УДК 621.453 Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733

Для цитирования: Методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги / В. П. Назаров, В. Ю. Пиунов, А. И. Коломенцев и др. // Сибирский аэрокосмический журнал. 2022. Т. 23, № 4. С. 721–733. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733.

For citation: Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Kolomentsev A. I. et al. [Methodology for assessing reliability of stand-bed systems in testing liquid throat engines]. *Siberian Aerospace Journal*. 2022, Vol. 23, No. 4, P. 721–733. Doi: 10.31772/2712-8970-2022-23-4-721-733.

## Методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги

В. П. Назаров<sup>1\*</sup>, В. Ю. Пиунов<sup>2</sup>, А. И. Коломенцев<sup>3</sup>, В. Г. Яцуненко<sup>1</sup>, К. Ф. Голиковская<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева Российская Федерация, 660037, г. Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский Рабочий», 31 <sup>2</sup>Акционерное общество «Научно-производственное объединение имени С. А. Лавочкина» Российская Федерация, 141402, Московская область, г. Химки, Ленинградская ул., 24 <sup>3</sup>Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) Российская Федерация, 125993, Москва, Волоколамское шоссе, 4, А-80, ГСП-3 \*E-mail: nazarov@mail.sibsau.ru

В процессе конструкторской отработки жидкостных ракетных двигателей малой тяги 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.

Эффективность наземной (стендовой) отработки обеспечивается имитацией условий натурных 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 двигателей проводится в условиях требуемого вакуума на стендах, оборудованных барокамерами с вакуумными системами.

Для оценки надежности систем стенда для огневых испытаний ракетных двигателей необходимо учитывать влияние отказов элементов на качество функционирования и выходной эффект каждой системы, поэтому заданные условия испытаний должны однозначно определять технические характеристики испытательных стендов. Рассмотрены методы обеспечения динамического подобия характеристик систем питания двигателя компонентами топлива на стенде и в составе двигательной установки космического аппарата, в том числе соответствие гидравлических, инерционных и волновых характеристик магистралей. Проведен анализ погрешностей результатов испытаний.

Сформулированы задачи методики расчета инструментальных погрешностей. Проведена оценка частотных характеристик стендовых гидравлических магистралей. Разработаны рекомендации по повышению точности измерения параметров при проведении стендовых огневых испытаний ЖРД малой тяги.

Ключевые слова: ракетные двигатели малой тяги, надежность, стендовые испытания.

# Methodology for assessing reliability of stand-bed systems in testing liquid throat engines

V. P. Nazarov<sup>1\*</sup>, V. Yu. Piunov<sup>2</sup>, A. I. Kolomentsev<sup>3</sup>, V. G. Yatsunenko<sup>1</sup>, K. F. Golikovskaya<sup>1</sup>

<sup>1</sup>Reshetnev Siberian State University of Science and Technology
31, Krasnoyarskii Rabochii prospekt, Krasnoyarsk, 660037, Russian Federation
<sup>2</sup>Lavochkin Association
24, Leningradskaya St., Khimki, 141402, Russian Federation
<sup>3</sup>Moscow Aviation Institute (National Research University)
4, Volokolamskoe Shosse, Moscow, 125993, Russian Federation
\*E-mail: nazarov@sibsau.ru

In the process of design processing of liquid-propellant rocket engines, much attention is paid to special bench test methodologies, technical use of benches, simulation measurements of the physical conditions of outer space, as well as the use of diagnostic studies and equipment for various physical studies and measurements.

The efficiency of ground (bench) testing is ensured by simulating the conditions of full-scale tests and taking into account the influence of all operational factors affecting the reliability of the assessment of reliability indicators during design testing in ground conditions. A special place in the issues of achieving test efficiency is occupied by the requirements to ensure the accuracy and reliability of test results. A significant amount of testing during the development of engines should be carried out under the required vacuum conditions on test benches equipped with pressure chambers with vacuum systems.

As a result of failures of some elements of a complex bench system, the quality of functioning deteriorates and the probability of successful performance of the functions that determine the output effect of the system decreases.

Therefore, the task of evaluating the reliability of the systems of the stand for firing tests of rocket engines is reduced to elucidating the effect of element failures on the quality of operation and the output effect of each system. When testing, the given conditions must unambiguously determine the technical characteristics of the test stand, including the pressure chamber and vacuum equipment. Tests must be carried out with a sufficient degree of certainty. When assessing the dynamic characteristics in pulsed modes, significant errors are introduced by inertial forces.

Methods for ensuring the dynamic similarity of the characteristics of the engine supply systems with fuel components on the stand and as part of the propulsion system of the spacecraft, including the correspondence of the hydraulic, inertial and wave characteristics of the mains, are considered. An analysis of the errors in the test results was carried out.

