

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ КОРМОВЫХ ДИФFUЗОРОВ В ВАКУУМНЫХ СИСТЕМАХ СТЕНДОВ ДЛЯ ВЫСОТНЫХ ОГНЕВЫХ ИСПЫТАНИЙ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ

© 2016

- Р. Н. Гальперин** старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru
- Ю. И. Гуляев** ведущий инженер Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru
- Ю. С. Ивашин** кандидат технических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru
- В. Е. Нигодюк** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru
- В. В. Рыжков** кандидат технических наук, научный руководитель Научно-исследовательского центра космической энергетики, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru
- А. В. Сулинов** кандидат технических наук, доцент кафедры теории двигателей летательных аппаратов, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, ke_src@ssau.ru

Приведены результаты расчётного и экспериментального исследований вакуумной системы с кормовым диффузором для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги (ЖРДМТ). Цель исследования – определение геометрических размеров и установочных параметров кормовых диффузоров, обеспечивающих работу вакуумной системы, реализующую режим безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытываемого ЖРДМТ. Экспериментальное исследование проводилось с использованием ЖРДМТ номинальной тягой 50 Н с геометрической степенью расширения 50. В работе исследовалось влияние установочных размеров кормового диффузора относительно среза сопла двигателя: положение входного сечения диффузора относительно среза сопла двигателя изменялось в осевом направлении в диапазоне от –2 мм до +10 мм. Исследовалось влияние геометрических параметров кормовых диффузоров, отличающихся друг от друга внутренним диаметром канала диффузора и имеющих относительную длину канала, равную 10. Определена область конструктивных параметров кормового диффузора и его положения относительно среза сопла двигателя, а также диапазоны давления за срезом диффузора, обеспечивающие безотрывное течение продуктов сгорания в соплах испытываемых ЖРДМТ. Показано, что эффективность вакуумной системы стенда при приближении внутреннего диаметра кормового диффузора к диаметру выходного сечения сопла возрастает и при прочих равных условиях вакуумная система может обеспечить проведение испытаний ЖРДМТ более длительный период времени, сохраняя расчётный режим работы сопла.

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги; высотные огневые испытания; термовакуумный стенд; вакуумная система; кормовой диффузор; безотрывное течение продуктов сгорания в сопле.

Цитирование: Гальперин Р.Н., Гуляев Ю.И., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Исследование эффективности применения кормовых диффузоров в вакуумных системах стендов для высотных огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2016. Т. 15, № 4. С. 20-32. DOI: 10.18287/2541-7533-2016-15-4-20-32

Одной из задач высотных огневых испытаний при исследованиях рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей малой тяги является обеспечение в процессе работы двигателя безотрывного течения продуктов сгорания в сопле, что позволяет измерять его тягу и достоверно определять энергетические параметры двигателя. Задача может быть решена с использованием вакуумной системы, в составе которой применяется кормовой диффузор (или, иначе, выхлопной диффузор) [1]. Применение кормового диффузора расширяет возможности вакуумной системы стенда для обеспечения высотных огневых испытаний ЖРДМТ. При одинаковых условиях эксперимента (объёма вакуумной камеры, производительности вакуумных насосов и др.) вакуумные системы с кормовым диффузором позволяют существенно увеличить длительность испытаний ЖРДМТ на стенде с обеспечением безотрывного течения продуктов сгорания в соплах, эффективно использовать стенд для изучения влияния различных факторов на работоспособность двигателя, а также проводить работы с ЖРДМТ большей размерности.

Известно применение кормовых диффузоров для высотных испытаний ракетных двигателей большой тяги, прежде всего, в условиях атмосферного давления окружающей среды [2-4]. В зависимости от тяги, геометрической степени расширения сопла (или высотности сопла) и режимов работы ракетного двигателя можно выделить несколько принципиальных схемных решений вакуумной системы с кормовым диффузором для высотных огневых испытаний ракетных двигателей [2].

Во-первых, схема вакуумной системы, в которой разрежение создаётся эжектирующим действием струи, истекающей из испытываемого ракетного двигателя, при этом кормовой диффузор установлен соосно с соплом двигателя. Двигатель может располагаться в вакуумной камере либо только сопловой частью, либо в целом. В первом случае до начала испытаний разрежение не создаётся и для запуска диффузора необходим определённый уровень давления в двигателе. Такая вакуумная система позволяет испытывать двигатель при наличии полнорасходной эжектирующей струи продуктов сгорания. Другой вариант реализации данной схемы: на выходе из диффузора, присоединённого к содержащей двигатель вакуумной камере, может быть установлена герметичная отбрасываемая заглушка. В этом случае после предварительного вакуумирования создаются условия для имитации высотных условий в начальный период воспламенения. Кроме того, на выходе из диффузора может быть установлена предварительно вакуумируемая ёмкость с отбрасываемой герметичной заглушкой.

Во-вторых, схемы высотных стендов с установленными на выходе из диффузора эжекторными или другими мощными откачивающими устройствами газоотводящей вакуумной системы. С их помощью обеспечивается разрежение как в период воспламенения, так и в процессе работы двигателя.

Однако вакуумные системы с кормовым диффузором на стендах для высотных огневых испытаний ЖРДМТ, работающих в непрерывном и импульсном режимах и имеющих значительно большие геометрические степени расширения сопла 45...400, не нашли применения, и результаты их исследований практически отсутствуют.

Цель экспериментального исследования – определение геометрических размеров и установочных параметров кормовых диффузоров, обеспечивающих повышенную эффективность вакуумной системы при реализации режима безотрывного течения продуктов сгорания в сопле испытываемого ЖРДМТ.

Экспериментальные исследования проводятся на термовакуумном огневом стенде для испытаний ЖРДМТ в Научно-исследовательском центре космической энергетики Самарского университета.

Вакуумная система стенда включает две вакуумные камеры ВК1 и ВК2, соединённые между собой через кормовой диффузор D1 (схема газодинамического тракта

вакуумных камер с кормовым диффузором приведена на рис. 1 и принципиальная схема вакуумной системы стенда приведена на рис. 2 [1]).

