

УДК 629.7.036.620

Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354

Для цитирования: Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, В. Г. Яцуненко, Д. А. Савчин // Сибирский аэрокосмический журнал. 2021. Т. 22, № 2. С. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

For citation: Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenkov V. G., Savchin D. A. Characteristics of low thrust liquid-propellant rocket engines testing process. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354. Doi: 10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354.

Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги*

В. П. Назаров^{1**}, В. Ю. Пиунов², В. Г. Яцуненко¹, Д. А. Савчин¹

¹Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31

²АО «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева»
Российская Федерация, Московская область, г. Королев, ул. Богомолова, 12

**E-mail: nazarov@sibsau.ru

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются основными двигателями, применяемыми в системах управления космических летательных аппаратов (КЛА). Они могут работать как в непрерывном, так и в импульсном режимах, при этом работа в импульсном режиме является одной из наиболее характерных особенностей. Достоверное заключение о надежности созданных двигателей возможно только на основе испытаний их опытных образцов в реальных либо в значительной степени приближенных к реальным условиям.

При создании ЖРДМТ для КЛА различного назначения в процессе конструкторской (опытной) отработки большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, технического оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений.

Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натуральных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, воздействующих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях. Особое место в вопросах достижения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний. Значительный объем испытаний при отработке ЖРДМТ следует проводить в условиях требуемого вакуума на стендах, оборудованных барокамерами с вакуумными системами.

Для повышения эффективности имитации высотных условий предложено использовать барокамеру с трубчатым экраном, в который подается жидкий азот с необходимым расходом. Импульсные режимы работы ЖРДМТ иницируют в трубопроводах неустановившиеся (низкочас-

* Работа выполнена в соответствии с соглашением о стратегическом партнерстве и сотрудничестве от 29.04.2019 г. № 03-260 между АО «Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева» и Федеральным государственным бюджетным образовательным учреждением высшего образования «Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева».

The work was carried out in accordance with the agreement on strategic partnership and cooperation dated 29.04.2019 No. 03-260 between the Isaev Chemical engineering Design Bureau and the Reshetnev Siberian State University of Science and Technology.

тотные) процессы движения компонентов топлива. Рассмотрены методы обеспечения динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик питающих магистралей.

Ключевые слова: жидкостные ракетные двигатели малой тяги, стендовые испытания, имитация высотных условий.

Characteristics of low thrust liquid-propellant rocket engines testing process

V. P. Nazarov^{1*}, V. Yu. Piunov², V. G. Yatsunenکو¹, D. A. Savchin¹

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation

²Isaev Chemical engineering Design Bureau
12, Bogomolova St., Koroljov, Moscow region, 141070, Russian Federation

*E-mail: nazarov@sibsau.ru

Liquid-propellant rocket engines of low thrust are the main type of rocket engines for control systems of space aircrafts. The thrusters are able to work either in continuous or impulse regime, which is one of their main characteristics. The suggestion about engines` reliability should come from the results of tests which create real or greatly approximated to the real conditions.

The development process of thrusters takes into a great account the problems of bench testing methodic, technical equipment of test benches for creating the closest possible conditions to the space and the using of diagnosis methods and instruments for different physical researches and dimensions.

The ground test effectiveness depends on the level of imitation of real conditions and the level of attention to all working factors, that influence the credibility of reliability parameter estimation during the development. One of the most important questions in terms of testing effectiveness is the question of testing result accuracy and credibility. The testing process of thrusters mainly goes under the requested conditions of vacuum, created in pressure chambers.

To increase the effectiveness of imitation of the space conditions the paper suggests the using of pressure chamber, equipped with the tube screen with the circulating liquid nitrogen under required mass flow ratio. The impulse working regime creates instability of propellant moving in pipelines. The paper considers the methods of providing the dynamically similar characteristics of supply systems in propulsion systems as well as conformity of hydraulic, inert and wave characteristics of supply pipelines.

Keywords: liquid-propellant rocket engines of low thrust, bench tests, space condition imitation

Введение

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) являются в настоящее время основными исполнительными органами в системе управления космических летательных аппаратов. Они служат для ориентации, стабилизации и коррекции летательного аппарата в пространстве, а также используются в двигательных установках ориентации, стабилизации и обеспечения запуска (ДУ СООЗ) в разгонных блоках, осуществляющих вывод КА на заданные орбиты [1].

Назначение ЖРДМТ и условия их эксплуатации предъявляют к ним целый ряд специфических требований, в частности, следующие:

– многорежимность, обусловленная работой в непрерывном (длительность до $\tau_v > 103$ с) и в различных импульсных режимах с минимальным временем включения 0,03 с и менее и с различными паузами от 0,03 с до нескольких суток;

– большой ресурс по суммарному времени работы – до 50 000 с и более;

– большой ресурс по суммарному количеству включений – до 106;

– возможность любого сочетания времен включений и пауз (в большинстве случаев оговаривается);

Терминологически жидкостные ракетные двигатели малой тяги определяются ГОСТ 22396–77 «Двигатели ракетные жидкостные малой тяги» как исполнительные органы системы управления космического летательного аппарата с тягой от 0,01 до 1 600 Н. ЖРДМТ могут объединяться в блок ЖРДМТ в качестве сборочной единицы, состоящей из нескольких ЖРДМТ, объединенных хотя бы одним общим элементом (силовая рама, панель, система подвода топлива, теплоизоляция и др.) [2–4].

Разработку ЖРД малой тяги для отечественных космических аппаратов осуществляют Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева (КБХиммаш), Научно-исследовательский институт машиностроения (НИИМаш), Тураевское машиностроительное конструкторское бюро «Союз» (ТМКБ «Союз») [5–7].

КБХиммаш создано 11 типов двигателей тягой от 6 до 2250 Н на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе и 8 типов на однокомпонентном топливе тягой от 5 до 50 Н.

Эти двигатели нашли широкое применение в космических аппаратах различного назначения: «Союз-ТМ», «Экран», «Прогноз», «Спектр», «Реликт», «Купон», «Глобус», «Фобос» и ряде других, а также в ступенях разведения головных частей баллистических ракет. Они предназначены для точной ориентации, стабилизации и коррекции орбиты космических аппаратов, проведения манёвров по стыковке и расстыковке с другими аппаратами. Двигатели отличаются стабильностью характеристик, экономичностью, быстродействием, многообразием включений, длительностью включений от сотых долей секунды до сотен и тысяч секунд.

