенных данных видно, что при установлении потока аэродинамической трубы на модель действует сила сопротивления равная примерно 150 – 160 кг, что соответствует коэффициенту аэродинамического сопротивления $C_x = 0,98 – 1,05$. При подаче водорода и организации горения в камере сгорания сопротивление модели уменьшается на 30 – 40 кг и, соответственно уменьшается коэффициент сопротивления до $C_x = 0,75 – 0,8$ (рис. 11). На рисунке видно, что в течение одного пуска аэродинамической трубы процесс горения водорода повторялся в данном случае три раза.

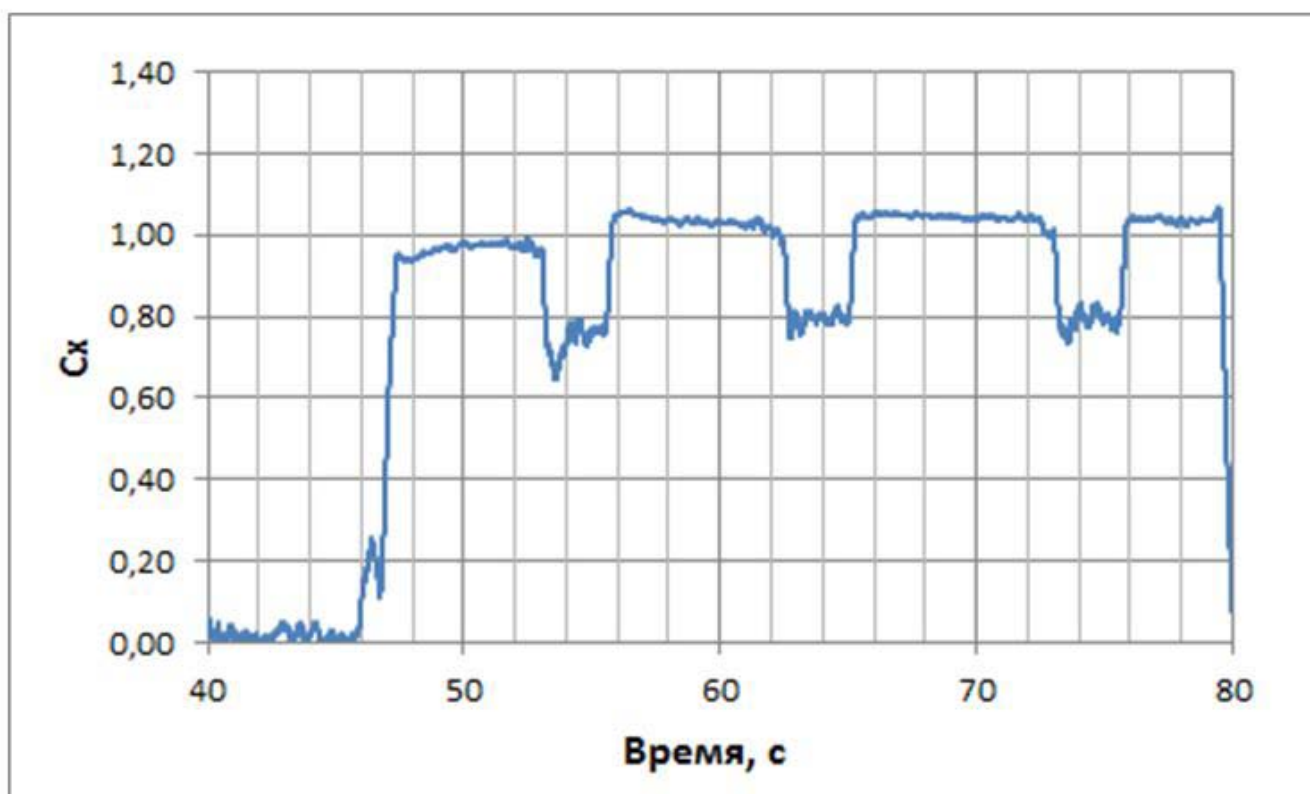


Рис. 11. Изменения коэффициента сопротивления модели в эксперименте.

Всего было выполнено около 40 опытов с горением водорода и измерением тяговых характеристик. Результаты экспериментов представлены на рисунках 12 - 14 в виде зависимостей тяговых характеристик от коэффициента избытка воздуха α .