В камере ВК1 размещается испытуемый ЖРДМТ и оборудование в зависимости от решаемой задачи: либо для измерения тяги двигателя, либо для создания требуемых тепловых потоков от внешнего источника тепла, либо для исследования влияния источника холода. Вакуумная камера ВК1 имеет объём 0,32 м³, объём вакуумной камеры ВК2 составляет 1,2 м³. В выходном сечении сопла двигателя установлен кормовой диффузор D1 (рис. 2), который через туннельный вакуумный трубопровод и вакуумный затвор VM1 герметично соединён с камерой ВК2.

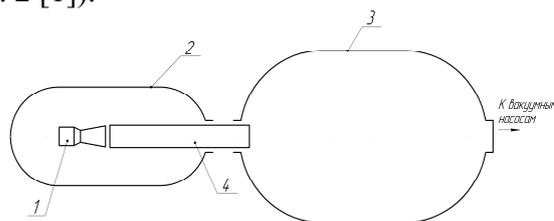


Рис. 1. Схема газодинамического тракта вакуумных камер с кормовым диффузором:
1 - испытуемый ЖРДМТ;
2 - вакуумная камера ВК1;
3 - вакуумная камера ВК2;
4 - кормовой диффузор

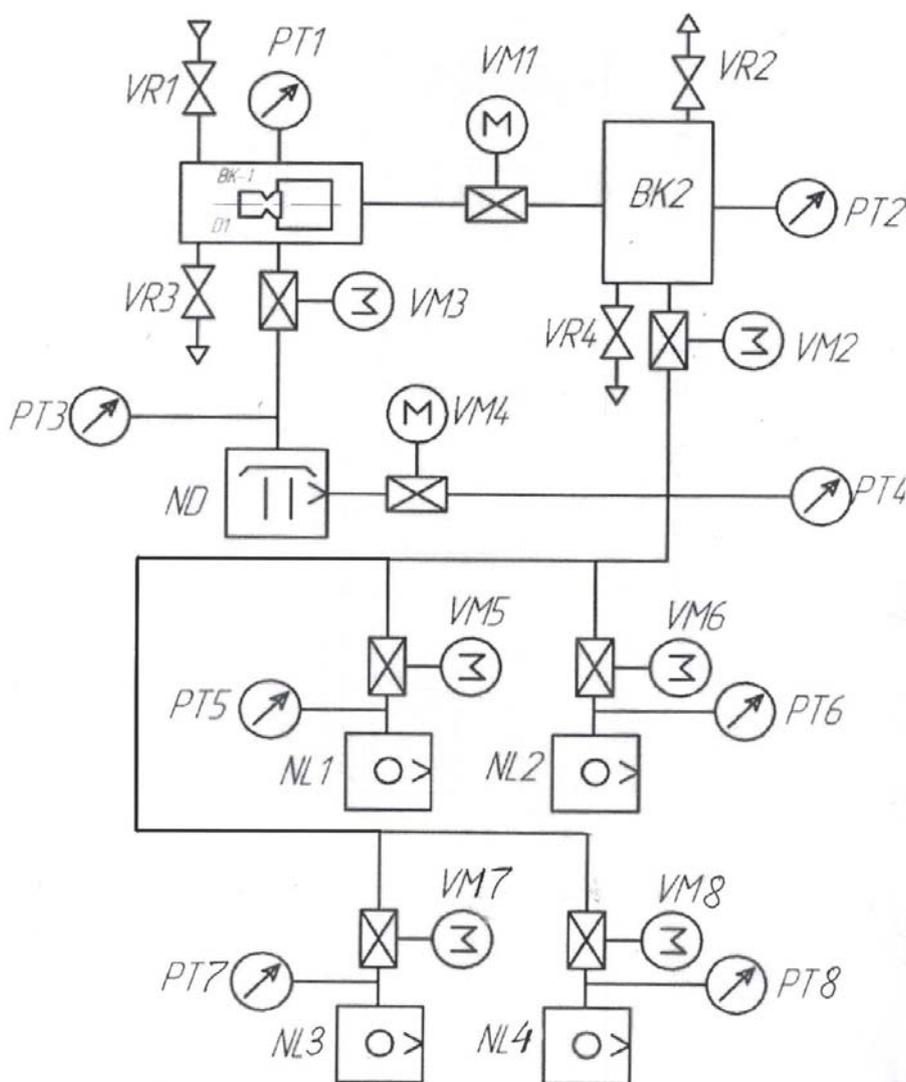


Рис. 2. Принципиальная схема вакуумной системы стенда

Кормовой диффузор и соединённый с ним газопровод предназначены для эвакуации продуктов сгорания работающего двигателя в камеру ВК2 и, соответственно, обеспечивают газодинамическое разъединение вакуумных камер. Основное назначение кормо-

вого диффузора D1 – создать условия для безотрывного течения продуктов сгорания в сопле ЖРДМТ. Вакуумная камера ВК2 соединена с вакуумными насосами и используется как буферный объём, необходимый для запуска кормового диффузора, охлаждения и аккумуляции продуктов сгорания работающего ЖРДМТ.

В состав вакуумной системы входят пять вакуумных насосов, четыре из них механические NL1...NL4 (при необходимости возможно подключение ещё нескольких насосов типа NL к вакуумной системе), которые соединены параллельно и обеспечивают откачку продуктов сгорания двигателя из камеры ВК2, и один бустерный паромасляный насос ND, служащий для обеспечения высокого вакуума в ВК1 (в рассматриваемом эксперименте паромасляный насос ND не использовался и был отсоединён от камеры ВК1 задвижкой VM3).