Двухкомпонентные двигатели малой тяги ДСТ-25, ДСТ-100, ДСТ-100А, ДСТ-200 и ДМТ-600, созданные в КБХиммаш, работают на традиционных для предприятия компонентах топлива – азотном тетроксиде и несимметричном диметилгидразине. Надежность работы и высокие характеристики обеспечиваются применением камеры сгорания из ниобиевого сплава с защитным покрытием, радиационного и внутреннего плёночного охлаждения.

Двигатель ДМТ-600, обладающий камерой сгорания абляционного охлаждения в сочетании с внутренним охлаждением, показал высокие энергомассовые характеристики не только на традиционном горючем, но и на монометилгидразине, применяемом в зарубежной практике [8].

В настоящее время возрастают требования к космическим летательным аппаратам, к их двигательным установкам систем управления и к ЖРДМТ, прежде всего, с точки зрения увеличения срока активного существования до 15–20 лет, повышения надёжности и экономичности. На первый план выходит требование оптимизации стоимости отработки и изготовления, которое может стать определяющим фактором при выборе того или иного двигателя [9; 10].

Несмотря на достигнутый опыт в исследовании протекающих процессов и проектирования ЖРДМТ, достоверное заключение о надёжности созданных двигателей возможно только на основе испытаний их опытных образцов в реальных либо в значительной степени приближенных к реальным условиям. Испытания – важнейшая часть программы создания высокоэффективного и надежного изделия.

Таким образом, огневые испытания следует считать объективно необходимым этапом проектных и исследовательских работ, которые заканчиваются созданием опытных образцов.

Основные требования к испытаниям ЖРДМТ

При создании ЖРДМТ для КЛА различного назначения в процессе конструкторской (опытной) отработки большое внимание уделяется вопросам методологии стендовых испытаний, техническому оснащению стендов, имитирующих воздействие физических условий космического пространства, а также применению диагностических методов и аппаратуры для проведения различных физических исследований и измерений. В программах обеспечения надежности (ПОН) двигателей малой тяги испытания являются наиболее важной частью, требующей значительных финансовых, материальных и физических затрат [2; 11].

Поскольку количество испытаний ЖРДМТ в натуральных условиях эксплуатации (летных испытаниях) весьма ограничено, а в большинстве случаев вообще исключается вследствие их высокой стоимости, следует добиваться предельной эффективности их наземной отработки. Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натуральных испытаний и учетом влияния всех эксплуатационных факторов, воздействующих на достоверность оценки показателей надежности при конструкторской отработке в наземных условиях. Особое место в вопросах достижения эффективности испытаний занимают требования по обеспечению точности и достоверности результатов испытаний.

К стендам для огневых испытаний ЖРДМТ предъявляются определенные требования, основные из которых следующие:

- достижение степени соответствия высотных условий (разряднения окружающей среды);
- создание идентичности или динамического подобия характеристик систем питания ЖРДМТ компонентами топлива, включая соответствие инерционных, волновых и гидравлических характеристик питающих магистралей;
- обеспечение соответствия законов изменения входных давлений в двигатель, давлений в камере сгорания;
- обеспечение в заданных пределах значений температуры компонентов топлива (как отрицательных, так и положительных).

Большинство ЖРДМТ работают при очень низких давлениях окружающей среды, и, следовательно, значительный объем испытаний при их отработке следует проводить на стендах, оборудованных вакуумными системами. При определении тяговых характеристик и характеристик по удельному импульсу в вакуумной камере (с установленным в ней на испытания двигателем) обеспечивается заданное значение давления для безотрывного истечения газа из сопла.

Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях подачи компонентов топлива, зависят от многих факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросхемой и циклограммой работы ЖРДМТ. Поэтому для достоверного определения характеристик двигателя во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, возникающих в стендовых магистралях, процессам, возникающим в подводящих топливных магистралях в двигательных установках (ДУ) с ЖРДМТ.

Простое решение этой задачи только идентичностью конструктивного выполнения системы подачи компонентов топлива к ЖРДМТ на стенде и в ДУ не представляется возможным по ряду причин:

- необходимости обеспечения высокой степени безопасности при стендовых испытаниях, что требует достаточного удаления топливных расходных емкостей от вакуумной камеры;
- возможности реализации на стенде различных программ испытаний, что связано с установкой в топливные магистрали дополнительной арматуры (клапанов, дроссельных устройств и средств измерения);
- конструктивных особенностей стенда.

Следует отметить, что в настоящее время для реализации изложенных требований практически отсутствуют стандартные средства измерения, позволяющие с необходимой точностью измерять мгновенные значения тяги и расходов компонентов топлива. Поэтому при испытаниях ЖРДМТ приходится разрабатывать и использовать специальные измерительные средства и методы измерения [2; 12].

Таким образом, стенд для огневых испытаний ЖРДМТ должен иметь систему, обеспечивающую высотные условия в период работы двигателя, систему подачи в двигатель компонентов топлива с параметрами, обеспечивающими требуемые условия испытаний, и устройство для измерения тяги в импульсных и непрерывных режимах.

При испытаниях ЖРДМТ импульсные режимы его работы приводят к возбуждению колебаний в системах испытательного стенда, которые в общем случае способствуют получению недостоверных оценок характеристик двигателя по результатам испытаний. Волновые явления в гидравлических магистралях приводят к различию между требуемыми и фактическими характером и значениями давлений компонентов топлива на входах компонентов в двигатель. Колебания элементов тягоизмерительного устройства искажают оценки текущих значений тяги и характера ее изменения во времени.

Исключение влияния колебательных процессов в стендовых системах на результаты огневых испытаний ЖРДМТ в импульсных режимах является важным условием для организации этих испытаний.

Параметры высотных условий работы ЖРДМТ обычно находятся в диапазоне давлений 10-2–10-5 Па и зависят от орбиты КЛА, на котором они устанавливаются. Это оказывает значительное влияние на процессы, протекающие в камере сгорания. Например, экспериментально доказано, что для топлива N204+НДМГ при определенной системе смесеобразования величина задержки воспламенения при понижении давления окружающей среды от 0,1 МПа до значений, близких к нулю, возрастает от 0,001 до 0,01 с. ЖРДМТ имеют расчетные значения давлений в выходном сечении сопла p_a , соответствующие высотным условиям эксплуатации. На режимах работы сопла с перерасширением, когда давление окружающей среды p_n превышает расчетное давление на выходе из сопла p_a и степень нерасчетности достигает определенного предельного значения, сверхзвуковой поток отрывается от стенок сопла камеры двигателя, и образуются косые скачки уплотнения в сопле. В этом случае оценить фактические (приведенные к условиям эксплуатации) параметры испытываемого двигателя не представляется возможным [13].

