

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ УСТАНОВКА И МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫХЛОПНОГО ДИФFUЗОРА С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ ДЛЯ ОТРАБОТКИ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Н.Н. Волков¹, Л.И. Волкова¹, И.Н. Гурина¹, А.Ш. Козаев^{1,2}

¹ГНЦ ФГУП “Исследовательский центр им. М.В. Келдыша”, Москва

e-mail: nokalq@gmail.com;

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

e-mail: volkov-nn-li@mail.ru

Рассмотрены обоснования возможности и целесообразности применения выхлопного диффузора с центральным телом для проведения высотных испытаний жидкостных ракетных двигателей верхних ступеней. Представлены оригинальная конструктивная схема экспериментальной модели для исследования характеристик такого типа диффузоров, расчеты в обоснование выбора ее геометрии, описание ключевых элементов и типов применяемых метрологических устройств. Приведены результаты отладочного пуска на данной модели, подтвердившие правильность предложенных решений.

Ключевые слова: высотные испытания ракетных двигателей, выхлопной, кормовой и сверхзвуковой диффузоры, газодинамическая труба, центральное тело, характеристика диффузора.

EXPERIMENTAL SETUP AND TECHNIQUE FOR INVESTIGATING CHARACTERISTICS OF EXHAUST SPIKE DIFFUSER FOR TRY-OUT OF ROCKET ENGINES

N.N. Volkov¹, L.I. Volkova¹, I.N. Gurina¹, A.Sh. Kozaev^{1,2}

¹Keldysh Research Center, Moscow

e-mail: nokalq@gmail.com;

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow

e-mail: volkov-nn-li@mail.ru

The possibility and expediency of application of the exhaust spike diffuser for altitude testing of liquid-propellant rocket engines for upper rocket stages are substantiated. An original constructive scheme of the experimental model for studying characteristics of this-type diffusers, the calculations for substantiating its geometry selection, and the description of key elements and types of the used metrological devices are given. Results of checkout run of this model are presented, which confirm the correctness of the proposed solutions.

Keywords: altitude testing of rocket engines, exhaust diffuser, stern diffuser, supersonic diffuser, gas-dynamic facility, spike, diffuser characteristic.

Проведение испытаний ракетных двигателей (РД) — это неотъемлемая часть процесса их разработки и доведения до состояния готового изделия. Двигатели верхних ступеней работают в условиях значительного разрежения атмосферы, что накладывает ограничения на

их работу при атмосферном противодавлении. Когда давление окружающей среды много больше расчетного давления на срезе, возникают нежелательные явления, которые могут привести к существенным отклонениям процессов от расчетных, а также к разрушению всей двигательной установки.

Для проведения испытаний верхних ступеней традиционно используются стенды с газодинамическими трубами (ГДТ), закрепленными в области среза сопла [1, 2]. Такие устройства представляют собой каналы цилиндрической формы диаметром несколько больше диаметра среза сопла и длиной 8...10 калибров. Эффект их применения достигается созданием разрежения в области среза самой струей истекающих продуктов сгорания. Использование ГДТ ограничивает круг двигателей, совокупность физических параметров продуктов сгорания в которых отвечает некоторым потерям механической энергии в тракте выхлопного диффузора. В простейшей модели эти потери соответствуют потерям полного давления в прямом скачке на срезе сопла.

Для создания универсальных стендовых систем перспективными являются диффузоры с центральным телом (ЦТ). Целью работы является экспериментальное исследование физических процессов, происходящих в ГДТ данного типа, а также определение их качественной характеристики.

Предлагаемая схема выхлопного диффузора содержит ЦТ в виде цилиндра с конусом, вдвинутом в сопло так, что возмущения от него не приходят на стенку сопла. Вследствие этого поток в некотором максимальном сечении тормозится не в прямом скачке, а в прямом и косом скачках, и суммарные потери полного давления ниже. При этом возможно снижение давления в КС, что ведет к расширению круга двигателей, для моделирования высотных испытаний которых достаточно лишь одного кормового диффузора. А в случае, если уровень давления в КС все равно не позволит использовать один лишь диффузор, то снижение потерь обеспечит понижение мощности откачивающей системы и увеличение ее экономичности.