С помощью вакуумных насосов NL1...NL4 на стенде решаются две основные задачи:

- при их автономной работе (без бустерного паромасляного насоса ND) насосы NL1...NL4 обеспечивают откачку продуктов сгорания ЖРДМТ при измерении тяги двигателя, создавая начальное давление разрежения в вакуумных камерах ВК1 и ВК2 менее 1 мм рт. ст.;

- при их работе как форвакуумных по отношению к насосу ND, реализующему требуемое начальное давление в вакуумной камере ВК1 менее $1 \cdot 10^{-3}$ мм рт. ст., возможно проводить специальные испытания двигателя, в частности тепловые испытания. В качестве форвакуумных насосов NL1...NL4 в вакуумной системе используются четыре высокопроизводительных вакуумных золотниковых насоса типа НВЗ–300. В качестве бустерного насоса ND на стенде применяется паромасляный насос 2НВБМ–160.

Общий вид и компоновка вакуумных камер на термовакuumном огневом стенде представлены на рис. 3 [1]. На переднем плане рис. 3 показаны вакуумная камера ВК1 и бустерный паромасляный насос ND, на заднем – вакуумная камера ВК2. Обе вакуумные камеры расположены горизонтально так, что оси камер перпендикулярны друг другу.

Экспериментальное исследование проводилось с использованием ЖРДМТ номинальной тягой 50 Н с геометрической степенью расширения $\bar{F}_a = 50$ (внутренний диаметр выходного сечения сопла двигателя составлял 61 мм, диаметр минимального сечения сопла – 8,6 мм).

Высотные огневые испытания выполнялись на одном режиме работы ЖРДМТ: при давлении и температуре компонентов топлива на входе в двигатель соответственно 2,0 МПа и (15...30) °С. Длительность включения двигателя изменялась в диапазоне от 3 до 20 с. Давление в камере сгорания двигателя составляло (0,66...0,68) МПа.

Результаты термодинамического расчёта параметров продуктов сгорания испытываемого двигателя в выходном сечении сопла при равновесном и «замороженном» расширении продуктов сгорания в сопле представлены в табл. 1. Статическое давление p_a и температура T_a продуктов сгорания на срезе сопла при равновесном и «замороженном» их расширении составляют соответственно 914 Па (6,9 мм рт. ст.) и 722 Па (5,4 мм рт. ст.); 894 К и 668 К. С учётом экспериментальных данных [5; 6] можно пред-



Рис. 3. Общий вид и расположение вакуумных камер ВК1 и ВК2 на термовакuumном огневом стенде

полагать, что при минимальной степени нерасчётности сопла $p_H / p_a \sim 2,5$ даже при давлении разреженного газа в вакуумной камере $p_H \sim 1,8$ кПа ($\sim 13,5$ мм рт. ст.) скачок уплотнения не должен входить в сопло двигателя.

Исследовалось влияние установочных размеров кормового диффузора относительно среза сопла двигателя: положение входного сечения диффузора относительно среза сопла двигателя изменялось в осевом направлении в диапазоне от $\delta = -2$ мм до $\delta = +10$ мм (знак «минус» означает расположение среза сопла двигателя внутри кормового диффузора), а также влияние геометрических параметров трёх кормовых диффузоров, отличающихся друг от друга внутренним диаметром канала диффузора $d_{диф} = 66, 81$ и 96 мм и имеющих относительную длину канала, равную 10.

При экспериментальном исследовании реализовались два режима работы вакуумной системы стенда:

- расходный режим, когда в процессе пуска происходила постоянная откачка из вакуумной камеры ВК2 продуктов сгорания работающего ЖРДМТ;
- нерасходный режим, когда вакуумная камера ВК2 изолировалась вакуумной задвижкой VM2 от вакуумных насосов NL1...NL4.

Таблица 1. Результаты термодинамического расчёта параметров ЖРДМТ в выходном сечении сопла двигателя при $p_k = 0,68$ МПа и геометрической степени расширения сопла $\bar{F}_a = 50$

№	Наименование параметра	Равновесное расширение продуктов сгорания в сопле	«Замороженное» расширение продуктов сгорания в сопле
1.	Давление продуктов сгорания в выходном сечении сопла p_a , Па (мм рт. ст)	914 (6,86)	722 (5,42)
2.	Температура продуктов сгорания в выходном сечении сопла T_a , К	894	668
3.	Показатель изэнтропы n	1,228	1,280
4.	Число Маха M	4,66	4,95

Нерасходный вариант работы вакуумной системы позволял оценить и зафиксировать давление в вакуумной камере ВК2, при котором происходил срыв работы кормового диффузора и вход скачка уплотнения в сопло двигателя (момент срыва работы диффузора фиксировался по резкому росту давления газов в вакуумной камере ВК1).

В процессе экспериментального исследования осуществлялись измерения давлений разрежения в вакуумных камерах ВК1 и ВК2, параметров ЖРДМТ (тяга, давление в камере сгорания, расходы компонентов, давления и температуры компонентов на входе в двигатель). На отдельных режимах измерялось статическое давление продуктов сгорания в выходном сечении сопла двигателя, а также температура рабочего тела перед вакуумными насосами NL1...NL4.

Управление работой ЖРДМТ, стендовыми системами и регистрация их параметров в процессе испытаний, а также обработка экспериментальных данных осуществлялась с помощью автоматизированной измерительно-информационной системы стенда [1]. Анализ экспериментальных данных исследования влияния положения входного сечения кормового диффузора относительно среза сопла двигателя (табл. 2 и рис. 4, где k_{III} – текущее значение тягового комплекса сопла двигателя; $k_{II}^{ном}$ – номинальное зна-

чение тягового комплекса; $\Delta k_{\Pi} = (k_{\Pi} - k_{\Pi}^{ном})$ – отклонение текущего значения тягового комплекса от его номинального значения) показывает, что для диффузора с внутренним диаметром 66 мм (наиболее близкое значение диаметра к наружному диаметру сопла) расположение сопла двигателя внутри кормового диффузора при $\delta = -2$ мм приводит к существенному изменению (увеличению) уровня текущего значения тягового комплекса по сравнению с его номинальным значением на +9,9%.