Характер динамических процессов в магистралях подачи компонентов топлива оказывает существенное влияние на параметры двигателя, что для ЖРДМТ является особо актуальным, так как работа в импульсных режимах, вызывающих динамические процессы, является одной из особенностей действия таких двигателей. Импульсные режимы сопровождаются изменением расходов и давлений компонентов топлива во времени. Резкие изменения расхода вызывают волны давления, величина которых в значительной мере зависит от геометрии и упругих свойств трубопроводов гидравлических систем стенда. Динамические процессы, возникающие в топливных магистралях, зависят также от других факторов, определяемых свойствами компонентов топлива, пневмогидросхемой и циклограммой работы ЖРДМТ. При совпадении частоты пульсации компонента топлива с частотой свободных колебаний компонента в топливных трубопроводах неизбежен резонанс, который приводит к значительному возрастанию амплитуды колебаний давления, что вызывает интенсивные пульсации давления в камере сгорания ЖРДМТ. Поэтому для достоверного определения характеристик двигателя во время испытаний необходимо обеспечить соответствие динамических процессов, возникающих в стендовых магистралях, процессам, возникающим в подводящих топливных магистралях в ДУ с ЖРДМТ [14; 15].

Откачивающая система стенда должна создавать такое давление в барокамере, чтобы в течение всего времени работы ЖРДМТ обеспечивалось безотрывное истечение газа из его сопла, а при исследовании пусковых характеристик ЖРДМТ – давление, соответствующее высотным условиям (рис. 1). В качестве альтернативы вышеуказанным требованиям возможно создание испытательных стендов без поддержания необходимого уровня давления в барокамере. Однако такой подход существенно снижает количество и длительность запусков ЖРДМТ, а определение соответствия двигателя заданным параметрам осуществляется косвенным путем, на основе данных о давлениях внутри сопла и снаружи [16; 17].

В интервале $(0, t_1)$ давление в барокамере находится в состоянии, которое создается работающими вакуумными насосами. В момент t_1 производится запуск двигателя.

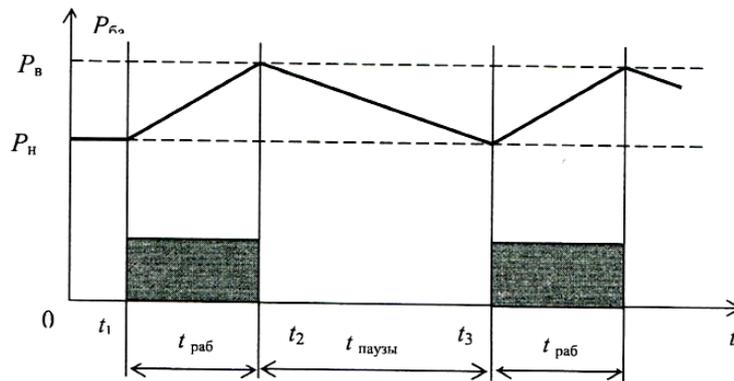


Рис. 1. Принципиальная схема изменения давления в барокамере:
 $t_{\text{раб}}$ – время работы двигателя; $t_{\text{паузы}}$ – время паузы между включениями;
 $P_{\text{в}}, P_{\text{н}}$ – верхнее и нижнее допустимые значения
 давления в барокамере соответственно

Fig. 1. The principal scheme of pressure changing inside a pressure chamber:
 $t_{\text{раб}}$ – engine working period; $t_{\text{паузы}}$ – time between working cycles;
 $P_{\text{в}}, P_{\text{н}}$ – upper and lower limiting pressure values respectively

В интервале (t_1, t_2) при работающем двигателе в барокамеру поступают продукты сгорания с массовым секундным расходом $\dot{m}_{\Sigma}(t)$. Масса продуктов сгорания, поступившая в барокамеру за время работы двигателя, равна

$$M_{\Sigma} = \int_{t_2}^{t_1} \dot{m}_{\Sigma}(t) dt. \quad (1)$$

Также в интервале (t_1, t_2) включаются в работу на полную производительность вакуумные насосы испытательного стенда, которые продолжают работать в этом режиме и в интервале (t_2, t_3) . Масса газовой смеси, удаляемая из барокамеры вакуумной системой в периоды от t_1 , до t_3 , рассматривается по выражению:

$$M_{\text{выбр}} = \rho_{\text{ну}} \int_{t_1}^{t_3} Q(t) dt, \quad (2)$$

где $\rho_{\text{ну}}$ – плотность газовой смеси в нормальных условиях; $Q(t)$ – объемная производительность вакуумной системы, приведенная к нормальным условиям.

Таким образом, интервал (t_1, t_2) характеризуется тем, что в этот период часть газовой смеси в количестве $M_{\text{выбр}}^{1-2}$ уносится из барокамеры вакуумной системой, а оставшаяся часть газовой смеси определяется по формуле

$$M_{\text{бар}}^{1-2} = M_{\Sigma} - M_{\text{выбр}}^{1-2} = \int_{t_1}^{t_2} [m_{\Sigma}(t) - \rho_{\text{ну}} Q(t)] dt. \quad (3)$$

Величина массы должна удовлетворять условию неперевышения верхнего допустимого предела $P_{\text{в}}$ при заполнении внутреннего объема $V_{\text{бар}}$ барокамеры.

Принимая с некоторым допущением газовую смесь в виде смеси идеальных газов, запишем выражение для расчета оптимального значения объема барокамеры:

$$V_{\text{бар}} = \frac{M_{\text{бар}}^{1-2} R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{в}}} = \frac{R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{в}}} = \int_{t_1}^{t_2} [m_{\Sigma}(t) - \rho_{\text{ну}} Q(t)] dt, \quad (4)$$

где $R_{\text{пс}}$ – газовая постоянная; $T_{\text{бар}}$ – температура газовой смеси.

