

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ВЫХЛОПНОГО ДИФФУЗОРА С ЦЕНТРАЛЬНЫМ ТЕЛОМ НА ПРОДУКТАХ СГОРАНИЯ ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

Н.Н. Волков, Л.И. Волкова, И.Н. Гурина, А.Ш. Козаев

ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”, Москва, Российская федерация
e-mail: volkov-nn-li@mail.ru; KozaeAlan@gmail.com

Приведены результаты экспериментального исследования характеристик модели выхлопного диффузора с центральным телом применительно к ракетным двигателям верхних ступеней ракетополетов и разгонных блоков с большими геометрическими степенями расширения. Модель диффузора и тракт сопла — это уменьшенная (в масштабе 1:3,77) копия тракта натурного двигателя. Испытания проводились на продуктах сгорания низкотемпературного твердого топлива. Представлены конструкция модели диффузора, описание ее основных конструктивных элементов и метрологического обеспечения. Приведены характеристики диффузора (зависимости относительного давления на срезе сопла от относительного давления в камере сгорания газогенератора) для нескольких конфигураций диффузора, различных по длине. Также в процессе испытаний варьировалась скорость роста давления в газогенераторе. Проанализированы полученные экспериментальные данные и выполнены сравнительные количественные оценки диффузоров рассматриваемой конструкции и традиционной.

Ключевые слова: высотные испытания ракетных двигателей, выхлопной диффузор, кормовой диффузор, сверхзвуковой диффузор, газодинамическая труба (ГДТ), центральное тело, характеристика диффузора.

INVESTIGATING CHARACTERISTICS OF AN EXHAUST DIFFUSER WITH CENTRAL BODY ON PRODUCTS OF SOLID FUEL COMBUSTION

N.N. Volkov, L.I. Volkova, I.N. Gurina, A.Sh. Kozaev

Keldysh Research Center, Moscow, Russian Federation
e-mail: volkov-nn-li@mail.ru; KozaeAlan@gmail.com

Results of the experimental investigation of characteristics of the model of an exhaust diffuser with central body as applied to rocket engines of upper stages of launch vehicles and boosters with large geometrical expansion ratios are given. A model of the diffuser and nozzle channel is the reduced-size copy (on a scale of 1:3.77) of the full-scale engine channel. Testing was conducted on combustion products of the low-temperature solid fuel. A construction of the diffuser model is presented and its main constructive components and metrological support are described. The diffuser characteristics (a relative pressure at the nozzle exhaust section depending on a relative pressure in the gas-generator combustion chamber) are given for several diffuser configurations differing in length. A rate of the gas-generator pressure growth was also varied during the tests. The experimental data are analyzed and the comparative quantitative estimations of traditional diffuser types are performed.

Keywords: altitude testing of rocket engines, exhaust diffuser, stern diffuser, supersonic diffuser, gas-dynamic wind tunnel, hub, diffuser characteristic.

Проведение испытаний ракетных двигателей является неотъемлемой частью процесса их разработки и доведения до состояния готово-

го изделия. Двигатели верхних ступеней работают в условиях значительного разрежения атмосферы, что накладывает ограничения на их стендовую отработку при атмосферном противодавлении. В условиях большой нерасчетности, когда давление окружающей среды много больше давления на срезе сопла, возникают нежелательные процессы, которые могут привести к разрушению сопла и всей двигательной установки.

Для проведения испытаний верхних ступеней применяются стенды с газодинамическими трубами, закрепленными в области среза сопла. Такие устройства представляют собой каналы цилиндрической формы с диаметром несколько большим диаметра среза сопла и длиной 8...10 калибров. Эффект их использования достигается созданием в области среза сопла разрежения самой струей истекающих продуктов сгорания. Применение одних лишь таких устройств ограничивает круг двигателей, имеющих давление в камере сгорания ниже определенного. В простейшей математической постановке потери полного давления в выхлопных трактах традиционной формы отвечают диссипации механической энергии в прямом скачке уплотнения (σ_{Π}) в максимальном сечении, т.е. в области среза сопла. Данный факт подтверждается множеством экспериментальных данных [1, 2]. Это означает, что при заданном давлении среды выхлопа (давлении окружающей среды p_h) полное давление в камере сгорания ракетного двигателя должно быть как минимум больше произведения $\sigma_{\Pi} p_h$. В случае, когда давление в камере меньше указанного, необходимо понижать давление за диффузором, например, установив эжектор или предварительно вакуумированную балластную емкость большого объема. Все эти меры значительно усложняют компоновку высотного стенда и делают его более экономически затратным.