При удалении сопла от кормового диффузора диаметром $d_{диф} = 66$ мм на расстояние более $\delta = +6$ мм (при $\delta = +10$ мм) отношение отклонения текущего значения тягового комплекса к его номинальному значению составило -2,2 %.

В остальных случаях для данного диффузора при $\delta = (0...+6)$ мм и диффузоров с внутренним диаметром 81 и 96 мм при $\delta = (0...+10)$ мм изменение положения диффузора относительно двигателя не влияло, в рамках погрешности измерения k_{Π} , на значения измеряемой тяги ЖРДМТ и тягового комплекса (табл. 2, рис. 4).

Характерная осциллограмма изменения параметров двигателя и вакуумной системы в процессе пуска ЖРДМТ для кормового диффузора с внутренним диаметром 66 мм и относительным его положением $\delta = +4$ мм приведена на рис. 5, где p_k – давление в камере сгорания; R_1 – измеряемая тяга двигателя; p_{h1} – давление газа в вакуумной камере ВК1; p_{h2} – давление газа в вакуумной камере ВК2; t – время.

В дальнейшем исследования проводились при осевом зазоре между выходным сечением сопла двигателя и входным сечением кормового диффузора $\delta = +2$ мм.

Эксперимент по определению границы срыва работы кормового диффузора состоял в следующем. В обеих вакуумных камерах создавалось разрежение 1 мм рт. ст. Вакуумная камера ВК2 изолировалась от вакуумных насосов NL1...NL4 путём закрытия вакуумной задвижки VM2. Далее после запуска двигателя происходил рост давления в вакуумной камере ВК2 и при достижении в ней определённого давления $p_{Нсрыв}$ фиксировался резкий рост давления разреженного газа в вакуумной камере ВК1, что позволяло констатировать факт срыва работы кормового диффузора и, как следствие этого, входа скачка уплотнения в сверхзвуковую часть сопла двигателя.

Таблица 2. Экспериментальные данные по влиянию осевого положения сопла двигателя относительно диффузора δ на изменение тягового комплекса

$\Delta k_{\Pi} / k_{\Pi}^{ном}, \%$						
$\delta, \text{ мм}$	-2	0	+2	+4	+6	+10
$d_{диф}, \text{ мм}$						
66	+9,9	-0,1	0,0	0,0	-0,3	-2,2
81	-	+0,1	+0,2	-0,2	-0,2	-
96	-	+0,1	-0,3	-0,2	-	+0,4

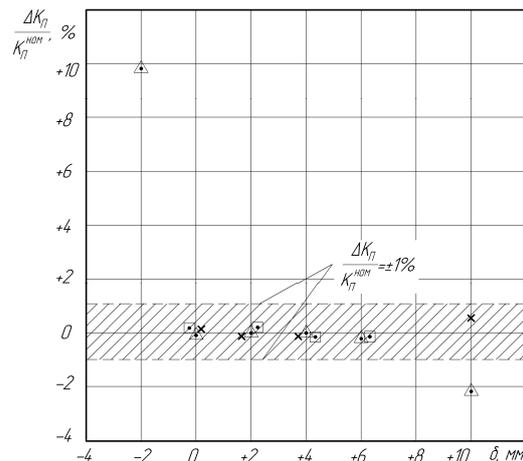


Рис. 4. Зависимость отношения отклонения текущего значения тягового комплекса Δk_{Π} к его номинальному значению $k_{\Pi}^{ном}$ от осевого положения сопла двигателя относительно диффузора δ :

$\Delta - d_{диф} = 66$ мм; $\square - d_{диф} = 81$ мм; $\times - d_{диф} = 96$ мм