The tasks of the methodology for calculating instrumental errors are formulated. An assessment of the frequency characteristics of bench hydraulic lines was carried out.

Recommendations have been developed to improve the accuracy of measuring parameters during bench firing tests of low-thrust rocket engines.

Keywords: rocket engines of low thrust, reliability, bench tests.

## Введение

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРДМТ) в настоящее время широко используются в системах управления движением космических аппаратов (КА). Они обеспечивают ориентацию, коррекцию и стабилизацию КА в полете, а также создают необходимые импульсные перегрузки при запуске двигательных установок разгонных блоков, осуществляющих вывод космических аппаратов на заданные орбиты [1; 2]. ЖРДМТ представляют особый класс жидкостных ракетных двигателей. Эта особенность выражается габаритными и массовыми характеристиками, спецификой смесеобразования и процессов горения в камере двигателя, отсутствием (в большинстве случаев) активного охлаждения элементов двигателя. Применение микродвигателей в качестве управляющих исполнительных органов систем ориентации и стабилизации предъявляет жесткие требования к их конструкции и характеристикам, поскольку каждый двигатель становится звеном системы управления и, как исполнительное звено, описывается передаточной функцией между командным электрическим сигналом и развиваемым управляющим усилием [3; 4].

Конструкция ЖРДМТ предусматривает многократное включение двигателя с различной продолжительностью (от нескольких сотых секунды до секунд) и частотой включений при обеспечении требований к высокой экономичности по расходу компонентов топлива. Экономичность этих двигателей непосредственно сказывается на массе топлива, запасенного на борту космического летательного аппарата (КЛА) для управления, и влияет на его массовые характеристики.

Важной особенностью ЖРДМТ является большое общее число циклов работы (до миллиона включений) при сроках эксплуатации в автономном режиме в составе КЛА на орбите 10 лет и более.

Характерным отличием ЖРДМТ является нестационарность режима его работы. При увеличении тяги двигателя во время выхода его на режим и при уменьшении тяги в момент выключения процессы смесеобразования, горения и истечения происходят в нерасчетных условиях, экономичность двигателя существенно снижается. Удельный импульс на таких режимах ниже, чем на непрерывном:  $I_{yu} < I_{yh}$ ; снижение его может достигать 50 % [4; 5].

Специфика условий эксплуатации устанавливает повышенные требования к сохранению энергетических характеристик при изменении в широких диапазонах значений входных давлений и температур компонентов ракетного топлива, так как подача топлива к ним осуществляется по вытеснительной схеме, т. е. за счет давления, создаваемого в расходных баках двигательной установки КА.

Следует отметить, что для достижения требуемых показателей надежности ЖРДМТ необходимо обеспечить проведение стендовых испытаний создаваемых двигателей на основных этапах проектных и опытно-конструкторских работ, а также при серийном производстве изделий.

#### Постановка задачи исследования

В процессе экспериментальной отработки ЖРДМТ 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.

Аттестованные методика испытаний ЖРДМТ и испытательное оборудование должны гарантировать получение результатов испытаний с требуемыми точностными характеристиками и обеспечивать воспроизведение необходимых условий испытаний с нормированной точностью [3; 6].

Методы и средства метрологического обеспечения испытаний, включая измерения параметров испытуемого двигателя, воздействующих факторов, испытательного оборудования и режимов испытаний, должны обеспечивать получение результатов испытаний с требуемой точностью и достоверностью.

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

К стендам для огневых испытаний ЖРДМТ предъявляются специфические требования, основные из которых: достижение степени соответствия высотных условий (разряжения 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).

Кратковременность, повышенная опасность и высокая стоимость огневых испытаний ЖРД обуславливают особые требования к уровню надежности систем стенда [7; 8].

При определении показателей надежности систем стенда возникает необходимость введения таких характеристик, как выходной эффект системы и качество функционирования. При этом выходным эффектом следует считать полезный результат, полученный при эксплуатации системы за данный интервал времени, а характеристикой качества функционирования – количественную оценку качества функционирования системы в определенном ее состоянии при выполнении данной задачи.

В результате отказов некоторых элементов сложной стендовой системы ухудшается качество функционирования и соответственно снижается вероятность успешного выполнения в данный момент времени определенных функций, определяющих выходной эффект системы.

Поэтому задача оценки надежности систем стенда для огневых испытаний РД сводится к выяснению влияния отказов элементов на качество функционирования и выходной эффект каждой системы [9].