В работах [1, 2] помимо традиционных типов диффузоров указана схема выхлопного диффузора с центральным телом (ЦТ) как перспективная и имеющая меньшее давление запуска по сравнению с каналами круглого поперечного сечения. Приведены немногочисленные экспериментальные данные продувок на воздухе модели такого диффузора и показана эффективность ее применения, выражающаяся в снижении на 15...20% давления запуска. При этом кольцевая горловина имеет меньшую абсолютную длину при той же относительной (отношение длины горла к его высоте (h_T на рис. 1)). Эффект снижения давления запуска диффузора с ЦТ достигается за счет того, что конус ЦТ, вдвинутый вглубь сопла, рассекает диск Маха, движущийся в сторону среза сопла скачка уплотнения, и восстанавливает давление более эффективно в косом скачке. При этом возможно расширить круг

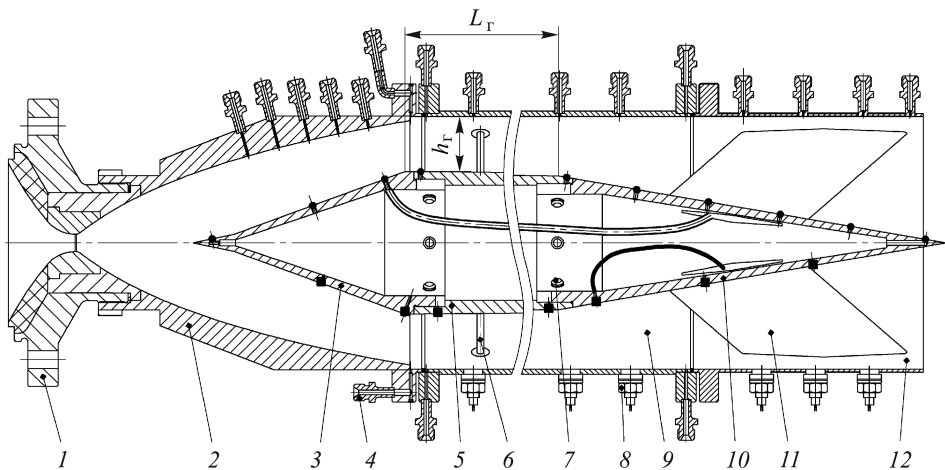


Рис. 1. Конструктивная схема экспериментальной установки

двигателей, для испытаний которых достаточно применение лишь одного выхлопного диффузора. Однако, обладая этими преимуществами, схема имеет и недостатки, в частности, сложность в организации охлаждения входного конуса ЦТ. В связи с этим данная схема диффузора не применялась в нашей стране. В иностранной литературе есть указания на использование выхлопных диффузоров с ЦТ, например в работе [3].

В предыдущей статье [4] был описан расчет диффузора с ЦТ применительно к модели тракта натурного двигателя. Сопло было выполнено в масштабе 1:3,77 и для него проведен расчет основных геометрических параметров. Там же приведены конструктивная схема диффузора, описание метрологических устройств и результаты отладочного запуска. В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований модели диффузора с ЦТ (рис. 1), определено давление запуска диффузора с ЦТ при разных конфигурациях его геометрии (относительной длины горла) и выполнено сравнение этого давления с давлением запуска диффузора цилиндрической формы.

Описание установки. Испытания проводились на стенде УТТ в ГНЦ ФГУП “Центр Келдыша”. Газогенератором служил стандартный цилиндрический сосуд, рассчитанный на давление 250 бар ($250 \cdot 10^5$ Па), снабженный шашкой твердого ракетного низкотемпературного топлива. Шашка представляла собой цилиндр с внутренним отверстием. Использовались две различные схемы профилирования: в одной шашке бронировались торцы и внешняя поверхность; в другой — торцы и внутренняя поверхность. Данная схема профилирования обеспечивает либо монотонно растущее, либо падающее давление в камере сгорания соответственно. К газогенератору крепился сопловой блок и диффузор, конструктивные схемы которых представлены