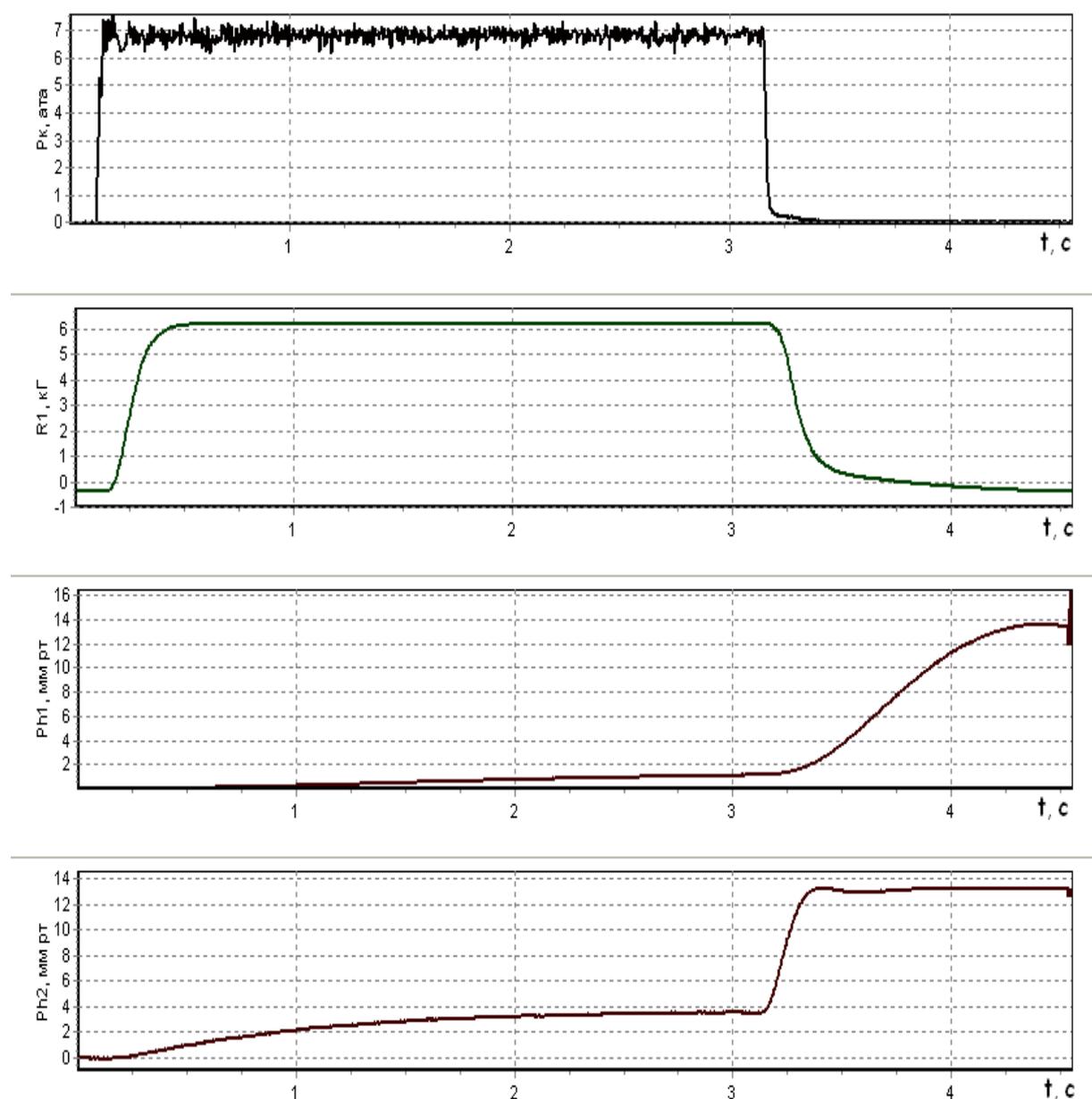


Рис. 5. Изменение параметров ЖРДМТ и вакуумной системы во время пуска двигателя при расходном режиме работы вакуумной системы ($d_{\text{диф}} = 66 \text{ мм}$; $\delta = + 4 \text{ мм}$)

Первичные данные в виде записи изменения параметров двигателя и давления в вакуумных камерах для кормовых диффузоров внутренним диаметром 96 и 81 мм и относительным положением кормового диффузора + 2 мм приведены соответственно на рис. 6 и рис. 7.

На рис. 7 приведена запись давления газа на срезе сопла двигателя p_{h3} . Из анализа рис. 6 и рис. 7 следует, что в момент резкого роста давления в вакуумной камере ВК1 (срыва работы кормового диффузора) фиксируется резкий рост давления на срезе сопла, что соответствует входу скачка уплотнения в сопло.

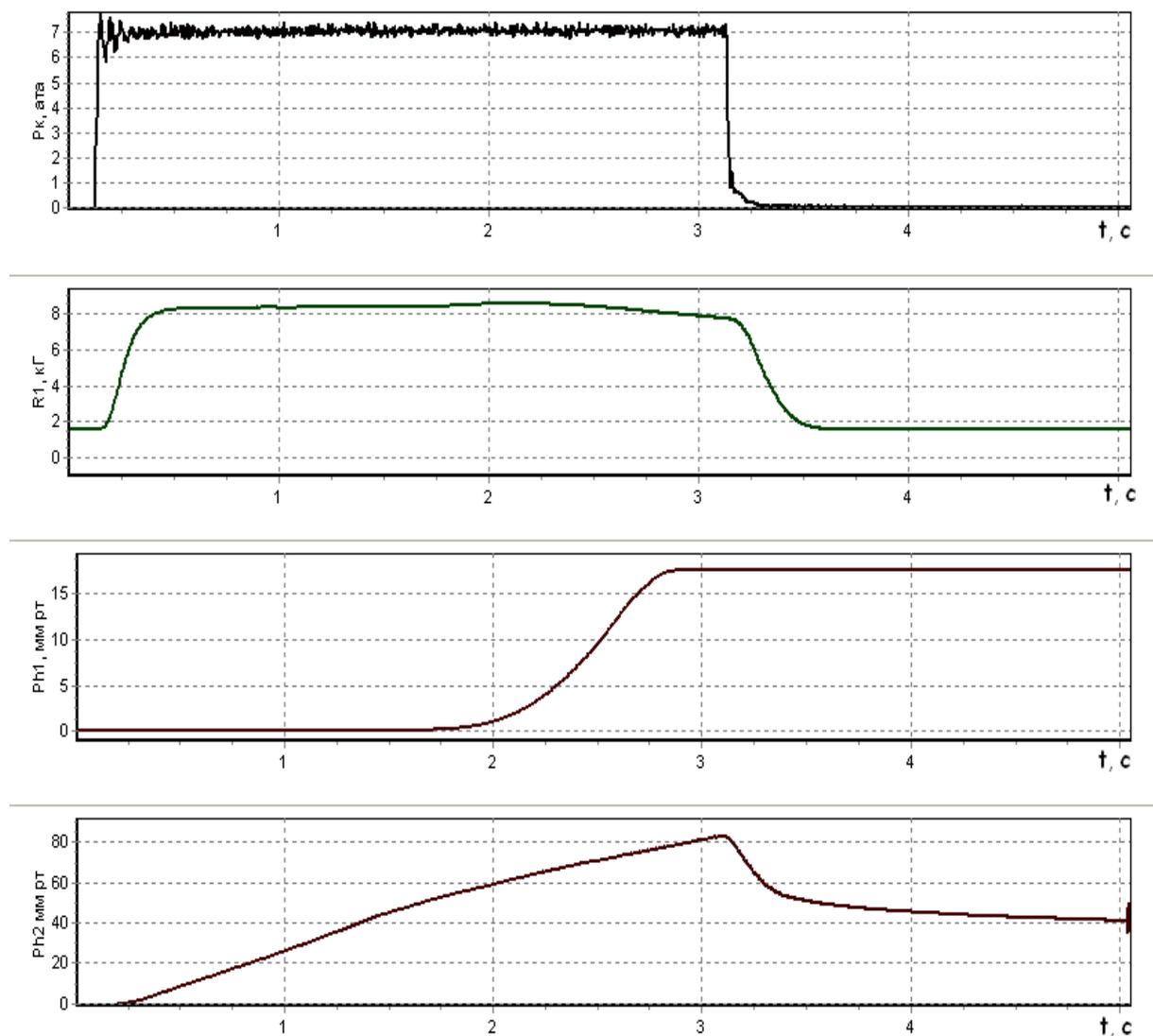


Рис. 6. Изменение параметров ЖРДМТ и вакуумной системы во время пуска двигателя в нерасходном режиме работы вакуумной системы при срыве работы кормового диффузора $d_{\text{диф}} = 96 \text{ мм}$; $\delta = +2 \text{ мм}$