#### Теоретические факторы обеспечения надежности стендовых систем

На первом этапе определения показателей надежности системы необходима четкая формулировка целей и задач, стоящих перед данной системой, которые целесообразно пронумеровать в порядке важности (j = 1, 2...,где m – общее число задач). Далее с учетом конкретной специфики сложную систему следует расчленить на элементы и элементам присваивать номера (i = 1, 2..., где n – общее число элементов) [9].

Математическую модель функционирования системы представим изменяющимся во времени вектором  $\overline{Z}(y)$ .

Тогда в целом состоянии системы можно описать следующим выражением:

$$\overline{Z}(t) = \begin{vmatrix} X_1(t) \\ \vdots \\ X_n(t) \\ Y_1(t) \\ \vdots \\ Y_m(t) \end{vmatrix},$$

где X<sub>i</sub>(t) – состояние каждого элемента, принимающее значения: 1, если *i*-й элемент работоспособен; 0, если *i*-й элемент работоспособен; Y<sub>i</sub>(t) – потребность в выполнении каждой *j*-й задачи, при этом принимается: 1, если есть потребность в выполнении задачи; 0, если такая потребность отсутствует.

Характеристика качества функционирования определяется как случайная функция  $F_z(t) = F[\overline{Z}(y)]$ , которая так же, как и вектор  $\overline{Z}(y)$ , изменяется во времени. Математическое ожидание случайной функции  $F_z(t)$  в момент времени t выступает показателем качества функционирования системы

$$K(t) = MF_{z}(t)$$

В работоспособном состоянии системы стенда все компоненты вектора  $\overline{Z}(y)$ , описывающие состояния элементов системы, равны единице.

Очевидно, что каждой реализации случайной функции  $F_z(t)$  соответствует выходной эффект  $W_z[0, t]$  как полезный результат эксплуатации системы в рассматриваемом интервале времени [0, t]. Показателем выходного эффекта системы стенда следует считать математическое выражение:

$$\mathbf{U}[0, \mathbf{t}] = \mathbf{M} \cdot \mathbf{W}[\mathbf{t}].$$

Рассчитывая для идеальной (абсолютно безотказной) системы показатели  $K_0(t)$  и  $U_0[0, t]$ , определим надежность стендовых систем как отношение показателей качества функционирования и выходного эффекта реальной системы к соответствующим показателям и идеальной:

$$P(t) = \frac{K(t)}{K_{.0}(t)}, \quad P(t) = \frac{U(0,t)}{U_{.0}(0,t)}$$

К наиболее значимым элементам, определяющим надежность и достоверность полученных при огневых испытаниях ЖРДМТ результатов, следует отнести давление окружающей среды, динамические процессы в топливных магистралях стенда и текущее значение тяги и характер ее изменения во времени.

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. Известно [10], что характер динамических процессов в магистралях оказывает существенное влияние на параметры двигателя, что для ЖРДМТ является особо актуальным, так как работа в импульсных режимах, вызывающих динамические процессы, является одной из наиболее типичных особенностей работы таких двигателей. 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.

#### Технологические средства испытаний

На основании анализа результатов проведенных исследований разработаны рекомендации по составу технологического и измерительного оборудования стендов для испытаний ЖРДМТ с имитацией высотных условий. В состав такого стенда входят: барокамера, вакуумные насосы, система измерения вакуума и параметров двигателя, системы управления двигателем и элементами стенда [10].

Барокамеру и комплект вакуумного оборудования выбирают исходя из условий работы испытуемых двигателей, давления и температуры в барокамере, требуемой производительности стенда и др.

Заданные условия проведения испытаний должны однозначно определять технические характеристики испытательного стенда, в том числе барокамеры и вакуумного оборудования. При проведении испытаний ЖРДМТ в импульсных режимах давление в барокамере стенда в конце серии импульсов не должно превышать величины давления, при котором может произойти отрыв газового потока от стенки сопла двигателя.

Перед началом огневых испытаний требуемое остаточное давление (вакуум) в термобарокамере создается каскадом вакуумных насосов, формируемым определенным набором механических, паромасляных и других типов насосов. Номенклатура набора определяется требованием обеспечения давления в барокамере, близкого к нижнему  $P_{\mu}$  пределу.

В интервале  $(0, t_1)$  система находится в равновесном состоянии, которое обеспечивается работающими вакуумными насосами, число которых может составлять некоторую долю от всех вакуумных насосов испытательного стенда [11; 12]. Это число определяется степенью герметичности барокамеры или уровнем натекания атмосферной среды в барокамеру. В барокамере поддерживается уровень давления, близкий к нижнему **Р**<sub>н</sub> допустимому пределу. В момент t<sub>1</sub> производится запуск двигателя.