Одной из первых работ по исследованию течения в кормовых диффузорах, в том числе с центральным телом явилась работа [1]. В ней изложена физическая картина течения в диффузорных каналах различного типа применительно к РД, приведены приближенная математическая модель, а также результаты экспериментов по исследованию характеристик диффузоров. Показано, что при использовании диффузора с ЦТ давление запуска снижается примерно на 20 % по сравнению с круглым диффузором с внутренним поджатием.

В работе [2] собраны и систематизированы обширные данные по высотным испытаниям реактивных двигателей, приведены экспериментальные данные по продувкам, а также методика расчета параметров выхлопных диффузоров. В соответствующей главе указывается на ряд преимуществ диффузоров с ЦТ и кольцевой горловиной; даны результаты продувок на воздухе диффузоров с круглой и кольцевой горловинами; показано снижение примерно на 16 % давления запуска.

В Исследовательском центре им. М.В. Келдыша получены данные по испытаниям круглых выхлопных диффузоров: цилиндрического (длинного и короткого) и профилированного (с внутренним поджатием). Представлена методика расчета выхлопного диффузора в зависимости от желаемых результатов (будь то максимально короткий диффузор или диффузор, обеспечивающий минимальное давление запуска).

В настоящее время применительно к испытаниям ракетных двигателей исследованными можно считать диффузоры цилиндрической и профилированной (с внутренним поджатием) форм. Несмотря на то, что по форме диффузоры с ЦТ очень схожи с воздухозаборниками воздушно-реактивных двигателей, физические процессы в них отличаются из-за неоднородности набегающего потока, а также наличия стенки сопла, ограничивающей рассматриваемое пространство и влияющей на него. Существующие результаты исследований (в основном это продувки на воздухе), которые указывают на большую эффективность каналов с ЦТ применительно к испытаниям РД, недостаточны для понимания процессов, происходящих в них. Так же не существует даже приближенной методики расчета давлений запуска и срыва рабочего режима таких устройств, знание которых необходимо при проектировании высотного стенда для конкретного двигателя.

Для исследования характеристик диффузоров данного типа была разработана экспериментальная модель. Сопло газогенератора, а также сама геометрия диффузора выбраны для имитации высотных условий ЖРД 14Д23 в уменьшенном масштабе.

Экспериментальная установка. Экспериментальная установка состоит из трех основных частей: газогенератора, соплового блока и самого выхлопного диффузора. На рис. 1 приведена конструктивная схема соплового блока с пристыкованным к нему диффузором.

Сопловой блок включает в себя фланец 1, в который вмонтирована критическая вставка и элементы теплозащиты. На фланец наворачивается сопло 2. Геометрия тракта сопла представляет собой уменьшенную копию сопла двигателя 14Д23 в масштабе 1:3,77. Далее к соплу посредством фланцевого соединения пристыковывается диффузор.