Обобщённые результаты исследования влияния внутреннего диаметра кормового диффузора на значение давления за кормовым диффузором (давления окружающей среды) $p_{\text{Нсрыв}}$, при котором происходил срыв работы диффузора и отрыв потока в сопле двигателя, приведены в табл. 3 и на рис. 8 в виде зависимости отношения давлений в камере сгорания p_k к давлению окружающей среды – давлению разрежения в вакуумной камере ВК2 $p_{\text{Нсрыв}}$ от отношения площадей кормового диффузора $F_{\text{диф}}$ и минимального сечения F_m сопла двигателя ($d_{\text{диф}}$ – внутренний диаметр диффузора; d_m – диаметр минимального сечения сопла ЖРДМТ).

Из полученных результатов видно влияние внутреннего диаметра на срыв работы кормового диффузора. С ростом внутреннего диаметра кормового диффузора в диапазоне от 66 до 96 мм давление разрежения $p_{\text{Нсрыв}}$, при котором происходит срыв работы кормового диффузора и нарушается расчётный режим течения продуктов сгорания в сопле двигателя, падает со 130 до 52 мм рт. ст.

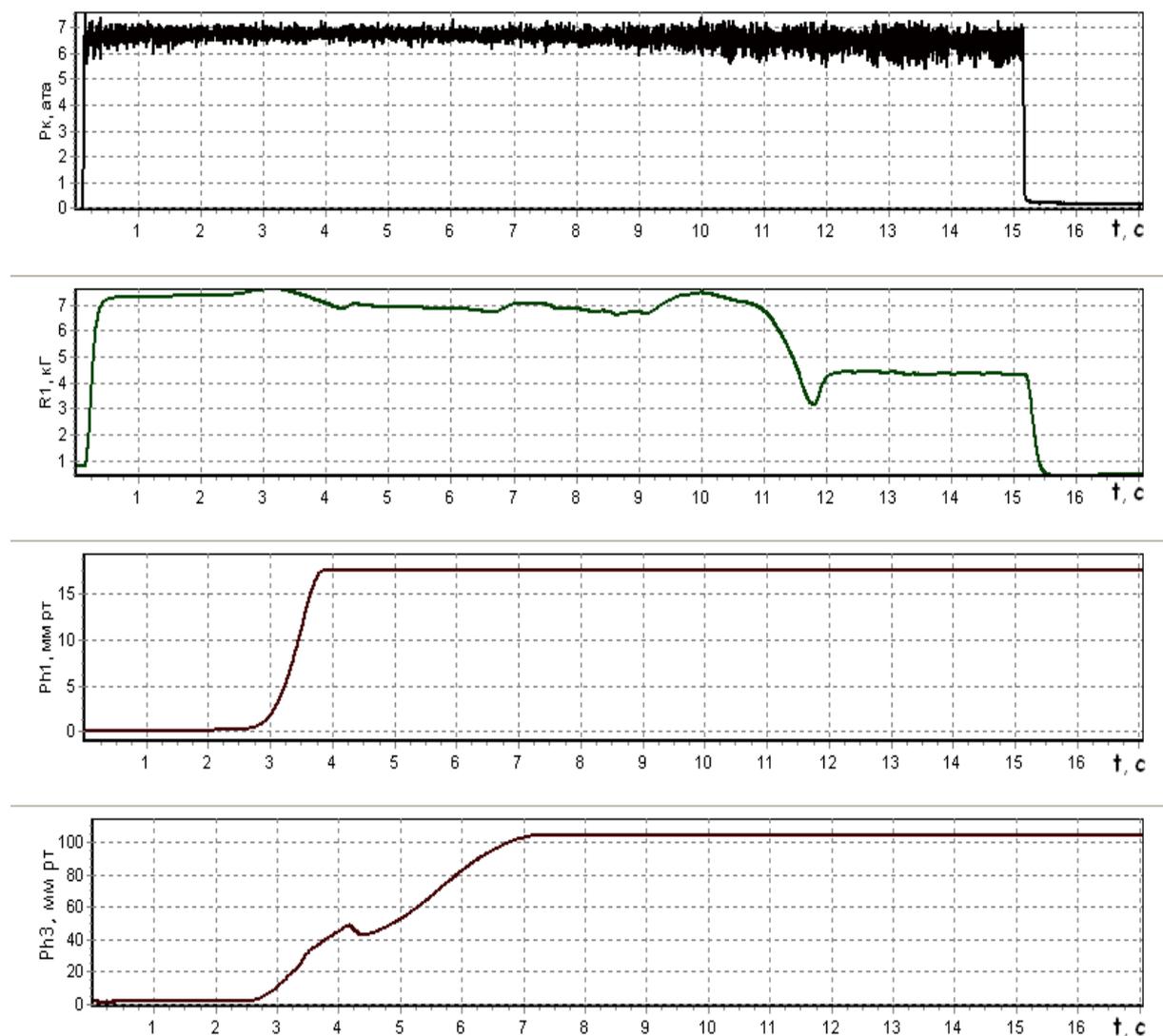


Рис. 7. Изменение параметров ЖРДМТ и вакуумной системы во время пуска двигателя в нерасходном режиме работы вакуумной системы при срыве работы кормового диффузора $d_{\text{оиф}} = 81$ мм; $\delta = + 2$ м; p_{h3} – давление на срезе сопла

При этом необходимо отметить, что возможности вакуумной системы при приближении внутреннего диаметра кормового диффузора к диаметру выходного сечения сопла улучшаются и при прочих равных условиях вакуумная система может обеспечить проведение испытаний ЖРДМТ более длительный период. В частности, для проводимого эксперимента при расходном режиме работы вакуумной системы длительность работы испытываемого двигателя при переходе с кормового диффузора диаметром 96 мм к диффузору диаметром 66 мм можно повысить в 2,5 раза. При этом требования к минимальному размеру внутреннего диаметра кормового диффузора, кроме условия $d_{\text{оиф}} > d_a$, обусловлены обеспечением соответствующего осевого положения диффузора и погрешностью установки кормового диффузора и двигателя из-за несоосности сопла двигателя и кормового диффузора.