В интервале  $(t_1, t_1)$  при работающем двигателе в барокамеру поступают продукты сгорания. Обозначив суммарный массовый секундный расход компонентов топлива  $m_{\Sigma}(t)$  запишем выражение для определения массы продуктов сгорания, поступивших в барокамеру за время работы двигателя,

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

Принимая с некоторым допущением газовую смесь в виде смеси идеальных газов, запишем уравнение состояния для момента времени  $t_2$ , когда двигатель выключается,

$$P_{\rm a}V_{\rm fap} = M_{\rm fap}R_{\rm fic}T_{\rm fap} \ ,$$

где R<sub>пс</sub> – газовая постоянная, T<sub>бар</sub> – температура газовой смеси, M<sub>бар</sub> – масса продуктов сгорания, находящаяся в барокамере при работе с вакуумным насосом.

Из этого уравнения находим выражение для расчета оптимального значения объема барокамеры:

$$V_{\rm foap} = \frac{M_{\rm foap} R_{\rm IIC} T_{\rm foap}}{P_{\rm B}} \,.$$

Существенным недостатком полученной формулы является принятое предположение о том, что функциональная зависимость расхода компонентов топлива известна, в то время как на практике это не всегда имеет место. Такие зависимости могут быть получены только путем проведения ряда испытаний с достаточной степенью достоверности, при этом можно выполнить оценку оптимального объема барокамеры по известным статистическим значениям параметров, влияющих на данный объем. Такими параметрами являются: средние значения суммарного расхода компонентов топлива и производительности вакуумной системы в интервале допустимых давлений в барокамере от  $P_{\rm B}$  до  $P_{\rm H}$ .

При оценке динамических характеристик ЖРДМТ, работающих в импульсных режимах, возникающие в тягоизмерительном устройстве (ТИУ) силы инерции могут вносить существенные погрешности при оценке параметров, определяющих динамические характеристики [13]. 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  $f_{\text{тиу}}$  над частотой импульсного режима f.

Согласно известным рекомендациям, отношение этих частот должно составлять не менее 25–30, т. е.  $f_{\text{тиу}} = (25-30) \cdot f$ , что обеспечивает минимизацию погрешности измерения. Так как по статистике частота f импульсного режима ЖРДМТ не превышает 2 Гц, с учетом условия  $f_{\text{тиу}} = (25-30) \cdot f$  проектное предельно допустимое значение собственной частоты колебаний подвижных частей ТИУ  $f_{0np} = 60$  Гц.

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].

Для исключения явления резонанса, вызывающего негативные (с точки зрения подобия) нестационарные процессы, собственная частота магистралей  $f_0$  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:

$$f_0 \geq n_{\text{дв max}},$$

где n – коэффициент запаса устойчивости, который определяется опытным путем на основании результатов стендовых испытаний ЖРДМТ. С учетом рекомендаций [14; 15] при разработке методики испытаний принимаем n = 10.

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

#### Повышение точности измерений и достоверности результатов испытаний

Оценка точности измерений необходима на этапах планирования, проведения стендовых испытаний и анализа результатов испытаний ЖРД [16]. Определение погрешности измерений параметров при стендовых испытаниях является важной составляющей отработки изделия в целом.

Особые значения уделяются определению и оценке инструментальных погрешностей, которые обусловлены погрешностью применяемых средств измерения. Проведен анализ инструментальных погрешностей измерения параметров на установившихся режимах работы при проведении испытаний двигателей. Сформулированы следующие основные задачи методики расчета данных погрешностей:

 – регламентировать процедуру получения достоверных данных об инструментальных погрешностях измерения параметров;

 – минимизировать метрологические цепи измерения параметров с применением современной датчико-образующей аппаратуры;

 внести корректирующие сведения в конструкторскую документацию изделий на завершающей стадии их отработки.

Исходными данными для расчета погрешностей являются метрологические характеристики средств измерения и датчико-преобразующей аппаратуры, применяемых при испытании изделий, а также программа испытаний и технические условия на проведение испытаний.

Давление установившихся параметров при испытаниях двигателя измеряется первичными измерительными приборами (датчиками) давления различных принципов действия (индуктивные, вибрационно-частотные, потенциометрические, тензометрические и др.). При использовании индуктивных датчиков давления, предварительно осуществляется градуировка в составе стенда с числом проверяемых точек в диапазоне измерения. Результатом такой градуировки является зависимость:

$$P_{i} = A_{0} + A_{1}\Delta U_{i} + A_{2}\Delta U_{i}^{2} + A_{3}\Delta U_{i}^{3},$$

где  $A_0$ ,  $A_1$ ,  $A_2$ ,  $A_3$  – коэффициенты уравнения, рассчитанные по методу наименьших квадратов,  $\Delta U_i$  – девиация выходного сигнала измерительного канала датчика:

$$\Delta U_i = (U_i - U_0),$$

где  $U_i$  – показания регистратора в текущей точке измерения;  $U_0$  – показания регистратора в нулевой точке.