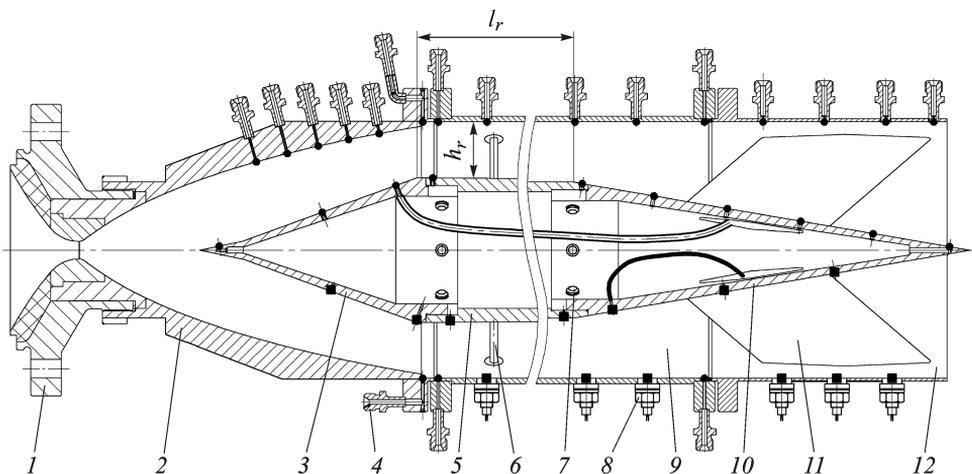


Рис. 1. Конструктивная схема модели выхлопного диффузора с ЦТ

Диффузор состоит из двух отсеков 9 и 12, представляющих собой цилиндрические трубы диаметром, несколько большим диаметра среза сопла, и ЦТ 5, крепящимся к отсеку 12 тремя массивными пилонами 11, которые в профиле представляют собой ромбовидное тело, что делает конструкцию жесткой. Поскольку система статически неустойчива (небольшие консольные силы приводят к отклонениям ЦТ от оси и дальнейшему увеличению этих сил и т.д.), 9 ЦТ в области переднего отсека удерживается шпильками 6 и состоит из трех частей: входного, центрального и выходного конусов (3, 5 и 10, см. рис. 1 соответственно), которые скреплены между собой винтами 7.

Отличие данной модели от конструкции, приведенной в работе [1], в том, что пилоны, на которых крепится ЦТ, перенесены в область выходного конуса — дозвукового диффузора, где течение уже должно быть дозвуковым и будут меньше потери полного давления во время запуска и работы. Также, несмотря на то что модель будет отработываться на близких к натурным компонентам продуктах сгорания твердого ракетного топлива, ее конструкция выполнена из неохлаждаемых элементов из стали 12X18H10T. Время огневого пуска планируется малым (3...4 с), что недостаточно для полного прогрева стенок, но достаточно для установления стационарной газодинамической картины течения и положения всех скачков уплотнения. Самым теплонпряженным местом конструкции является ее головная часть, поэтому модель снабжена съемными насадками.

При проведении эксперимента планируется измерение двух параметров: статических давлений и тепловых потоков в стенку конструкции (4 и 8, см. рис. 1 соответственно; кружками на рисунке отмечены места измерения давления, квадратами — тепловых потоков). По характеру распределения давления можно судить о газодинамических

процессах, происходящих в канале, а также определить давление запуска диффузора и срыва его рабочего режима. Датчики тепловых потоков дают качественную картину распределения тепловых потоков по тракту диффузора, позволяют выявить места их максимальных значений для правильной организации охлаждения.

Датчики давления используются двух видов: МИДА-ДИ-13П с диапазоном давления 0,1...25 МПа и МИДА-ДА-13П с диапазоном давления 0...0,25 МПа. Класс точности датчиков составляет 0,5, что достаточно для измерения давления в области разрежения на срезе сопла.

Датчики тепловых потоков представляют собой хромель-алюмелевую (ХА) термопару, спай которой диаметром примерно 0,3 мм зачеканивается в медную бобышку. Бобышка диаметром $d = 5$ мм и длиной $l \approx 3...5$ мм клеивается в стеклопластиковый стакан, который потом монтируется в корпус ЦТ или внешнего отсека. Стеклопластик служит электроизолятором, значительно снижает влияние перетока теплоты с боковых поверхностей, что позволяет с достаточной степенью точности считать картину распространения теплоты по бобышке одномерной. Далее по показаниям термопар оцениваются тепловые потоки.

Линии (капиллярные каналы для датчиков давления и электрические провода для датчиков теплового потока) проходят внутри ЦТ и выводятся через пилоны 10 (см. рис. 1) наружу, где имеются клеммы для подключения к системе измерения.