на рис. 1. Вся экспериментальная модель состояла из трех основных частей: газогенератора, соплового блока и самого выхлопного диффузора. Сопловой блок включал в себя фланец 1, в котором устанавливается деталь, имеющая минимальное сечение, а также элементы теплозащиты. К фланцу крепилось сопло 2. Далее к соплу посредством фланцевого соединения пристыковывается диффузор. Диффузор состоит из двух отсеков 9 и 12, представляющих собой цилиндрические трубы диаметром несколько большим диаметра среза сопла, и центрального тела 5, крепящегося к отсеку 12 тремя массивными пилонами 11, которые в профиле представляют 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.), в области переднего отсека 9 ЦТ удерживается шпильками 6. Центральное тело состоит из трех частей: входного, центрального и выходного конусов (3, 5 и 10 на рис. 1), которые скреплены между собой винтами 7. Конструкция диффузора выполнена неохлаждаемой, и температура восстановления на стенке близка к полной температуре в камере сгорания, расчетное значение которой по программе “Terra” [5] составляет 1560 К.

На рис. 2 показана фотография модели диффузора.

Методика проведения испытаний и система измерения. В газогенератор устанавливалась шашка, осевое перемещение которой ограничивалось со стороны соплового блока решеткой из стеклопластика. Такая решетка предотвращает попадание в минимальное сечение сопла крупных агломератов, если такие образуются в процессе горения. К диффузору пристыковывался сопловой блок. Положение вершины конуса центрального тела относительно минимального сечения соп-

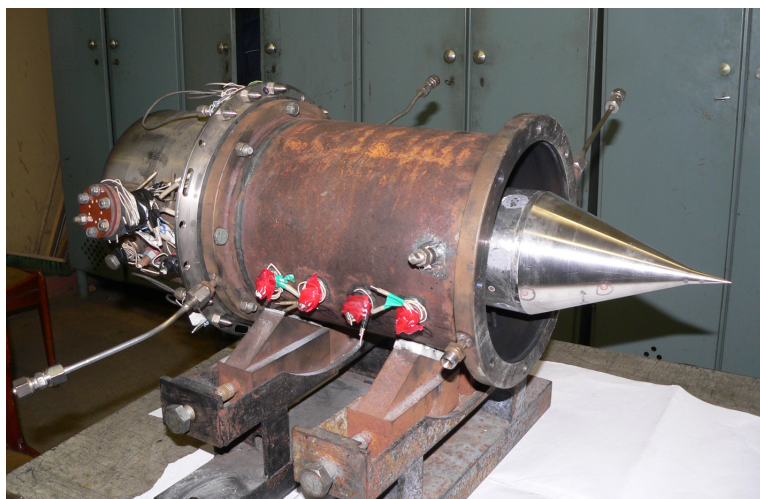


Рис. 2. Фото модели

ла контролировалось посредством специального стержня через минимальное сечение со стороны дозвуковой области (см. слева на рис. 1). Диффузор и сопловой блок стыковались с газогенератором. Вся конструкция устанавливалась на ступень и жестко на нем закреплялась. Заряд воспламенялся стружкой высокотемпературного твердого топлива массой 20...30 г. Расчетное время работы установки составляло 3...4 с. Ось всей установки совпадала с осью эжектора, который служит для отсоса вредных продуктов сгорания в камеру нейтрализации и дальнейшей их утилизации. Установка снабжена метрологическими средствами измерения, в том числе тензометрическими датчиками давления, крепящимися к соответствующим штуцерам, и датчиками тепловых потоков, соединенных с линиями, идущими к ЭВМ, расположенной вне бокса в специальной комнате, которая фиксировала измеряемый сигнал с датчиков давления и тепловых потоков с частотой 100 Гц. Для регистрации полного давления в КС использовались датчики МИДА-ДИ-13П с диапазоном измерения давления 0,1...25 МПа. Вдоль сопла и в тракте диффузора установлены датчики МИДА-ДА-13П с диапазоном измерения давления 0...0,25 МПа. Класс точности датчиков составлял 0,5. По заданной схеме и паспортным данным на датчики можно получить зависимость погрешности от приведенных погрешностей входящих в цепь звеньев и максимальный по ширине интервал, в который с установленной доверительной вероятностью ($\gamma = 0,975$) попадает измеренное значение. Получаются следующие зависимости: $p = p_{\text{изм}} \pm (0,0144p_{\text{изм}} \pm 1,7 \cdot 10^5 \text{ Па})$ — для МИДА-ДИ-13П; $p = p_{\text{изм}} \pm (0,0144p_{\text{изм}} + 1,7 \cdot 10^3 \text{ Па})$ — для МИДА-ДА-13П. По указанным зависимостям, подставляя измеренное значение, получаем $p = (p_{\text{изм}} \pm \Delta p)_{0,975}$.