Инструментальная погрешность измерения давления определяется по выражению:

$$\delta P_{II} = \frac{P_{\text{max}}}{P_{\text{o}\text{K}}} \delta P_{\text{o}\text{c}\text{H}},$$

где  $P_{\text{max}}$  – верхний предел измерения датчиком, Па;  $P_{\text{ож}}$  – ожидаемое значение давления, данная величина заложена предварительной программой на испытание;  $\delta P_{\text{осн}}$  – основная погрешность

измерительного канала давления, полученная в результате предварительно проведенной градуировки:

$$\delta P_{\rm och} = \delta_{\rm ch} + \delta_{\rm np} + \delta_{\rm np.per} + \delta_{\rm yt}$$
 ,

где  $\delta_{cn}$  – случайная погрешность датчика, полученная при градуировке;  $\delta_{np}$  – основная погрешность преобразователя;  $\delta_{np,per}$  – основная погрешность преобразователярегистратора;  $\delta_{3T}$  – погрешность рабочего эталона. Инструментально-приведенная погрешность измерительного канала давления вибрационно-частотными, потенциометрическими и тензометрическими датчиками рассчитывалась по формуле

$$\delta P_{\rm H} = \frac{P_{\rm max}}{P_{\rm ox}} \left( \delta_{\Pi \Pi \Pi} + \delta_{\rm np.per} \right),$$

где  $\delta_{\Pi U\Pi}$  – систематическая погрешность применяемого средства измерения. При измерении давления несколькими дублирующими равноточными измерительными каналами погрешность определялась по выражению

$$\delta P'_{II} = \frac{\delta P_{II}}{\sqrt{K}}, \quad K = (2-4).$$

Одной из сложных проблем испытаний двигателя является определение силы тяги двигателя, так как испытания проводятся в барокамере [17]. Сила тяги в пустоте (барокамере) определяется косвенным методом по результатам прямых измерений силы, давления в камере сгорания, атмосферного давления, остаточного давления в барокамере, геометрических размеров площади среза сопла и критического сечения. Прямое измерение силы осуществляется с помоцью силоизмерительного устройства (СИУ), оснащенного приборами виброчастотного, резистивного принципа действия [18]. Выходной сигнал с СИУ подается на промежуточную преобразующую аппаратуру и далее – на преобразователь-регистратор. Измерение давления в барокамере осуществляется датчиками давления. Площади сечения критического сечения и среза сопла известны из паспорта двигателя. Сила тяги в рамках стенда определяется по выражению:

$$P_{\Pi} = P + R_{\text{ДОП}}$$

где P – сила тяги, измеренная силоизмерительным устройством;  $R_{\text{ДОП}}$  – дополнительная сила тяги изделия, зависящая от остаточного давления  $R_{\text{ДОП}} = F_A \cdot P_H$ , где  $F_A$  – площадь выходного сечения,  $P_H$  – остаточное давление в барокамере. Силоизмерительное устройство проходит градуировку не менее чем по трем циклам «нагрузка-разгрузка», результаты заносятся в паспорт СИУ. После проведения испытаний изделия, для контроля градуировочной характеристики проводится еще один цикл «нагрузка–разгрузка». Инструментальная погрешность измерения силы тяги изделия в пустоте рассчитывается из погрешности прямого измерения значения силы тяги СИУ и погрешности дополнительного значения силы тяги, зависящей от остаточного давления в барокамере. Инструментальная погрешность измеритор давления в барокамере. Инструментальная приведенная погрешность измерительного давления в барокамере. Инструментальная приведенная погрешность измерительного канала прямого измерения силы СИУ:

$$\delta R_{\rm H} = \frac{P_{\rm max}}{P_{\rm ow}} \left( \delta_{C \mu y} \right)_{\rm och}$$

где  $P_{\text{max}}$  – верхний предел измерения силы тяги;  $P_{\text{ож}}$  – ожидаемое значение силы тяги;  $(\delta_{\text{Сиу}})_{\text{осн}}$  – основная погрешность измерительного канала силы СИУ, полученная при градуировке:

$$\left(\delta_{Cuy}\right)_{\rm och} = \left(\delta_{Cuy}\right)_{\rm cn} + \delta_{\rm np} + \delta_{\rm np.per} + \delta_{\rm 3r},$$

где ( $\delta_{C_{Hy}}$ )<sub>сл</sub> – случайная погрешности СИУ, полученная при градуировке;  $\delta_{np}$  – основная погрешность промежуточного преобразователя;  $\delta_{np.per}$  – основная погрешность преобразователярегистратора;  $\delta_{3T}$  – погрешность рабочего эталона. В свою очередь, инструментальная погрешность дополнительной составляющей силы тяги *R*<sub>ДОП</sub> обусловлена погрешностью измерения выходного сечения сопла и погрешностью измерения остаточного давления в барокамере.