Модель диффузора снабжена датчиками давления и тепловых потоков вдоль контура сопла и далее, вдоль внешнего отсека, а также ЦТ. Общее число линий для измерения давления 30, для тепловых потоков — 15.

Особенностью конструкции является ее модульность, т.е. возможность изменения длины диффузора. Для этого изготовлены различные по длине цилиндрической части ЦТ и внешние отсеки. Планируется исследование характеристик ГДТ при следующих относительных длинах горла диффузора (l_r/h_r , см. рис. 1): 9,6; 6,3; 4,1; 3. Возможно исследование влияния на характеристику различных конфигураций входного конуса ЦТ и вариантов его защиты. Путем установки проставок различной длины между отсеками 8 и 11 можно точно экспериментально определить оптимальное положение носка ЦТ относительно критического сечения сопла.

Расчет параметров модели. Скорость потока в максимальном сечении, а следовательно, и потери, в случае помещения в сопло конуса ЦТ, зависят от числа косых скачков, образующихся при обтекании этого конуса. Поэтому геометрия его выбрана из условия торможения

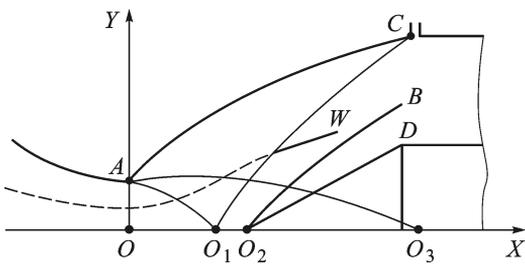


Рис. 2. Обтекание односкачкового ЦТ

щую характеристику, идущую от точки на оси сопла (т. O_1) к точке на его срезе (точка C), (см. рис. 2). Во-первых, носик входного конуса должен лежать ниже по течению относительно точки O_1 (точка O_2). Во-вторых, угол полураствора конуса или вся его геометрия должны обеспечивать непересечение вызываемой ими системы скачков со стенкой сопла, а также с замыкающей характеристикой O_1C . На рис. 2 показана схема течения при обтекании односкачкового ЦТ.

Для определения положения точки O_1 рассматриваемого сопла был проведен термодинамический расчет параметров продуктов сгорания (ПС) по программе “Астра” [3]. Далее по полученным термодинамическим параметрам в сопле выполнен расчет осесимметричного течения идеального газа по программе Flow3d [4]. Результат расчета в виде поля чисел Маха показан на рис. 3.

Далее, разбив полученную область на ячейки и вычислив в каждой из них угол Маха по местному числу Маха и углу наклона вектора скорости, можно построить замыкающую характеристику, которая придет на оси в точку O_1 . В результате такого расчета по программе Matlab было получено расстояние от критического сечения: $OO_1 = 88,7$ мм.