В интервале (t_2, t_3) происходит откачка из барокамеры вакуумными насосами оставшейся на момент времени t_2 газовой смеси $M_{\text{выбр}}^{1-2}$. К моменту времени t_3 должно быть достигнуто значение давления, равное нижнему допустимому пределу $P_{\text{н}}$. Среднее значение производительности вакуумных насосов для интервала (t_2, t_3) можно рассчитать как

$$Q_{\Sigma}^* \geq \frac{M_{\text{бар}}^{1-2}}{\rho_{\text{ну}} (t_3 - t_2)}. \quad (5)$$

Существенным недостатком формулы (4) является принятое предположение о том, что функциональные зависимости $m_{\Sigma}(t)$ и $Q(t)$ известны, в то время как на практике это не всегда имеет место, так как эти зависимости могут быть получены только путем проведения ряда испытаний соответствующего ЖРДМТ [18].

С достаточной степенью достоверности можно выполнить оценку оптимального объема барокамеры по известным статистическим значениям параметров, влияющих на объем. Такими параметрами являются: средние значения суммарного расхода компонентов топлива m_{Σ}^* и производительности вакуумной системы $Q_{\text{ср}}^*$ в интервале допустимых давлений в барокамере от $P_{\text{в}}$ до $P_{\text{н}}$.

Принимая время испытания двигателя при k включениях по циклограмме (рис. 1) $k\tau_{\text{вк}} = k(t_{\text{раб}} + t_{\text{паузы}})$, средние значения масс для k включений будут следующими:

$$M_{\Sigma}^* = m_{\Sigma}^* k t_{\text{раб}}; \quad M_{\text{выбр}}^* = \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^* k t_{\text{раб}}; \quad M_{\text{бар}}^* = \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^* k t_{\text{паузы}}.$$

Для значений масс продуктов сгорания, поступивших в барокамеру при включении двигателя и удаленных из барокамеры за период $t_{\text{раб}}$, получим:

$$M_{\text{бар}}^* = M_{\Sigma}^* - M_{\text{выбр}}^* = k t_{\text{раб}} (m_{\Sigma}^* - \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^*). \quad (6)$$

Тогда окончательное выражение для оценки внутреннего объема барокамеры испытательного стенда по статистическим данным

$$V_{\text{бар}}^* \geq \frac{M_{\text{бар}}^* R_{\text{пс}} T_{\text{бар}}}{P_{\text{в}}} = \frac{R_{\text{пс}} T_{\text{бар}} k t_{\text{раб}}}{P_{\text{в}}} (m_{\Sigma}^* - \rho_{\text{ну}} Q_{\text{ср}}^*). \quad (7)$$

Таким образом, полученная зависимость позволяет при организации процесса огневых испытаний ЖРДМТ:

– выполнить оценку требуемого внутреннего объема барокамеры $V_{\text{бар}}^*$ при заданных программой испытаний значениях $P_{\text{в}}$, $\tau_{\text{вк}}$, k , m_{Σ}^* и принятой производительности вакуумной системы стенда $Q_{\text{ср}}^*$;

- определить допустимое число включений двигателя k при известных значениях других величин, входящих в формулу (7), с обеспечением требования $P_{\text{бар}} \leq P_{\text{в}}$;
- оценить требуемую производительность вакуумной системы стенда $Q_{\text{ср}}^*$ при принятой величине $V_{\text{бар}}^*$, обеспечивающую выполнение программы испытаний, задающей значения $P_{\text{в}}$, $\tau_{\text{вк}}$, k , m_{Σ}^* ;
- оценить возможность проведения испытаний конкретного ЖРДМТ с обеспечением условия $P_{\text{бар}} \leq P_{\text{в}}$ при заданных программой $P_{\text{в}}$, $\tau_{\text{вк}}$, k , m_{Σ}^* на испытательном стенде с показателями $V_{\text{бар}}^*$ и $Q_{\text{ср}}^*$.

Из анализа выражения (7) следует, что при малых численных значениях $P_{\text{в}}$ величина $V_{\text{бар}}^*$ может принимать такие относительно большие значения, что потребует значительного уменьшения числа k включений при обеспечении давления в барокамере в заданных пределах.

Для повышения эффективности имитации высотных условий предложено использовать барокамеру с трубчатым экраном, в который подается жидкий азот с необходимым расходом (рис. 2).

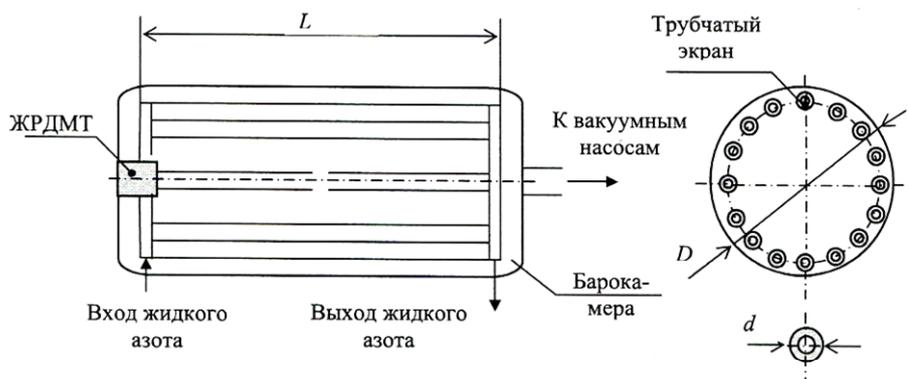


Рис. 2. Схема расположения трубчатого экрана в барокамере

Fig. 2. The scheme of tube shield arrangement inside a pressure chamber

Охлажденный жидким азотом экран обеспечивает осаждение на нем продуктов сгорания компонентов топлива, образующихся в процессе работы испытываемого ЖРДМТ, что существенно увеличивает время поддержания в барокамере заданного давления (вакуума) на срезе сопла камеры сгорания в период работы двигателя. В этом случае расчетный (без отрыва потока от стенки сопла) режим поддерживается не только объемом барокамеры, но и путем осаждения на охлажденных экранах продуктов сгорания компонентов топлива. При длине трубчатого экрана L , наружном диаметре d и n трубопроводов, составляющих экран, можно получить зависимость между временем работы двигателя, суммарным расходом компонентов топлива и геометрическими размерами трубчатого экрана:

$$t_{\text{раб}} = \pi \rho_{\text{твпс}} \delta n L \frac{d}{k m_{\Sigma}^*}, \quad (8)$$

где δ , $\rho_{\text{твпс}}$ – толщина слоя и плотность осажденных на экране продуктов сгорания соответственно.