На стенде создаются дублирующие системы расчета силы тяги изделия, при этом используется измеренное значение давления в камере сгорания, коэффициент тяги в пустоте и площадь критического сечения. Этот метод доступен в случае известного коэффициента тяги в пустоте, который определяется из результатов значений СИУ предыдущих испытаний [19].

Оценка инструментальной погрешности измерения массовых расходов компонентов топлива зависит от режимов испытаний и может измеряться различными способами. В случае непрерывной работы двигателя расход измеряется 2–3 последовательно установленными в магистраль трубопровода турбинными датчиками расхода (ТДР) с объемными значениями расхода и последующим пересчетом на массовый расход, или массовыми измерителями расхода кориолисового типа. Градуировка датчиков осуществляется на воде. Инструментальная приведенная погрешность определяется по формуле

$$\delta G_{\rm H} = \frac{q_{\rm max}}{q_{\rm ox}} \left( \frac{\delta_{\rm TPA}}{\sqrt{K}} + \delta_{\rm np.per} \right) + \delta_p,$$

где  $q_{\text{max}}$  – верхний предел измерения объемного расхода;  $q_{\text{ож}}$  – ожидаемый расход компонента при испытании;  $\delta_{\text{ТРД}}$  – наибольшая основная погрешность одного из датчиков расхода, полученная при градуировке; K – количество датчиков расхода;  $\delta_{\text{пр.per}}$  – основная погрешность преобразователя-регистратора;  $\delta_{p}$  – относительная погрешность плотности компонента.

Температура при испытаниях измеряется термометрами, которые по своему назначению подразделяются на поверхностные и средовые, а по принципу действия – на термометры сопротивления и термопары (термоэлектрические термометры). Абсолютная погрешность измерения термометром сопротивления:

$$\Delta t_{\rm H} = \Delta t_{\rm T.C.} + \Delta t_{\rm mp.per} ,$$

где  $\Delta t_{T.C.}$  – абсолютная погрешность термометра сопротивления;  $\Delta t_{np,per.}$  – абсолютная погрешность измерения температуры преобразователем-регистратором. Аналогичным образом рассчитывается погрешность при определении инструментальной погрешности измерений термопарой.

Измерение крутящих моментов целесообразно проводить датчиком типа ДКМ-1, который предварительно проходит градуировку в составе стенда, инструментальная погрешность рассчитывается по формуле

$$\left(\delta_{\rm kp}\right)_{\rm H} = \frac{M_{\rm kp.max}}{M_{\rm kp.oxk}} \left(\delta_{\rm kp.och}\right),$$

где  $M_{\text{кр.max}}$  – верхний предел измерения крутящего момента;  $M_{\text{кр.oж}}$  – ожидаемый крутящий момент, где ( $\delta_{\text{кр.och}}$ ) – основная погрешность, полученная при градуировке датчика, рассчитывается по формуле

$$\left(\delta_{\kappa p}\right)_{\rm och} = \left(\delta_{\kappa p}\right)_{\rm ch} + \delta_{\rm np} + \delta_{\rm np.per} + \delta_{\rm u3m.r.b} + \delta_{\rm 3t} ,$$

где ( $\delta_{kp}$ )<sub>сл</sub> – случайная погрешность датчика крутящего момента, полученная при градуировке;  $\delta_{np}$  – основная погрешность промежуточного преобразователя;  $\delta_{np.per}$  – основная погрешность преобразователя;  $\delta_{np.per}$  – основная погрешность измерения геометрических величин плеча;  $\delta_{3T}$  – погрешность рабочего эталона.

Углы поворота вала электропривода обычно измеряются штатным потенциометром, при этом инструментальная погрешность измерения углов поворота вала электропривода рассчитывается по формуле

$$\delta \alpha_{\rm H} = \frac{\alpha_{\rm max}}{\alpha_{\rm ox}} \left( \delta_{\rm \tiny on.np} + \delta_{\rm \scriptstyle II} + \delta_{\rm \tiny np.per} \right),$$

где  $\alpha_{max}$  — верхний предел измерения углов поворота вала электропривода;  $\alpha_{ox}$  — ожидаемое значение углов поворота вала электропривода;  $\delta_{3л.np}$  — основная погрешность потенциометра поворота вала электропривода;  $\delta_{\Lambda}$  — относительная погрешность потенциометра от величины люфта вала электропривода;  $\delta_{np.per}$  — основная погрешность преобразователя-регистратора.