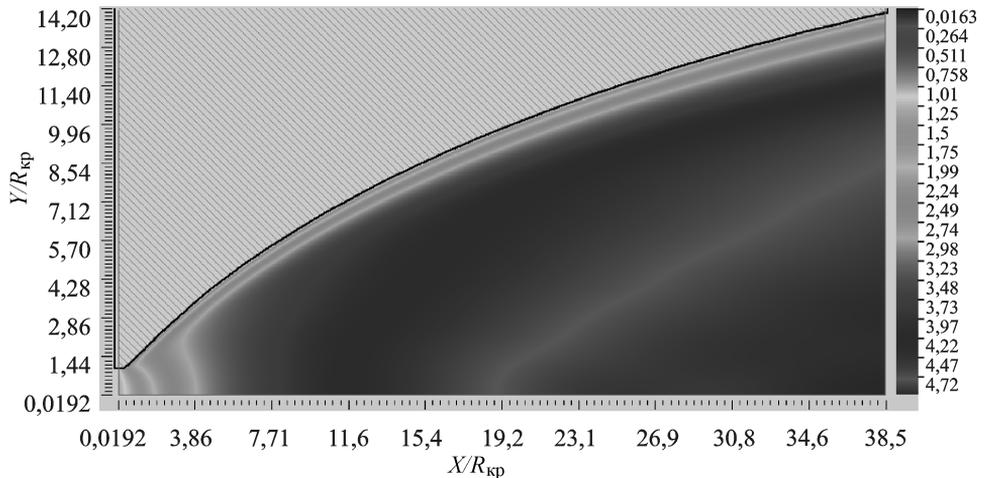


Рис. 3. Распределение чисел Маха в модельном сопле

потока на стационарном режиме в двух косых скачках уплотнения, а также непересечения этих скачков со стенкой сопла.

Глубина внедрения входного конуса ЦТ зависит от геометрии как самого ЦТ, так и контура сопла. В любом сопле можно выделить замыкающую

Поскольку угол любого косо́го скачка уплотнения больше угла Маха в данной точке, то, поместив носок (точка O_2) входного конуса в точку O_1 , можно будет не выполнить условие непересечения скачка уплотнения с замыкающей характеристикой. Необходимо сдвигать точку O_2 вниз по течению. При этом возможна конфигурация двухскачкового диффузора, которая позволит максимально вдвинуть первый косо́й скачок вглубь сопла.

Примем $OO_2 = 1,1 \cdot OO_1 = 97,6$ мм.

Из расчета по программе Flow3d число Маха в точке O_2 : $M_{O_2} = 5,32$.

Угол Маха получаем по формуле $\alpha_M = \arcsin \frac{1}{M_{O_2}} = 0,189$ рад = $= 10,826^\circ$.

Диаметр внешнего отсека выбирается из условия наличия минимального зазора между срезом сопла и стенкой. Во-первых, расширение потока до бо́льших степеней приводит к бо́льшим потерям, а во-вторых, как указано в работе [2], наличие большого зазора может вызвать значительные пульсации давления разрежения; зазор выбран равным $h = 3,5$ мм.

Площадь горла диффузора выбираем аналогично профилированному выхлопному диффузору с внутренним поджатием, считая что потери полного давления равны потерям в прямом скачке уплотнения в максимальном сечении. Исходные данные для определения площади горла: диаметр критического сечения сопла: $d_{кр} = 14,5 \cdot 10^{-3}$ м; диаметр максимального сечения (в точке присоединения струи к стенке диффузора): $d_a = 211 \cdot 10^{-3}$ м; показатель процесса расширения (из расчета состава твердого топлива в программе “Астра”) $k = 1,3$. Для расчета параметров необходимы следующие соотношения:

$$q(\lambda, k) : q(\lambda_a) = \frac{F_{кр}}{F_a} = \left(\frac{d_{кр}}{d_a} \right)^2$$

— значение ГДФ; λ_a получается из формулы, указанной ранее (q_a^{-1} — функция, обратная ГДФ $q(\lambda, k)$ в максимальном сечении), — приведенная скорость в максимальном сечении;

$$\sigma_{\Pi}(\lambda, k) = \frac{q\left(\frac{1}{\lambda}, k\right)}{q(\lambda, k)} = \frac{\frac{1}{\lambda} \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \frac{1}{\lambda^2}\right)^{\frac{1}{k-1}}}{\lambda \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{k-1}}}$$

— потери полного давления в прямом скачке;

$$F_{\Gamma} = k_{\text{зап}} \sigma_{\Pi}(\lambda_a, k) q(\lambda_a) F_a$$

— площадь горла диффузора, m^2 ($k_{зап}$ — коэффициент запаса, примем его равным 1,1, F_a — площадь максимального сечения);

$$F_{цт} = F_o - F_r$$

(F_o — площадь отсека, равная площади среза сопла, плюс площадь, образованная зазором h) — максимальный диаметр ЦТ.