В [2] в части высотных испытаний реактивных двигателей при постановке задачи по определению, так называемого, пускового давления кормового (выхлопного) диф-

фузора – запуска кормового диффузора при атмосферных условиях – предложена расчётная модель оценки указанного давления. В проведённом исследовании рассматривается обратная задача – определение давления разреженного газа, при котором будет происходить срыв работы кормового диффузора, поскольку запуск диффузора в эксперименте осуществляется в высотных условиях (при давлении менее 1 мм рт.ст.) стабильно и надёжно. Поэтому воспользуемся указанной расчётной моделью для оценки давления окружающей среды, при котором происходит срыв работы кормового диффузора, и сравним расчётные данные с экспериментальными результатами.

Таблица 3. Результаты экспериментального исследования параметров ЖРДМТ и вакуумной системы при срыве работы кормового диффузора

$d_{диф} / d_m$	7,67	9,42	11,2
$F_{диф} / F_m$	58,9	88,7	125
p_k , МПа	0,66	0,66	0,68
$p_{Нсрыв}$, кПа (мм рт. ст.)	17,3 (130)	10,7 (80)	6,9 (52)
$p_k / p_{Нсрыв}$	37,3	60,6	96,2

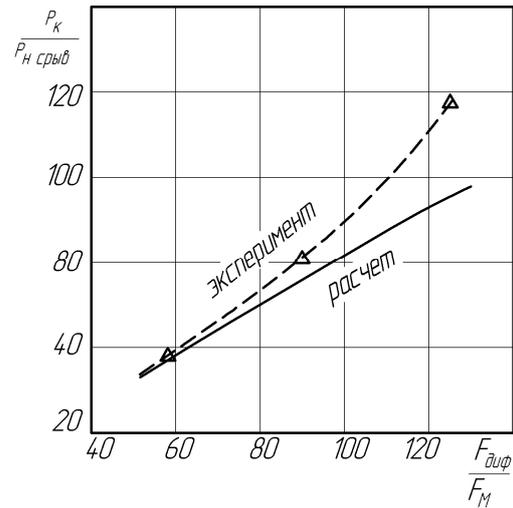


Рис. 8. Зависимость отношения давлений в камере сгорания и в вакуумной камере при срыве работы диффузора от отношения площадей диффузора и минимального сечения сопла двигателя:
Δ - - - эксперимент; — - расчёт

Как отмечается в [2], течение в канале кормового диффузора неоднородное (из-за рассеяния в выходном сечении сопла испытываемого двигателя, расширения потока после выхода из сопла, струйного пограничного слоя, натекающего на стенку диффузора) и потери полного давления в скачках, развивающихся в канале, такие же, как и в прямом скачке.

Поэтому давление окружающей среды, при котором происходит срыв работы диффузора и отрыв потока в сопле, можно определить с некоторым запасом (вследствие отсутствия учёта неоднородности входного течения и потерь давления в дозвуковом потоке диффузора) из выражения [2]:

$$\frac{p_k}{p_{Нсрыв}} = \frac{q(1/\lambda_{ex})}{q(\lambda_{ex})\pi(1/\lambda_{ex})} = y(1/\lambda_{ex}) \frac{F_{диф}}{F_m},$$

где $q(\lambda_{ex}), q(1/\lambda_{ex}), \pi(1/\lambda_{ex}), y(1/\lambda_{ex})$ – газодинамические функции; λ_{ex} – приведённая скорость потока на входе в кормовой диффузор.

При расчёте значения показателя изоэнтропы, числа Маха и приведённой скорости потока на входе в кормовой диффузор λ_{ex} определялись для «замороженного» течения продуктов сгорания и условия расширения газового потока до геометрической степени расширения, равной $F_{диф} / F_m$.

Результаты расчёта давления $p_{Нсрыв}$ при котором происходит срыв работы кормового диффузора, по предложенной модели представлены в табл. 4 и на рис. 8.

Максимальное отклонение расчётных данных от экспериментальных в области изменения $F_{диф} / F_m$ от 58,9 до 88,7 не превышает 11%.

Следовательно принятая расчётная модель в указанном диапазоне изменения $F_{диф} / F_m$ вполне удовлетворительно позволяет оценивать давление газа $p_{Нсрыв}$ при котором происходит срыв работы кормового диффузора и нарушение расчётного режима течения продуктов сгорания в сопле двигателя.

Таблица 4. Результаты расчётной оценки при срыве кормового диффузора и сравнение с экспериментальными данными

$F_{диф} / F_m$	58,9	88,7	125
p_k , МПа	0,66	0,66	0,68
$y(1/\lambda_{вх})$	0,620	0,610	0,594
$p_{Нсрыв}$, кПа	18,6	12,6	9,2
$p_k / p_{Нсрыв}$	36,5	54,1	74,2
Отклонения расчётных и экспериментальных данных, %	- 2,1	- 10,7	- 22,9

Таким образом, в результате проведённого экспериментального исследования была определена область конструктивных параметров кормового диффузора и его положения относительно среза сопла двигателя, при которых можно не только реализовать высотные условия испытаний ЖРДМТ с измерением пустотной тяги двигателя, но и обеспечить повышенную эффективность вакуумной системы с применением кормового диффузора. На основании полученных результатов можно рекомендовать следующие основные конструктивные параметры, определяющие работу кормового диффузора вакуумной системы и двигателя: отношение площадей диаметра диффузора и минимального сечения сопла двигателя в диапазоне от 60 до 125 при относительной длине кормового диффузора 10, положении входного сечения диффузора относительно двигателя в диапазоне от 0 мм до + 6 мм. Эффективность вакуумной системы стенда при приближении внутреннего диаметра кормового диффузора к диаметру выходного сечения сопла возрастает, и при прочих равных условиях вакуумная система может обеспечить проведение испытаний ЖРДМТ более длительный период времени, сохраняя расчётный режим работы сопла.