Научно обоснованная и экспериментально проверенная методика оценки точности измерений способствует достоверности результатов испытаний [20].

## Заключение

На основании теоретических и экспериментальных исследований разработана методология оценки надежности стендовых систем при испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Представлена в общем виде методика оценки частотных характеристик стендовых гидравлических магистралей. С учетом результатов испытаний ЖРДМТ разработаны рекомендации для расчета внутреннего объема барокамеры и производительности вакуумной системы стенда. Проведен анализ инструментальных погрешностей измерения параметров. Разработаны рекомендации по повышению точности измерения параметров на установившихся режимах работы ЖРДМТ при проведении стендовых испытаний.

#### 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. Эксплуатация испытательных комплексов ракетно-космических систем / А. Г. Галеев, А. А. Золотов, А. Н. Перминов, В. В. Родченко. М. : Изд-во МАИ, 2007. 260 с.

3. 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.

4. Буканов В. Т., Колбасенков А. И., Мартиросов Д. С. Анализ связи между процедурами диагностирования, управления и регулирования ЖРД // Труды НПО «Энергомаш им. академика В.П. Глушко». 2012. № 29. С. 174–187.

5. 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.

6. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателей и их моделирование / Е. В. Лебединский и др. ; под ред. А.С. Коротеева. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.

7. AMBR Engine for Science Missions [Электронный ресурс]. URL: nts.nasa.giv/archive/nasa/ casi.nts.nasa./20090001339.pdf (дата обращения: 05.09.2020).

8. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquidmonopropellant Rocket Engines // 42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento, 2006.

9. 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. Т. 18, № 3. С. 558–566.

10. Шибанов А. А., Пикалов В. П., Сайдов С. С. Методы физического моделирования высокочастотной неустойчивости рабочего процесса в жидкостных ракетных двигателях / под ред. д-ра техн. наук К. П. Денисова. М. : Машиностроение – Полет, 2013. 512 с.

11. Бирюков В. И., Мосолов С. В. Динамика газовых трактов жидкостных ракетных двигателей. М. : Изд-во МАИ, 2016. 168 с.

12. Мосолов С. В., Бирюков В. И. Гидродинамические способы обеспечения устойчивости рабочего процесса в камерах сгорания жидкостных ракетных двигателей // Вестник машиностроения. 2011. № 12. С. 12–17. 13. Галеев А. Г. Основы устройства испытательных стендов для отработки жидкостных ракетных двигателей и двигательных установок: руководство для инженеров-испытателей. Пересвет : Изд-во ФКП "НИЦ РКП", 2010. 178 с.

14. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems // 18th International Congress of Metrology, 2017. DOI: 10.1051/metrology/201714009.

15. Experimental Demonstration of the Vacuum Specific Impulse of a Hybrid Rocket Engine / J. Lestrade, O. Verberne, G. Khimeche et al. // 50th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, Cleveland, 2014.

16. Веселов А. В. Модернизация тягоизмерительного устройства на испытательных стендах жидкостных ракетных двигателей // Решетневские чтения : материалы XXII Междунар. науч. практ. конф. (12–16 ноября 2018, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб-ГУ им. М. Ф. Решетнева. Красноярск, 2018. С. 198–200.

17. Бегишев А. М., Журавлев В. Ю., Торгашин А. С. Особенности и возможный путь модернизации силоизмерительных устройств испытательных стендов жидкостных ракетных двигателей // Сибирский журнал науки и технологий. 2020. Т. 21, № 1. С. 62–70

18. Краев М. В., Яцуненко В. Г. Измерения параметров при огневых испытаниях жидкостных ракетных двигателей малой тяги // Вестник СибГАУ. 2004. № 5. С. 167–172.

19. Лебединский Е. В. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование. М. : Машиностроение, 2008. 512 с.

20. 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.

#### 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. Galeev A. G., Zolotov A. A., Perminov A. N., Rodchenko V. V. *Ekspluatatsiya ispytatel'nykh kompleksov raketnoosmicheskikh system* [Space-rocket systems test complexes exploitation]. Moscow, MAI Publ., 2007, 260 p.

3. 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.

4. Bukanov V. T., Kolbasenkov A. I., Martirosov D. S. [Analysis of the relationship between the procedures for diagnosing, controlling and regulating the LRE]. *Trudy NPO "Energomash im. akademika V.P. Glushko"*. 2012, No. 29, P. 174–187 (In Russ.).