Согласно достигнутому опыту проведения огневых испытаний ЖРДМТ в условиях вакуума на испытательном комплексе одного из предприятий ракетно-космической промышленности

толщина осаждения на трубчатом экране продуктов сгорания при практическом сохранении эффективности осаждения составляет $\delta = 0,8 \dots 1,0$ мм. Осажденные на трубчатых экранах продукты сгорания имеют структуру, аналогичную снежному покрову, с плотностью $(0,4 \dots 0,6) \cdot 103$ кг/м³ [14; 18].

С учетом статистических значений приближенная формула для расчета предельно возможного времени огневой наработки двигателя между двумя следующими друг за другом процессами размораживания экрана имеет вид

$$t_{\Sigma} = K_1 n L \frac{d}{m_{\Sigma}^*}, \quad (9)$$

где $K_1 = 1,0 \dots 1,9$ – коэффициент, учитывающий опытные данные.

С учетом зависимости $nd \approx 0,8 \pi D$ в соответствии с рис. 2 получим

$$t_{\Sigma} = K_2 \frac{V_{\text{бар}}}{m_{\Sigma}^* \cdot D}, \quad (10)$$

где $K_2 = 3,2 // 6,1$ – коэффициент; D – внутренний диаметр барокамеры.

Уравнение динамики магистралей подачи компонентов топлива

Импульсные режимы работы ЖРДМТ инициируют в трубопроводах неустановившиеся (низкочастотные) процессы движения компонентов топлива. Оптимизация процессов огневых испытаний ЖРДМТ требует решения задачи по обеспечению динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в двигательной установке, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик питающих магистралей [14; 15; 18].

Условия подобия гидродинамических процессов, возникающих при неустановившемся движении несжимаемой жидкости, можно описать с помощью известных дифференциальных уравнений неустановившегося движения и неразрывности жидкости (уравнениями Навье–Стокса) [19].

Для исследования неустановившегося движения вязкой несжимаемой жидкости в трубопроводах стенда используем следующие масштабные или базовые величины: T – характерное для процесса время; L – линейный размер; $C_{\text{ир}^*}$ – известные в выбранной точке жидкой среды в заданный момент времени скорость и давление соответственно.

Анализ известных уравнений Навье–Стокса, приведенных к безразмерному виду, показывает, что для подобия двух и большего количества гидродинамических процессов должны быть одинаковыми (*idem*) одноименные коэффициенты Sh , Eu , Fr , Re . Таким образом, гидродинамическое подобие магистралей компонентов топлива в двигательной установке и на стенде будет достигнуто соответствием коэффициентов:

$$Sh = \frac{L}{CT} = \text{idem}, \quad Eu = \frac{p^*}{\rho C^2} = \text{idem}, \quad Fr = \frac{C^2}{gL} = \text{idem}, \quad Re = \frac{CL}{\nu} = \text{idem},$$

а также равенством чисел Маха $M = C/a$, безразмерных волновых сопротивлений $\alpha = \rho Ca/p^*$ и относительных потерь на трение $\Delta p/p^*$ (где ρ , ν – плотность и кинематическая вязкость жидкости соответственно; a – приведенная скорость звука в системе «трубопровод–жидкость») [20].

Инерционность является одним из элементов, с помощью которых формируются модели гидравлических систем. Приняв для анализа инерционных характеристик трубопровода допущение, что участок его (рис. 3) заполнен невязкой несжимаемой жидкостью, можно записать уравнение динамики трубопровода, подводящего компонент топлива к ЖРДМТ, следующим образом:

$$j \frac{dm}{dt} + \zeta \frac{\rho c^2}{2} = p_{вх} - p_{вых} + p_m, \quad (11)$$

где j – коэффициент инерционных потерь; l – длина; F – площадь проходного сечения участка трубопровода; \dot{m} – секундный расход жидкости; $p_{вх}$, $p_{вых}$ – давление на входе и выходе участка трубопровода соответственно; p_τ – давление массовых сил столба жидкости на площадь F ; ζ – коэффициент гидравлического сопротивления [20; 21].

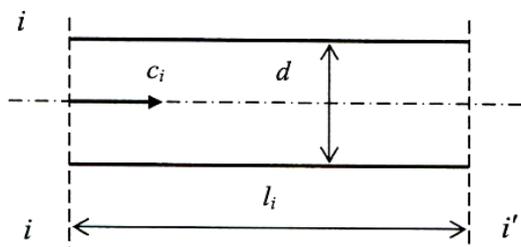


Рис. 3. Гидравлическая схема участка трубопровода

Fig. 3. The hydraulic scheme of pipeline area

Для определения требований к стендовым трубопроводам подачи компонентов топлива в ЖРДМТ при импульсном режиме его работы с частотой f рассмотрим вопрос о собственной частоте колебаний жидкости в трубопроводе f_0 . Свободные колебания, и в первую очередь частоты свободных колебаний (собственные частоты), являются определяющими факторами при рас-

смотрении динамических характеристик стендовых магистралей. При соотношении частот $f_0 \approx f$ в топливных магистралах стенда неизбежен резонанс, и в них будут инициироваться процессы, существенно влияющие на работу испытываемого ЖРДМТ. Это приведет к получению недостоверных оценок параметров двигателя по результатам испытаний.

Частота собственных колебаний жидкости зависит от емкостной постоянной времени, учитывающей сжимаемость среды, и инерционной, учитывающей инерционность. С учетом методов, изложенных в работах Б. Ф. Гликмана, Д. Н. Попова, определяют собственную частоту:

$$\omega_0 = \sqrt{2 / (\tau_e \tau_i)}, \quad (12)$$

где $\tau_e = pL(\rho C a_2)$ – емкостная постоянная времени; $\tau_i = \rho cL / p = \dot{m}L / pF$ – инерционная постоянная времени.

Для тонкостенных труб цилиндрической формы скорость звука с учетом упругости стенок

$$a_t = \frac{a_{\infty t}}{\sqrt{1 + \chi \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}, \quad (13)$$

где $a_{\infty t}$ – скорость звука в неограниченном объеме жидкости с учетом текущего значения температуры T ; $a_{\infty t} = a_{\infty} + \beta_t(T - T_0)$; a_{∞} – скорость звука в неограниченном объеме жидкости при температуре T_0 ; β_t – температурный коэффициент; $E_{ж}$, $E_{тр}$ – соответственно модули упругости жидкости и материала стенок трубы; $\chi = D / \delta$ – безразмерный параметр трубы, D и δ – соответственно диаметр и толщина стенок трубы [15; 20; 22].