Результаты испытаний. Для исследования давления запуска диффузора рассматриваемой конструкции была проведена серия экспериментов (таблица).

Результаты экспериментальных исследований диффузора с ЦТ

Номер эксперимента	1	2	3	4	5	6	7	8
Номер конфигурации	4	4	3	3	2	2	1	1
l_{Γ}/h_{Γ}	9,6	9,6	6,3	6,3	4,1	4,1	3	3
Изменение давления в камере сгорания во времени, бар/с	24	420	27	450	30	340	31	450

Для каждой из конфигураций диффузора рост давления в камере газогенератора был двух типов: быстрый (340...450 бар/с) и медленный (24...31 бар/с). На рис. 3 построены соответствующие характеристики диффузора, выражающие зависимости отношения p_a/p_h к p_k/p_h ,

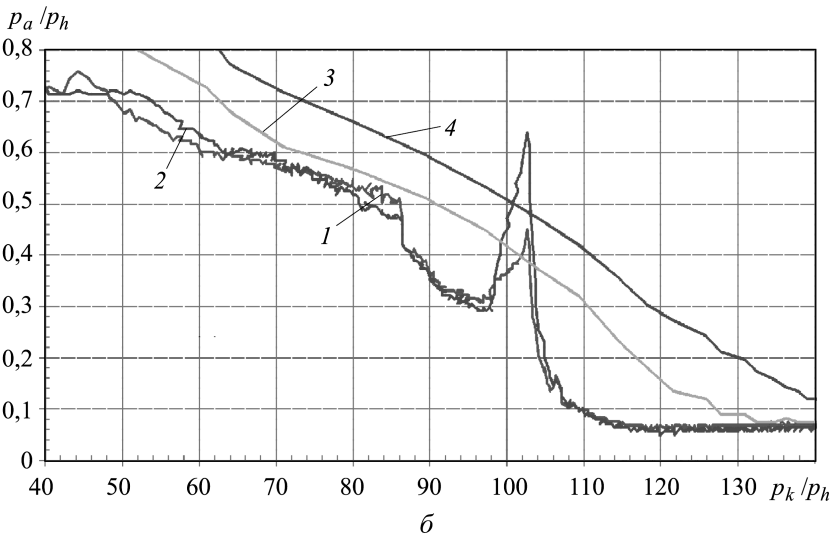
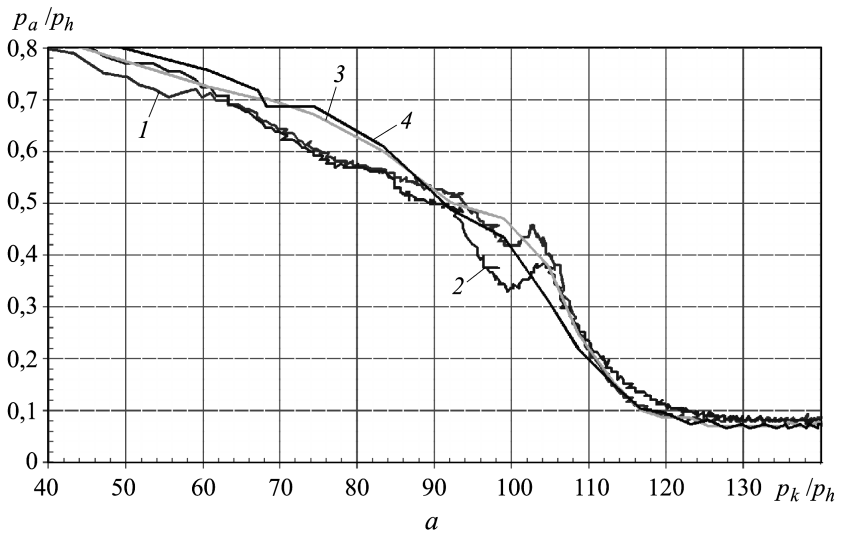