5. Nazarov V. P., Piunov V. Yu., Yatsunenko V. G., Savchin D. A. [Characteristics of low thrust liquidpropellant rocket engines testing process]. *Siberian Aerospace Journal*. 2021, Vol. 22, No. 2, P. 339–354 (In Russ.).

6. 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

7. AMBR Engine for Science Missions. Available at: nts.nasa.giv/archive/nasa/ casi.nts.nasa./20090001339.pdf (accessed 05.09.2020).

8. Jeong Soo Kim, Jeong Park, Sungcho Kim. Test and Performance Evaluation of Small Liquidmonopropellant Rocket Engines. *42nd Joint Propulsion Conference & Exhibit. Sacramento*, 2006.

9. Biryukov V. I., Nazarov V. P., Tsarapkin R. A. [Estimating algorithm of working process stability reserve in liquid-propellant rocket engines chambers]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2017, Vol. 18, No. 3, P. 558–566 (In Russ.).

10. Shibanov A. A., Pikalov V. P., Saydov S. S. *Metody fizicheskogo modelirovaniya vysokochastotnoy neustoychivosti rabochego 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 liquidpropellant rocket engines]. Moscow, Mashinostroenie – Polet Publ, 2013, 512 p.

11. 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.

12. Mosolov S. V., Biryukov V. I. [Hydrodynamic methods for ensuring the stability of the working process in the combustion chambers of liquid rocket engines]. *Vestnik mashinostroeniya*. 2011, No. 12, P. 12–17 (In Russ.).

13. Galeev A. G. Osnovy ustroystva ispytatel'nykh stendov dlya otrabotki zhidkostnykh raketnykh dvigateley i dvigatel'nykh ustanovok: rukovodstvo dlya inzhenerov-ispytateley [Fundamentals of the design of test benches for testing of liquid rocket engines and propulsion systems manual for test engineers]. Peresvet, Izd-vo FKP "NIC RKP" Publ., 2010, 178 p.

14. Kleckers T., Dr. A. Schaefer Force Calibration with Build Up Systems. *18th International Congress of Metrology*, 2017, DOI: 10.1051/metrology/201714009.

15. 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.

16. Veselov A. V. [Modernization of the load-measuring device on the test benches of liquid rocket engines]. *Reshetnevskie chteniya : materialy XXII Mezhdunar. nauch. konf. (12-16 noyabrya 2018, g. Krasnoyarsk) v 2 ch.* [International science and research conference (in memory of the Mikhail Fedorovich Redhetnev, general constructor of spase vehicles and rocket systems)]. Krasnoyarsk, 2018, P. 198–200 (In Russ.).

17. Begishev A. M., Zhuravlev V. Y., Torgashin A. S. [Features and modernization methods of thrust measurement devices for liquid rocket engine test stands]. *Siberian Journal of Science and Technology*. 2020, Vol. 21, No. 1, P. 62–69 (In Russ.).

18. 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.).

19. 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.

20. Yatsunenko V. G. *Optimizatsiya protsessa konstruktorskoy otrabotki ZhRD maloy tyagi priognevykh ispytaniyakh* [Optimisation of the design process for liquid-propellant low thrust rocket engines firing tests]. Krasnoyarsk, Siberian St. Aerospace Univ., 2006, 124 p.

© Назаров В. П., Пиунов В. Ю., Коломенцев А. И., Яцуненко В. Г., Голиковская К. Ф., 2022

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@mail.sibsau.ru.

**Пиунов Валерий Юрьевич** – кандидат технических наук, заместитель начальника производства Акционерное общество «Научно-производственное объединение им. С. А. Лавочкина». E-mail: piunovdm@ gmail.com.

Коломенцев Александр Иванович – кандидат технических наук, профессор кафедры ракетных двигателей; Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

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

Голиковская Клара Федоровна – кандидат технических наук, доцент, доцент кафедры двигателей летательных аппаратов; Сибирский государственный университет науки технологий имени академика М. Ф. Решетнева. E-mail: golikovskaya@mail.sibsau.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 head of production Lavochkin Association. E-mail: piunovdm@gmail.com.

Kolomentsev Alexander Ivanovich – Cand. Sc., Professor, Professor of the Department of Rocket Engines; Moscow Aviation Institute (National Research University). E-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

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

**Golikovskaya Klara Fedorovna** – Cand. Sc., associate professor, associate professor of the Department of Aircraft Engines; Reshetnev Siberian State University of Science and Technology. E-mail: golikovskaya@sibsau.ru.