Выполнив подстановку и учитывая, что $f = \omega / 2\pi$, получим зависимость собственной частоты от параметров трубопровода и характеристик жидкости (компонента топлива):

$$f_0 = \frac{a_{\infty t} \sqrt{2}}{2\pi l \sqrt{1 + \frac{D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}. \quad (14)$$

Резонансные частоты имеют следующие значения:

$$f_o = \frac{1+2n}{4\pi l} \sqrt{\frac{E_{ж}}{\rho_{ж}}}, \quad (15)$$

где $n = 0, 1, 2, \dots$; $c_m = \sqrt{E_{ж} / \rho_{ж}}$ – скорость распространения возмущений в магистрали (скорость звука); l – длина магистрали.

Задачи низкочастотной динамики (до ≈ 20 Гц), в том числе и задачи, связанные с исследованием движения жидкости в стендовых гидромагистралях, могут быть описаны с достаточной степенью точности простыми зависимостями, если рассматривать магистраль как систему с сосредоточенными параметрами. Сжимаемость жидкости и деформация стенок трубы мало влияют на нестационарный гидродинамический процесс, если

$$T \gg l \sqrt{\frac{\rho_{ж}}{E_{ж}}} = \frac{l}{c_m},$$

где T – характерное для данного процесса время.

При этом длина гидравлической магистрали l_{\max} должна быть значительно меньше длины волны $\lambda_{\text{пр}}$ наибольшей частоты процесса f_{\max} учитываемой в расчетах.

Принимая скорость распространения продольных волн равной скорости звука в жидкости a и учитывая, что длина волны $\lambda_{\text{пр}} = a / f_{\max}$, запишем

$$l_{\max} \leq \frac{a}{f_{\max}^n}. \quad (16)$$

При оценке динамических характеристик ЖРДМТ при импульсных режимах возникающие в тягоизмерительном устройстве (ТИУ) силы инерции могут вносить существенные погрешности при оценке параметров, определяющих динамические характеристики. Погрешность измерения этих параметров возрастает, когда частота импульсного режима испытываемого ЖРДМТ находится в диапазоне собственной частоты ТИУ ввиду проявления эффекта резонанса. Поэтому при создании ТИУ необходимо обеспечивать значительное превышение собственной частоты $f_{0_{\text{тиу}}}$ над частотой импульсного режима $f_{0_{\text{тиу}}}$.

Стоит отметить, что решение вопроса снижения погрешности, возникающей вследствие динамики импульсных режимов работы ЖРДМТ возможно путем включения в испытательный стенд калибровочных устройств, осуществляющих корректировку инерционных сил в реальном времени. Данный способ существенно увеличивает материальные затраты на проведение испытаний, а также снижает надежность испытательного стенда [14; 18].

Оптимизация характеристик стендовых магистралей

Исходя из основного требования, определяющего организацию проведения огневых стендовых испытаний ЖРДМТ, – получение достоверной информации о работоспособности двигателя в условиях эксплуатации – сформулированы основные критерии оптимизации характеристик стендовых магистралей:

– потоки компонентов топлива в стендовых магистралях и магистралях КА должны быть подобны;

– колебательные процессы, возникающие в результате импульсных режимов работы испытываемого ЖРДМТ, не должны вносить дополнительных погрешностей в оценку его работоспособности [16; 19; 21].

Гидродинамическое подобие магистралей компонентов топлива в КЛА и на стенде достигается соответствием в уравнениях движения жидкости одноименных коэффициентов Sh , Eu , Fr и Re , а также равенствами чисел Маха, безразмерных волновых сопротивлений α и относительных потерь на трение $\Delta p / p^*$, тогда при заданных расходах компонентов топлива \dot{m} с учетом $\dot{m} = c\rho F$ получаем:

$$Sh = \frac{lF\rho}{\dot{m}t} = \text{idem}; Fu = \frac{pF^2\rho}{(\dot{m})^2} = \text{idem};$$

$$Fr = \frac{(\dot{m})^2}{(j+g)F^2l\rho^2} = \text{idem}; Re = \frac{\dot{m}l}{\nu F} = \text{idem}.$$

Так как испытания должны проводиться в натуральных условиях, то справедливы равенства для КЛА и стенда:

$$t_{ст} = t_{КА}; \dot{m}_{ст}; \rho_{ст} = \rho_{КА}; \nu_{ст} = \nu_{КА}.$$

После некоторых преобразований с учетом представленных равенств получаем следующие условия подобия магистралей стенда и КЛА:

$$Eu \cdot Fr = \frac{p}{(j+g)l} = \text{idem} \text{ или } \frac{p_{ст}}{(j_{ст}+g)l_{ст}} = \frac{p_{КА}}{(j_{КА}+g)l_{КА}} = \text{idem};$$

$$Re = \frac{l}{F} = \text{idem} \text{ или } \frac{l_{ст}}{F_{ст}} = \frac{l_{КА}}{F_{КА}}.$$

Последнее выражение можно представить через диаметры магистралей стенда $D_{ст}$ и КЛА $D_{КА}$ в виде

$$l_{ст} / D_{ст}^2 = l_{КА} / D_{КА}^2.$$

Зависимость собственной частоты колебаний жидкости в магистрали от характеристик компонента топлива и трубопровода выражается формулами

$$f_o = \frac{a_{\infty l} \sqrt{2}}{2\pi l \sqrt{1 + \frac{D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}} \text{ или } l = \frac{a_{\infty l}}{\pi f_o \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}. \quad (17)$$

Для исключения явления резонанса, вызывающего негативные (с точки зрения подобия) нестационарные процессы, собственная частота магистралей должна значительно отличаться от частоты вынужденных колебаний, возбуждаемых импульсным режимом работы испытываемого ЖРДМТ. Можно принять следующую зависимость частоты f_0 и максимальной частоты вынужденных колебаний $f_{дв\max}$ с учетом коэффициента запаса: $f_0 \geq n f_{дв\max}$.

Принимая значение коэффициента $n = 10$ и учитывая, что значение a_{∞} существенно превышает величину β_t , т. е. $a_{\infty} \gg \beta_t(T - T_0)$, формулу можно преобразовать:

$$l_{ст\max} = \frac{0,1a}{\pi f_{дв\max} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{ж}}{E_{тр}}}}, \quad (18)$$

где $l_{ст\max}$ – максимальное значение длины стендового трубопровода.