Рис. 3 (начало). Характеристика выхлопного диффузора конфигурации № 4 (а), № 3 (б), № 2 (в), № 1 (г):

кривые 1, 2 — медленный запуск, кривые 3, 4 — быстрый запуск

где p_k — полное давление в газогенераторе, p_a — давление на срезе сопла, p_h — текущее барометрическое давление окружающей среды. Графики строились по следующей методике: в результате измерения были получены значения времени и соответствующие им значения давлений для каждого из датчиков. По оси абсцисс для каждого значения времени отложено отношение давления в камере сгорания к давлению окружающей среды, по оси ординат для каждого значения времени — отношение статического давления в месте измерения на срезе сопла к давлению окружающей среды. Построенные таким образом зависимости не содержат времени, а отражают именно отношение между давлением в камере сгорания и давлением вдоль стенки при неко-

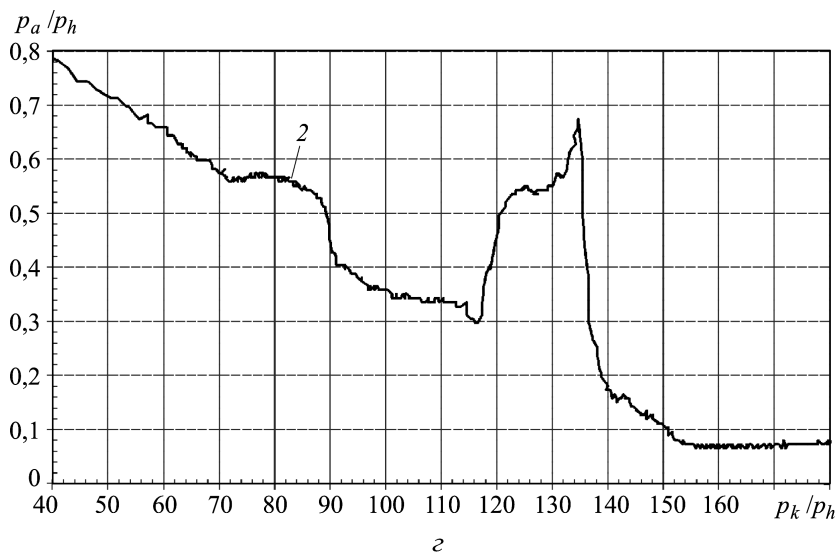
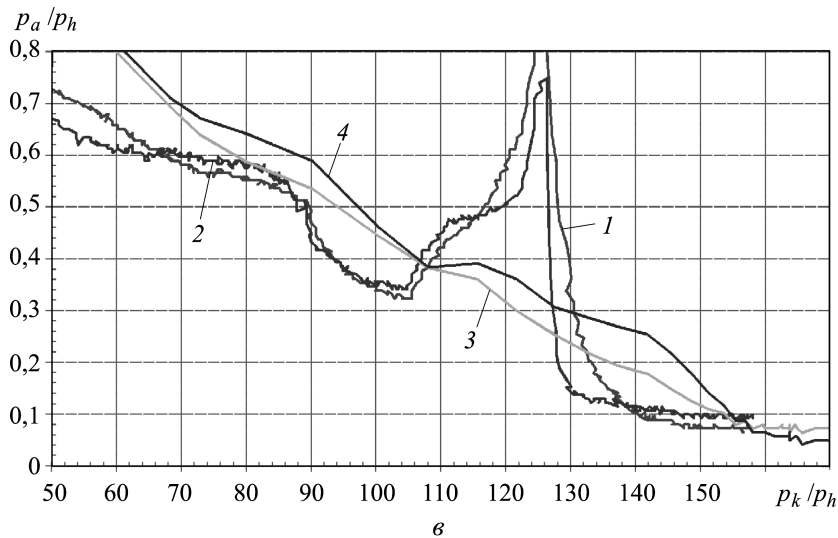