Рассчитав параметры по данным соотношениям, получим: $q(\lambda_a) = 4,722 \cdot 10^{-3}$; $\lambda_a = 2,581$; $\sigma_{цт}(\lambda_a, k) = 122,4$; $F_r = 0,024 m^2$; $F_{цт} = 0,035 - 0,024 = 0,011 m^2$; $d_{цт} = \sqrt{\frac{4F_{цт}}{\pi}} = 0,12 m$.

При этом ожидаемые потери в канале диффузора с ЦТ меньше (т.е. полученная площадь горла несколько больше оптимальной), но отметим, что площадь горла не сильно влияет на давление запуска и, следовательно, выбранная площадь гарантированно не приведет к запиранью горла.

Для определения оптимальных параметров входного конуса необходимы следующие соотношения:

— зависимость угла наклона косоугольного скачка уплотнения и отклонения потока от числа Маха в данной точке для плоского случая

$$\operatorname{tg}(\alpha - \omega) = \frac{k - 1}{k + 1} \left(1 + \frac{2}{k - 1} \frac{1}{M_{O_2}^2 \sin^2 \alpha_{пл}} \right) \operatorname{tg} \alpha_{пл},$$

где $\alpha_{пл}$ — угол наклона скачка уплотнения к оси; ω — угол отклонения потока;

угол Маха в зависимости от числа Маха

$$\alpha_M = \arcsin \frac{1}{M}.$$

По точкам O_2 и D (см. рис. 2) можно найти полуугол раствора входного односкачкового конуса $\omega = 18,1^\circ = 0,316$ рад; угол наклона скачка уплотнения $\alpha_{пл} = 0,457$ рад = $26,16^\circ$.

Можно принять, что угол наклона скачка для осесимметричного конуса будет на 21 % меньше, чем для плоского клина при том же угле отклонения потока на стенке [5], тогда:

$$\alpha_{кон} = \frac{\alpha_{пл}}{1 + 0,21} = 0,372 \text{ рад} = 21,62^\circ.$$

Как видно из построения (рис. 4), при угле наклона скачка односкачкового конуса, фронт скачка находится довольно близко к замыкающей характеристике, что при ошибке расчета может привести к их пересечению. Для того чтобы избежать этого, а также не сдвигать конус дальше вниз по потоку, можно применить двухскачковый конус со следующими параметрами: полуугол раствора носка и его длина — $\omega_1 = 10^\circ = 0,175$ рад; $l_1 = 35$ мм.

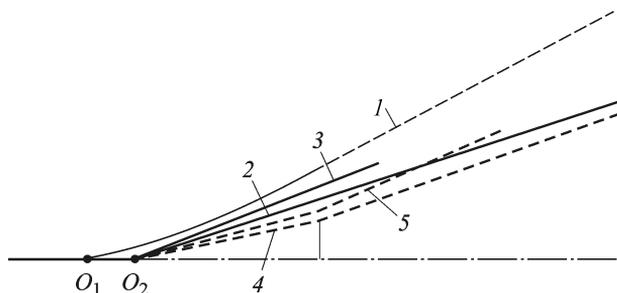


Рис. 4. Геометрия в окрестности носика входного конуса:

1 — замыкающая характеристика; 2 — стенка односкачкового конуса; 3 и 5 — скачки, вызванные одно- и двухскачковым конусом; 4 — двухскачковый конус

Тогда по аналогии с расчетом угла наклона скачка для предыдущего варианта конуса: $\alpha_{пл} = 0,32 \text{ рад} = 18,51^\circ$; $\alpha_{кон} = \frac{\alpha_{пл}}{1 + 0,21} = \frac{0,32}{1,21} = 0,264 \text{ рад} = 15,13^\circ$.

Дозвуковой диффузор. Потери полного давления в дозвуковом диффузоре определяются углом его раскрытия. Поскольку течение на входе в него близко к скорости звука, то нельзя пренебречь изменением плотности вдоль канала и учесть потери в виде простых зависимостей. Угол раствора выходного конуса (дозвукового диффузора) выбран 20° , что отвечает высоким потерям полного давления ($\bar{p}_0 \approx 0,9$).