В полученном выражении известными величинами являются: частота $f_{дв\max}$, определяемая программой испытаний конкретного ЖРДМТ, величины a и $E_{ж}$ – как характеристики соответ-

ствующего компонента топлива. Известны также модули упругости для нержавеющей сталей типа 12Х18Н10Т. Неизвестными переменными величинами будут D и δ .

Учитывая зависимость $\lambda_{\min \text{ пр}} = a / f_{\max}$, где a – скорость звука в жидкости, запишем

$$l_{\text{ст}} \leq 0,1a / f_{\text{дв max}} \quad \text{или} \quad l_{\text{ст max}} = 0,1a / f_{\text{дв max}}.$$

Таким образом, длина стендовой магистрали должна быть такова, чтобы ее собственная частота не менее чем в 10 раз превышала максимальную частоту импульсного режима работы ЖРДМТ при испытаниях.

Тогда условия проектирования стендовых трубопроводов будут определены следующими выражениями:

$$l_{\text{ст}} / D_{\text{ст}}^2 = l_{\text{КА}} / D_{\text{КА}}^2; \quad l_{\text{ст max}} = \frac{0,1a}{\pi f_{\text{дв max}} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{\text{ж}}}{E_{\text{тр}}}}}; \quad l_{\text{ст max}} = 0,1 / f_{\text{дв max}}.$$

Чаще всего при проектировании стендовых трубопроводов учитывают имеющиеся в наличии материальные ресурсы – сортамент труб с параметрами $D_{\text{ф}}$ и $\delta_{\text{ф}}$.

Если известен сортамент труб с параметрами $D_{\text{ф}}$ и $\delta_{\text{ф}}$, то с учетом этого, методика проектного расчета трубопроводов будет следующей:

– по условиям подобия определяют длину трубопровода

$$l_{\text{ст тр}} = D_{\text{ф}}^2 \frac{l_{\text{КА}}}{D_{\text{КА}}^2};$$

– определяют максимальную длину трубопровода по значению a , известного для конкретного компонента топлива,

$$l_{\text{ст max}} = 0,1a / f_{\text{дв max}};$$

– рассчитывают максимально допустимую длину трубопровода по известным значениям

$$l_{\text{ст max}} = \frac{0,1a}{\pi f_{\text{дв max}} \sqrt{2 + \frac{2D}{\delta} \frac{E_{\text{ж}}}{E_{\text{тр}}}}};$$

– выбирают проектное значение максимальной длины трубопровода и по полученным данным проверяют условие устойчивости процесса

$$l_{\text{ст nh}} < l_{\text{ст доп}}.$$

При испытаниях ЖРДМТ расход топлива можно измерять сильфонным первичным преобразователем с индуктивным измерителем перемещения сильфона и с записью перемещения на осциллограмме. Точность измерения расхода зависит, в основном, от точности измерения перемещения сильфона. Относительная погрешность при этом составляет 4 %. При очень малых расходах тягу и расход топлива определяют как среднее значение за серию импульсов [14; 18].

Управление испытанием полностью автоматизировано, так что запуск ЖРДМТ происходит без вмешательства экспериментатора в момент прохождения маятником положения устойчивого равновесия.

Заключение

В результате теоретических и расчетно-аналитических исследований, основанных на практическом опыте стендовых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги, разработана методика оценки частотных характеристик гидравлических магистралей стенда для испы-

таний ЖРДМТ. Представлена математическая модель сложной технической системы для имитации высотных условий работы ЖРДМТ в процессе огневых испытаний в широком диапазоне импульсных режимов.

Библиографические ссылки

1. Гришин С. Д., Захаров Ю. А., Оделевский В. К. Проектирование космических аппаратов с двигателями малой тяги. М. : Машиностроение, 2003. 236 с.
2. Разработка основных систем стенда огневых испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги / М. В. Краев, Г. Г. Крушенко, Л. Н. Кайчук, В. Г. Яцуненко Препринт № 1. Красноярск : ИВМ СО РАН, 2008. 47 с.
3. Воробьев А. Г., Воробьев С. С. Метод расчета теплового состояния камеры при установленном импульсном режиме работы жидкостного ракетного двигателя малой тяги // Вестник СибГАУ. 2016. Том 17, № 4. С. 945–955.
4. Лебединский Е. В. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.
5. НИИМаш [Электронный ресурс]. URL: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31-rpropulsion> (дата обращения: 10.11.2020).
6. Новости космонавтики [Электронный ресурс]. URL: <http://novosti-kosmonavtiki.ru/forum/forum9/topic11175/> (дата обращения 12.08.2020).
7. Продукция Тураевского МКБ «Союз» [Электронный ресурс]. URL: <http://www.tmkb-soyuz.ru/31> дата обращения: 15.09.2020).
8. Продукция ФГУП КБ ХМ имени А. М. Исаева [Электронный ресурс]. URL: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=31> / (дата обращения: 21.08.2020).
9. Двигатели 1944-2000: авиационные, ракетные, морские, наземные / под ред. И. Г. Шустова. М. : МАКС-Конверсалт, 2000. 406 с.
10. Бирюков В. И., Назаров В. П., Царапкин Р. А. Алгоритм оценки запасов устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2017. Том 18, № 3. С. 558–566.
11. AMBR Engine for Science Missions [Электронный ресурс]. URL: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa.../20090001339.pdf (дата обращения: 05.09.2020).
12. Шибанов А. А., Пикалов В. П., Сайдов С. С. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях. М. : Машиностроение ; Полет, 2013. 512 с.
13. Краев М. В., Яцуненко В. Г. Измерения параметров при огневых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СибГАУ. 2004. № 5. С. 167–172.
14. Яцуненко В. Г., Назаров В. П., Коломенцев А. И. Стендовые испытания жидкостных ракетных двигателей : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т ; Моск. авиац. ин-т. Красноярск, 2016. 248 с.
15. Гликман Б. Ф. Нестационарные течения в пневмогидравлических цепях. М. : Машиностроение, 1979. 125 с.
16. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Динамика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2016. 168 с.
17. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J. Lestrade, O. Verberne, G. Khimeche и др. // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, 2014.
18. Яцуненко В. Г. Оптимизация процесса конструкторской отработки ЖРД малой тяги при огневых испытаниях : дис. ... канд. техн. наук / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2006. 124 с.