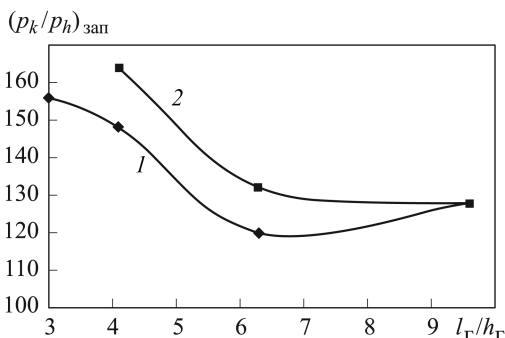
Рис. 3 (окончание)

торой определенной скорости роста давления в камере. Отношение измеряемых значений к давлению окружающей среды также сделано для внесения в графики этого дополнительного фактора, который не всегда постоянен и может меняться. Давление запуска сопла определяется по соответствующей точке на кривой, в которой происходит окончание падения значений p_a/p_h и кривая начинает монотонно расти вверх. Это объясняется тем, что именно в момент, когда сечение среза сопла начинает обтекаться безотрывным потоком, давление в нем определяется уравнением $p_a = p_k \pi(\lambda_a)$.

На рис. 4 по полученным таким образом значениям давления запуска сопла нанесены точки на график, по оси абсцисс которого отло-

Рис. 4. Изменение давления запуска диффузора с ЦТ в зависимости от длины его горловины:

кривая 1 — медленный запуск;
2 — быстрый запуск



жена относительная длина диффузора. В результате построен график, отражающий зависимость давления запуска исследуемой модели диффузора с ЦТ от относительной длины его горла при двух режимах работы газогенератора.

Абсолютное значение длины оптимального цилиндрического диффузора для рассматриваемой модели составляет $l_{ц} = 1632$ мм. Абсолютные же значения длин рассматриваемой схемы диффузора с ЦТ и их отношение к диаметру среза сопла следующие: $l_r/h_r = 9,6; 6,3; 4,1; 3; l_{абс} = 771; 618; 504; 452; l_{абс}/d_a = 3,78; 3,03; 2,47; 2,22$.

Анализ полученных результатов. На основе представленных результатов экспериментальных исследований отмечаем следующее:

1. Давление запуска диффузора возрастает с уменьшением относительной длины его горла. Лишь при медленном запуске для двух самых длинных конфигураций давление запуска несколько выросло и совпало со значением для быстрого роста давления в камере сгорания, как и в случае использования традиционного цилиндрического диффузора [2]. Это объясняется тем, что развивающийся в канале горла диффузора псевдоскачок [6] имеет определенную длину, на которой происходит торможение потока до близких к звуковым скоростям. Если длина канала меньше оптимальной длины развития псевдоскачка, то течение на входе в дозвуковой диффузор еще сверхзвуковое и его торможение до “дозвука” в прямом скачке сопровождается большими потерями полного давления.

2. Для всех конфигураций диффузора, кроме самой длинной, давление запуска сопла при быстром росте давления в камере сгорания выше, чем при медленном. В среднем, эта разность составляет 12... 15 бар.

3. Процесс запуска сопла при медленном росте давления в камере сгорания сопровождается забросами давления перед моментом запуска до 0,6... 0,8 бар. При быстром запуске этот эффект отсутствует.

4. В случае самой длинной конфигурации длина диффузора с ЦТ в 2,1 раза меньше, чем длина оптимального цилиндрического диффузора, а в случае самой короткой — короче в 3,6 раза.

5. Средний показатель адиабаты продуктов сгорания натурального двигателя составляет $k = 1,18$. При этом он запускался с длинным цилиндрическим диффузором при относительном давлении $p_k/p_h \approx 160$. При таком же давлении в камере сгорания запускается самая короткая конфигурация диффузора с ЦТ (при медленном росте давления в КС). Для быстрого роста давления в камере сгорания — вторая по длине конфигурация с $l_r/h_r = 4,1$. Минимальное значение давления запуска диффузора с ЦТ составило: для 2-й конфигурации ($l_r/h_r = 6,3$) и было равно $p_k/p_h = 120$ бар, что на 25 % меньше, чем для цилиндрического диффузора. Данные значения снижения давления запуска согласуются с приведенными в работе [1].