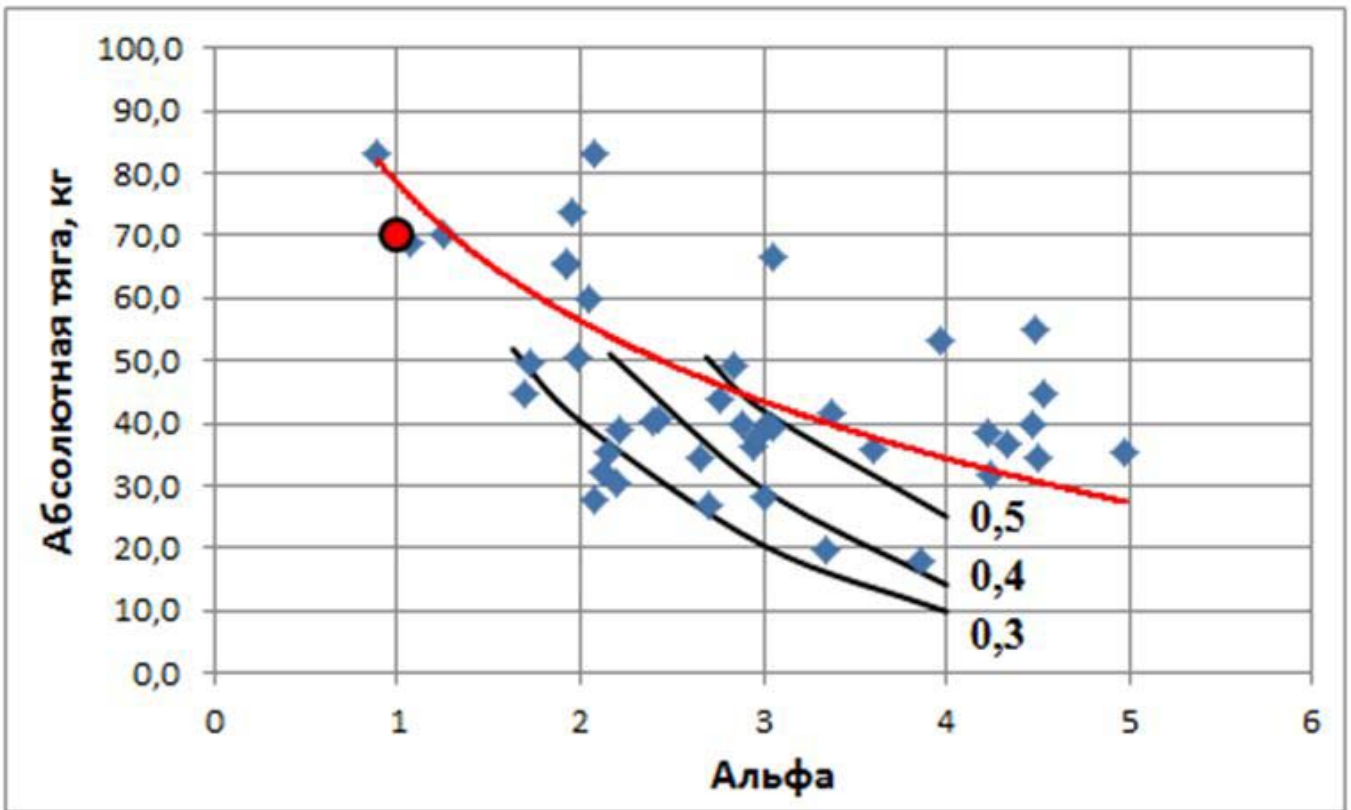


Рис. 12. Зависимость тяги от коэффициента избытка воздуха

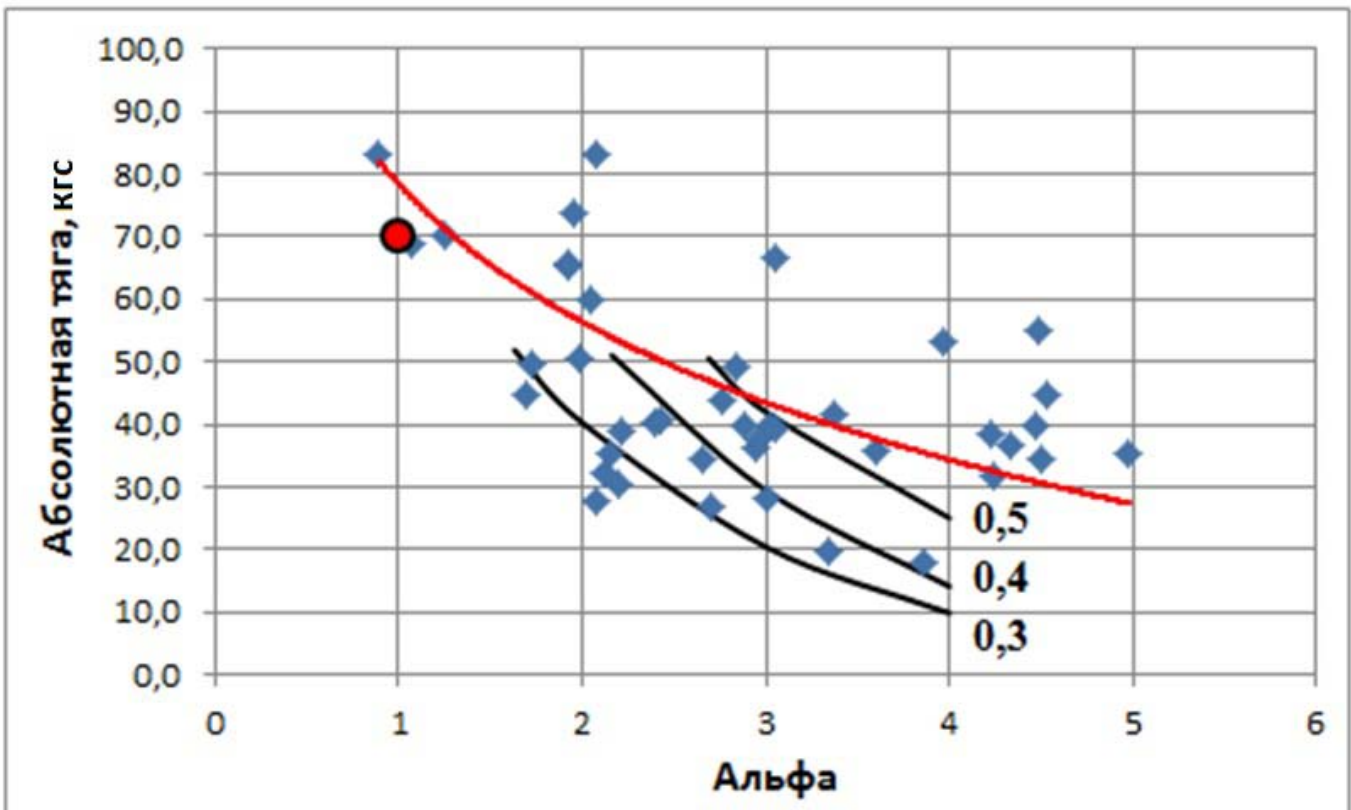


Рис. 13. Зависимость удельного импульса от коэффициента избытка воздуха

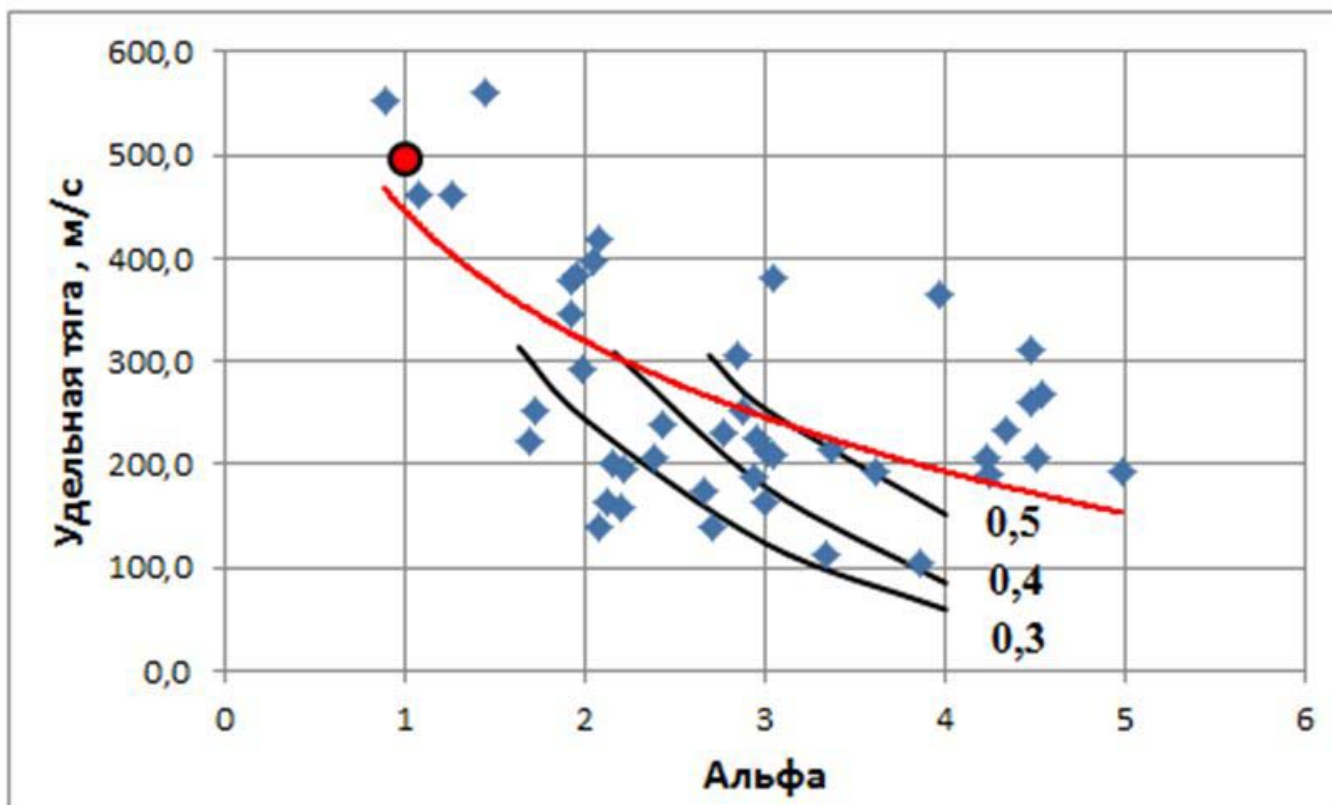


Рис. 14. Зависимость удельной тяги от коэффициента избытка воздуха

Здесь же линиями показаны результаты одномерного расчета тяговых характеристик в зависимости от коэффициента избытка воздуха при различных значениях полноты сгорания. Видно, что полученные в эксперименте тяговые характеристики соответствуют расчетным значениям при величине полноты сгорания от 0,3 до 0,5 по мере увеличения коэффициента избытка воздуха от $\alpha = 1$ до $\alpha = 3$.

Из рисунков 12-14 видно влияние изменения α на тяговые характеристики. При увеличении α тяга ожидаемо снижается, а удельный импульс растет. Снижение расхода топлива (увеличение α) приводит к увеличению полноты сгорания в тракте двигателя, соответственно снижается доля топлива, которое догорает на конусе за критическим сечением, что в свою очередь приводит к снижению сопротивления на этом участке. На разброс экспериментальных данных влияет то, что небольшое изменение α (в

разных опытах) может приводить к изменению характеристик горения в камере сгорания и, соответственно, к изменению результирующей тяги.

Красными круглыми символами на рисунках показаны результаты трехмерного расчета течения в тракте исследованного модельного двигателя с инжекцией водорода и теплоподводом. Расчеты выполнялись с помощью стандартного коммерческого программного продукта SolidWorks+ANSYS. Подготовка 3D-модели осуществлялась в программе SolidWorks, затем модель импортировалась в вычислительный модуль ANSYS, где производился газодинамический расчет.