19. Панчурин К. А. Решение уравнений Навье – Стокса в частном случае нестационарного ламинарного течения в трубах // Труды Лен. ин-та водн. транспорта, 1963. Вып. 45. С. 49–51.
20. Файзулаев Д. Ф., Наврузов К., Фаттаев Ф. Н. Пульсирующее течение вязкой несжимаемой жидкости в круглой трубе с разветвлением // ДАН УзССР, 1981. № 10. С. 20–22.
21. Попов Д. Н. Об особенностях нестационарных потоков в трубах // Изв. вузов. Машиностроение. 1970. № 7. С. 78–82.
22. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines. 42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit, Sacramento, 2006.

References

1. Grishin S. D., Zakharov Yu. A., Odelevskiy V. K. *Proektirovanie kosmicheskikh apparatov s dvigatelyami maloy tyagi* [Design of aircrafts with liquid propellant rocket engines of low thrust]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2003, 236 p.
2. Kraev M. V., Krushenko G. G., Kaychuk L. N., Yatsunenko V. G. *Razrabotka osnovnykh sistem stenda ognevykh ispytaniy zhidkostnykh raketnykh dvigateley maloy tyagi* [Design of main systems of thruster test facility]. Krasnoyarsk, IVM SO RAN Publ., 2008, 47 p.
3. Vorob'ev A. G., Vorob'ev S. S. [Methods of thruster chamber heat state calculation in a steady impulse regime]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 4, P. 945–955. (In Russ.)
4. Lebedinskiy E. V. *Rabochie protsessy v zhidkostnom raketnom dvigatele i ikh modelirovanie pod red. A. S. Koroteeva* [Working processes in liquid propellant rocket engines and their modelling edited by A. S. Koroteev]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 2008, 512 p.
5. NIIMash [Research Institute of Mechanical Engineering]. (In Russ.) Available at: <http://niimashspace.ru/index.php/produce/rkt/31-propulsion> (accessed: 10.11.2020).
6. *Novosti kosmonavтики* [Space news]. (In Russ.) Available at: <http://novosti-kosmonavтики.ru/forum/forum9/topic11175/> (accessed: 12.08.2020).
7. *Produktsiya Turaevskogo MKB “Soyuz”* [The products of the Turaev MKB Soyuz]. (In Russ.) Available at: <http://www.tmbk-soyuz.ru/> (accessed: 15.09.2020).
8. *Produktsiya FGUP KB KhM imeni A. M. Isaeva* [Products of the Federal State Unitary Enterprise Isayev Design Bureau] (In Russ.). Available at: <http://www.kbhmisaeva.ru/main.php?id=31> (accessed: 21.08.2020).
9. Shustov I. G. *Dvigateli 1944–2000: aviatsionnye, raketnye, morskije, nazemnye* [Engines 1944–2000: aircraft, rocket, naval, land-based engines]. Moscow, AKS-Konversalt Publ., 2000, 406 p.
10. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. [Estimating algorithm of working process stability reserve in liquid-propellant rocket engines chambers]. *Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 558–566. (In Russ.)
11. AMBR Engine for Science Missions [NASA in space propulsion technology (ISPT) program]. Available at: nts.nasa.gov/archive/nasa/casi.nts.nasa.../20090001339.pdf (accessed: 05.09.2020).
12. Shibanov A. A., Pikalov V. P., Saydov S. S. *Metody fizicheskogo modelirovaniya vysokochastotnoy neustoychivosti rabocheho protsessa v zhidkostnykh raketnykh dvigatelyakh pod red. d-ra tekhn. nauk K. P. Denisova*. [Methods of physical modelling of high-frequency instability in working processes of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie Publ., Polet Publ, 2013, 512 p.
13. Kraev M. V., Yatsunenko V. G. [Measurements during firing tests of low thrust liquid propellant rocket engines]. *Vestnik SibGAU*. 2004, Vol. 5, P. 167–172. (In Russ.)
14. Yatsunenko V. G., Nazarov V. P., Kolomentsev A. I. *Stendovye ispytaniya zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Bench testing of liquid propellant rocket engines]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ. Publ., Moscow Aviation Inst. Publ., 2016, 248 p.

15. Glikman B. F. *Nestatsionarnye techeniya v pnevmogidravlicheskih tsepyakh* [Non-stationary flows in hydraulic and pneumatic circuits]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1979, 125 p.
16. Biryukov V. I., Mosolov S. V. *Dinamika gazovykh traktov zhidkostnykh raketnykh dvigateley* [Dynamics of gas paths of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Moscow Aviation Inst. Publ., 2016, 168 p.
17. Lestrade J., Verberne O., Khimeche G. et. al. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine. *50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Cleveland, 2014.
18. Yatsunenkov V. G. *Optimizatsiya protsessa konstruktorskoj otrabotki ZhRD maloy tyagi pri ognevykh ispytaniyakh* [Optimisation of the design process for liquid-propellant low thrust rocket engines firing tests]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ., 2006, 124 p.
19. Panchurin K. A. [Solution of the Navier-Stokes equations for the particular case of non-stationary laminar flow in pipes]. *Trudy Leningradskogo Instituta vodnogo transporta*. 1963, Vol. 45, P. 49–51. (In Russ.)
20. Fayzulaev D. F., Navruzov K., Fattaev F. N. [Pulsating flow of a viscous incompressible fluid in a circular branch pipe] *DAN Uzbek SSR*. 1981, No. 10, P. 20–22. (In Russ.)
21. Popov D. N. [Features of non-stationary flows in pipes]. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii, Mashinostroenie*. 1970, No. 7, P. 78–82. (In Russ.)
22. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquid-monopropellant Rocket Engines. *42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit*. Sacramento, 2006.

© Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Яцуненко В. Г., Савчин Д. А., 2021

Назаров Владимир Павлович – кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Пиунов Валерий Юрьевич – кандидат технических наук; заместитель генерального директора; Конструкторское бюро химического машиностроения имени А. М. Исаева – филиал ФГУП ГКНПЦ имени М. В. Хруничева. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Яцуненко Владимир Григорьевич – кандидат технических наук, профессор кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

Савчин Дмитрий Александрович – аспирант; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: savchin.dim@yandex.ru.

Nazarov Vladimir Pavlovich – Cand. Sc., Professor, Head of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: nazarov@sibsau.ru.

Piunov Valery Yuryevich – Cand. Sc.; Deputy General Director; Isaev Chemical engineering Design Bureau. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Yatsunenkov Vladimir Grigorievich – Cand. Sc., Professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: vyatsunenkov@mail.ru.

Savchin Dmitry Aleksandrovich – Post-graduate student; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: savchin.dim@yandex.ru.