Выводы. В результате проведенных экспериментальных исследований рассмотренной модели диффузора с ЦТ получены характеристики, отражающие запуск сопла испытываемого двигателя в зависимости от давления в камере сгорания и окружающей среды. Выявлено снижение давления запуска по сравнению с цилиндрическим диффузором на 25 %. При этом абсолютная длина диффузора снизилась примерно в 2,6 раза. При эквивалентном давлении запуска абсолютная длина диффузора с ЦТ меньше в 3,2 раза. Была исследована зависимость давления запуска диффузора с ЦТ от его длины; характер этой зависимости такой же, как и для традиционных диффузоров [2]. Получены данные по запуску для конкретного натурального двигателя, указывающие на возможность его работы с диффузором с ЦТ при давлении в камере сгорания 160 бар и длиной диффузора, составляющей примерно 2,3 калибра среза его сопла, т.е. 1800 мм.

ЛИТЕРАТУРА

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. *Обзор № 45.* Элементы стендов зарубежных стран, предназначенных для высотных испытаний ракетных двигателей. Составители: Л.А. Воробьева, А.М. Дубинский, Б.К. Тихомиров. Головной отдел научно-технической информации № 8. 1977.
4. *Экспериментальная установка для исследования характеристик выхлопного диффузора с центральным телом применительно к ракетным двигателям* // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2012. № 4. С. 51–60.
5. *Трусов Б.Г.* Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий / Труды XIV Междунар. конф. по хим. термодинамике, СПб., 2002.
6. *Обзор ЦАГИ.* Исследование сверхзвуковых течений со срывными зонами. Издательский отдел ЦАГИ. М., 1974.

REFERENCES

- [1] Il'inskii V.A. Issledovanie raketnykh dvigatelei na zhidkom toplive. [Study rocket liquid-fueled engine]. Moscow, Mir Publ., 1964. 454 p.
- [2] Shishkov A.A., Silin B.M. Vysotnye ispytaniia reaktivnykh dvigatelei. [High-altitude test jet engines]. Moscow, Mashinostroiye Publ., 1985, 208 p.
- [3] Vorob'eva L.A., Dubinskii A.M., Tikhomirov B.K. Elements of the foreign countries stands intended for high-altitude test of rocket engines. *Golovnoi otdel nauch.-tekh. inf. no. 8* [Head department of scientific and technical information]. Review no. 45, 1977. (In Russian, unpublished).
- [4] Volkov N.N., Volkova L.I., Gurina I.N., Kozaev A. Sh. Experimental setup and technique for investigating characteristics of exhaust spike diffuser for try-out of rocket engines. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostroiye*. [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mech. Eng.], 2012, vol. 66, no. 4, p. 51–60 (in Russ.).
- [5] Trusov B.G. Software system TERRA for the simulation phase and chemical equilibrium. *Tr. XIV Mezhdunar. Konf. po Khim. Termodinamike* [Proc. XIV Int. Conf. "Thermochemistry"]. S.-Pb., 2002.
- [6] Study of supersonic flows with stall zones. *Obzor TsAGI* [Central Institute of Aerohydrodynamics Review]. Izdatel'skii otdel TsAGI Pnbl. M., 1977.

Статья поступила в редакцию 20.03.2013

Николай Николаевич Волков — канд. физ.-мат. наук, начальник отдела ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша". Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

N.N. Volkov — Cand. Sci. (Phys.-Math.), head of department of the Keldysh Research Center. Keldysh Research Center, Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation.

Лариса Ивановна Волкова — д-р техн. наук, главный научный сотрудник ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша". Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

L.I. Volkova — Dr. Sci. (Eng.), chief researcher of the Keldysh Research Center. Keldysh Research Center, Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation.

Ирина Николаевна Гурина — канд. техн. наук, старший научный сотрудник ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша". Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

I.N. Gurina — Cand. Sci. (Eng.), senior researcher of the Keldysh Research Center. Keldysh Research Center, Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation.

Алан Шотаевич Козаев — аспирант кафедры "Ракетные двигатели" МГТУ им. Н.Э. Баумана, инженер ГНЦ ФГУП "Центр Келдыша". Российская Федерация, 125438, Москва, Онежская ул., д. 8.

A.Sh. Kozaev — post-graduate of "Rocket Engines" department of the Bauman Moscow State Technical University, engineer of the Keldysh Research Center. Keldysh Research Center, Onezhskaya ul. 8, Moscow, 125438 Russian Federation.