Отладочный пуск. Для проверки работоспособности установки, а также всех метрологических устройств, на самой длинной конфигурации диффузора был проведен отладочный запуск. Форма заряда твердого топлива была выбрана из условия монотонно прогрессирующего характера кривой давления в целях определения давления запуска. Заряд был выполнен в форме одноканальной шашки с бронированными торцами и внешней поверхностью. Расчетное время работы составило примерно 4 с. Зависимости давления в камере сгорания и давления на срезе сопла от времени приведены на рис. 5.

По характеру кривой давления на срезе сопла можно судить о том, что оно запустилось при давлении в КС $p_{к_{зап}} \approx 115 \text{ бар}$. При этом экспериментальное значение ГДФ $\pi = p/p_k$ (где p и p_k — статическое давление на срезе сопла и полное давление в камере) совпадает с расчетным значением: $\pi_{эсп} = 0,00041$; $\pi_{расч} = 0,00040$.

Выводы. Разработана экспериментальная модель диффузора с ЦТ, позволяющая исследовать его характеристики. Основными преимуществами данной установки являются: модульность конструкции (возможность замены элементов в целях исследования влияния иной геометрии на характеристику диффузора). Установка предназначена для работы в условиях продуктов сгорания, близких к натурным (ранее диффузоры такого типа подвергались лишь продувкам на воздухе);

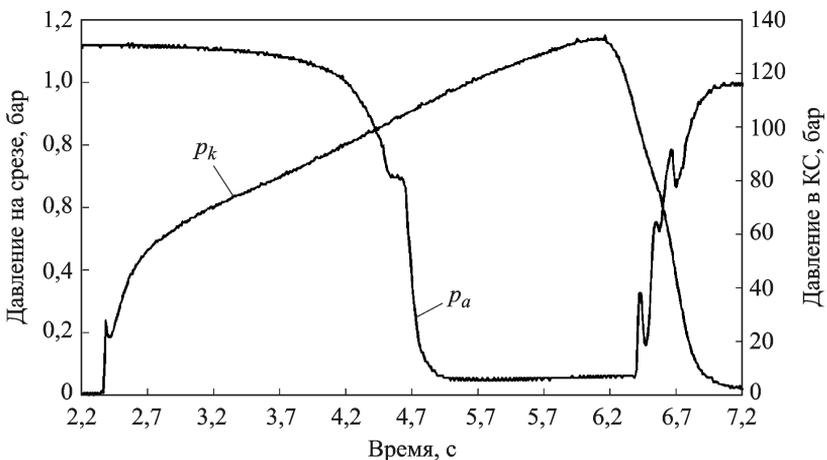


Рис. 5. Результаты отладочного запуска

пилоны, на которых крепится ЦТ вынесены в область дозвуковых потоков, что позволит снизить гидравлические потери при запуске и работе диффузора; модель препарирована не только датчиками давления, но и датчиками тепловых потоков, что позволит экспериментально исследовать тепловые потоки в стенку конструкции.

Результаты проведенного отладочного запуска показали корректность предложенной инженерной методики расчета его основных геометрических характеристик.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Исследование ракетных двигателей на жидком топливе / Пер. с англ.; Под ред. В.А. Ильинского. – М.: Мир, 1964.
2. Шишков А. А., Силин Б. М. Высотные испытания реактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1985.
3. Трусов Б. Г. Моделирование химического и фазового равновесия при высоких температурах (Астра.4/pc). – Техническое описание программы / Центр программных систем МГТУ им. Н.Э. Баумана. – М., 1992 г.
4. Руденко А. М. Программа для расчета осесимметричных двухслойных течений Flow3d. – М.: ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”.
5. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. – М.: Наука, 1991.

Статья поступила в редакцию 22.06.2012