Библиографический список

1. Гальперин Р.Н., Ивашин Ю.С., Нигодюк В.Е., Рыжков В.В., Сулинов А.В. Автоматизированный термовакуумный огневой стенд для испытаний и исследований рабочего процесса ЖРДМТ на самовоспламеняющихся компонентах топлива // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2014. № 5 (47), часть 2. С. 48-58.
2. Шишков А.А., Силин Б.М. Высотные испытания реактивных двигателей. М.: Машиностроение, 1985. 208 с.
3. Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Окорочков В.В. Испытания жидкостных ракетных двигателей: учеб. для студентов авиац. спец. вузов. М.: Машиностроение, 1992. 352 с.
4. Галеев А.Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок. Руководство для инженеров-испытателей. Пересвет: Научно-Испытательный центр Ракетно-Космической Промышленности, 2010. 178 с.

5. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для студентов вузов. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.

6. Шустов С.А. Экспериментальное исследование отрыва потока в соплах ракетных двигателей малой тяги с профилированной сверхзвуковой частью сопла // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2009. № 1 (17). С. 90-99.

EFFICIENCY OF AFT DIFFUSERS IN VACUUM SYSTEMS OF TEST BENCHES FOR HIGH-ALTITUDE FIRING TESTS OF LOW-THRUST LIQUID ROCKET ENGINES

© 2016

- R. N. Galperin** Senior Research fellow, Research Center of Space Power Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru
- Yu. I. Gulyaev** Leading engineer, Research Center of Space Power Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru
- Yu. S. Ivashin** Candidate of Science (Engineering), Senior Research fellow, Research Center of Space Power Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru
- V. E. Nigodjuk** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru
- V. V. Ryzhkov** Candidate of Science (Engineering), Research Supervisor of the Research Center of Space Power Engineering, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru
- A. V. Sulinov** Candidate of Science (Engineering), Associate Professor of the Department of Aircraft Engine Theory, Samara National Research University, Samara, Russian Federation, ke_src@ssau.ru

The article presents the results of calculations and experimental studies of a vacuum system with an aft diffuser for high-altitude firing tests of low-thrust liquid rocket engines. The aim of the study was to determine the geometric dimensions and setting parameters of aft diffusers. The diffusers ensure operation of the vacuum system that implements the regime of unseparated flow of the combustion products in the nozzle of the engine being tested. We carried out the experiments using 50 N liquid rocket engines with the geometric area ratio equal to 50. We investigated the impact of the setting parameters of the aft diffuser relative to the engine's nozzle exit: the position of the inlet section of the diffuser relative to the nozzle exit varied in the range from -2 to +10 mm in the axial direction. We analyzed the influence of geometrical parameters of aft diffusers that differed in the inner diameter of the channel. The relative channel length was equal to 10. We determined the structural variables of an aft diffuser and its position relative to the engine's nozzle exit and the pressure ranges after the exit section of the diffuser that ensure the mode of unseparated flow of the combustion products in the engine nozzle. The efficiency of the vacuum system of the test bench increases as the internal diameter of the aft diffuser approaches the diameter of the nozzle. Other things being equal, the vacuum system provides longer periods of engine tests maintaining the design mode of nozzle operation.

Low-thrust liquid rocket engines; altitude firing tests; thermal vacuum test facility; vacuum system; aft diffuser; mode of unseparated flow of combustion products in the nozzle.

Citation: Galperin R.N., Gulyaev Yu.I., Ivashin Yu.S., Nigodjuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Efficiency of aft diffusers in vacuum systems of test benches for high-altitude firing tests of low-thrust liquid rocket engines. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*. 2016. V. 15, no. 4. P. 20-32.
DOI: 10.18287/2541-7533-2541-75332016-15-4-20-32

References

1. Galperin R.N., Ivashin Y.S., Nigodjuk V.E., Ryzhkov V.V., Sulinov A.V. Automated thermo vacuum firing test facility for testing and research of workflow in low-thrust rocket engine on hypergolic propellants. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2014. No. 5 (47), part 2. P. 48-58. (In Russ.)
2. Shishkov A.A., Silin B.M. *Vysotnye ispytaniya reaktivnykh dvigateley* [High-Altitude testing of jet engines]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1985. 208 p.
3. Zhukovsky A.E., Kondrusev V.S., Okorochkov V.V. *Ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley: ucheb. dlya studentov aviats. spets. vuzov* [Tests of liquid rocket engines: textbook for students of aviation specialties]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1992. 352 p.
4. Galeev A.G. *Osnovy ustroystva ispytatel'nykh stendov dlya otrabotki zhidkostnykh raketnykh dvigateley i dvigatel'nykh ustanovok. Rukovodstvo dlya inzhenerov-ispytateley* [Basics of design of test benches for testing liquid rocket engines and propulsion systems]. Peresvet: Nauchno-Ispytatel'nyy tsentr Raketno-Kosmicheskoy Promyshlennosti Publ., 2010. 178 p.
5. Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P. *Teoriya raketnykh dvigateley: uchebnik-dlya studentov vtuzov* [Theory of rocket engines: textbook for students]. Moscow: Mashinostroenie Publ., 1989. 464 p.
6. Shustov S.A. Experimental analysis of flow separation in low thrust rocket engine nozzles with a profiled supersonic part of the nozzle. *Vestnik of the Samara State Aerospace University*. 2009. № 1 (17). P. 90-99. (In Russ.)