Указанный вычислительный пакет при решении задач использует метод конечных объемов и стационарные уравнения Навье – Стокса. Программа автоматически анализирует геометрию тела и формирует расчетную сетку на поверхности тела и в выделяемой области вычисления. В процессе решения в зонах больших градиентов сетка оптимизируется. Предполагалось, что пограничный слой на стенках модели находится в турбулентном состоянии. При расчётах использовалась $k - \epsilon$ модель турбулентности.

Необходимо подчеркнуть, что полученная в экспериментах полнота сгорания 30-50% недостаточна для создания реального двигателя. Однако основная цель первого этапа экспериментальных исследований данной модели состояла в отработке технологии испытаний с горением, включая проведение измерений различного типа, а также в апробации расчетных методов для подготовки испытаний с другими видами горючего. Поэтому в данной работе для технологической отработки испытательного комплекса (включая модель) использовался водород как простое, относительно

безопасное и активное с точки зрения воспламенения топливо и не рассматривалась задача получения максимальных характеристик процесса горения. В дальнейшем данная технология испытаний (включая модель) может быть использована для оптимизации процессов горения с различными видами горючего.

Выводы.

1. Разработана и изготовлена универсальная модель осесимметричного ПВРД тянущей схемы с возможностью использования различных видов горючего. Проведены испытания в аэродинамической трубе периодического действия при числе Маха $M=2,5$ в режиме внешнего обтекания.

2. В испытаниях реализовано воспламенение и горение водорода с приемлемым уровнем полноты сгорания в условиях низких температур набегающего воздушного потока. Получена внутренняя тяга ПВРД, которая достигала 80 кгс при полноте сгорания 0,4.

3. Выполнены измерения распределений давления и тепловых потоков по тракту модельного двигателя.

4. Отработанная технология испытаний (включая модель) позволяет проводить исследования по оптимизации процессов горения с водородом и с другими видами горючего.

Библиографический список

1. Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. -М: Машиностроение, 1989, - 264с.
2. Wilson R., Limage C. and Hewitt P. The Evolution of Ramjet Missile Propulsion in the U.S. and Where We are Headed// 32nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1996.
3. Duesterhaus D., Hogl A. Measurement in a Solid Fuel Ramjet Combustion with Swirl// AIAA Paper, 1988. №3045.
4. Waltrup P., White M., Zarlingo F., Gravlin E. History of U.S. Navy Ramjet, Scramjet and Mixed-Cycle Propulsion Development// AIAA Paper, 1996. №3152.
5. Александров В.Н., Верховомов В.К. Схемное решение и отработка регулируемого ПВРДТ. – В кн.: Научный вклад в создание авиационных двигателей. ЦИАМ. Книга 1. –М: Машиностроение, 2000, С. 304-307.
6. Орлов Б.В., Мазинг Г.Ю., Рейдель А.Л. и др. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. - М.: Машиностроение, 1967. -424с.
7. Sosounov V.A. Research and Development of Ramjets/Ramrockets. Part 1. Integral Solid Propellant Ramrockets. - Presented at AGARD Lecture Series, December 1993.
8. Дулепов Н.П., Котенков Г.К., Яновский Л.С. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах // Актуальные проблемы авиационных и аэрокосмических систем: процессы, модели, эксперимент. 2001. Т.6. №2 (12). С.1-21.

9. Ветров В.В., Костяной Е.М. Использование ракетно-прямоточного двигателя с носовым расположением на летательных аппаратах с доминирующим пассивным участком траектории // Журнал «Вестник Воронежского государственного технического университета». 2011. Т. 7. № 11-2, С. 103-105.

10. Внучков Д.А., Звезгинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Построение цилиндрических воздухозаборников для высоких скоростей полета из комбинации плоских течений // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20 № 1. С 67-80.

11. Внучков Д.А., Звезгинцев В.И., Наливайченко Д.Г. Экспериментальное исследование цилиндрического воздухозаборника, построенного на основе плоских течений // Теплофизика и аэромеханика, 2014, Т. 21. № 2. С. 179-186.

12. Александров В.Н., Быцкевич В.М., Верховомов В.К. и др. Интегральные прямоточные воздушно-реактивные двигатели на твердых топливах. / Под ред. Яновского Л.С. -М.: ИКЦ Академкнига, 2006. 329 с.

13. Трусов Б.Г. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах (АСТРА.4.рс). – М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1995. 40 с.