

УДК 534.13

DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.01

**Д.А. Миронов, А.Ф. Сальников**Пермский национальный исследовательский политехнический  
университет, Пермь, Россия**ДИНАМИЧЕСКОЕ ПОВЕДЕНИЕ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ  
ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В ПРОЦЕССЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ (ОБЗОР)**

Одной из проблем, которая решается на протяжении более 80 лет является динамическое поведение как в процессе отработки ракетного двигателя, так и в процессе эксплуатации это колебания возникающие в камере сгорания. Колебания газа и механические колебания элементов ракетного двигателя, могут вызывать вибрационные нагрузки, что при определенных условиях приводит к резонансным явлениям. Это может вызывать отказы в работе двигателя. Анализ поведения ракетного двигателя как динамической системы с оценкой частотных взаимодействий на всем времени его работы на сегодня полностью не решена. Рассмотрены различные варианты исследования динамического поведения ракетного двигателя, алгоритмы определения собственных частот колебаний. Проведен анализ существующих подходов для решения задачи определения динамического поведения ракетного двигателя. В различных работах рассчитываются механические колебания корпуса двигателя или его элементов, например раздвижного сопла, различными методами. В ряде работ конструкцию рассматривают как модель дискретных масс, где элементы связаны через коэффициенты жёсткости и вязкости. В других случаях рассматриваются колебания газового потока в процессе горения в камере сгорания, разрабатываются методики численного моделирования процесса, учитывающие особенности вихреобразования и нестабильность течения газа, а также зависимости от формы заряда. Однако не решена совместная задача, в представленных работах не рассмотрено взаимное влияние вибраций корпуса ракетного двигателя с топливом и газовым потоком в процессе работы. Чтобы получить полное представление о динамических нагрузках, испытываемых в ракетном двигателе твёрдого топлива, необходимо учитывать это взаимодействие.

**Ключевые слова:** собственные частоты, колебания, резонанс, газовый поток, амплитуда, деформация, оболочка, диссипация, акустическая неустойчивость, давление.

**D.A. Mironov, A.F. Salnikov**

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

**DYNAMIC BEHAVIOR OF SOLID FUEL ROCKET  
ENGINE DURING OPERATION (REVIEW)**

One of the problems that has been solved for more than 80 years is the dynamic behavior both during the development of a rocket engine and during operation, these are oscillations that occur in the combustion chamber. Gas vibrations and mechanical vibrations of the rocket engine elements can cause vibration loads, which, under certain conditions, leads to resonance phenomena. This can cause engine failures. An analysis of the behavior of a rocket engine as a dynamic system with an assessment of frequency interactions over the entire time of its operation has not been completely resolved today. Various options for studying the dynamic behavior of a rocket engine, algorithms for determining natural oscillation frequencies are considered. The analysis of existing approaches for solving the problem of determining the dynamic behavior of the rocket engine was carried out. In various works, the mechanical vibrations of the engine housing or its elements, such as a sliding nozzle, are calculated using various methods. In a number of works, the structure is considered as a model of discrete masses, where the elements are connected through the stiffness and viscosity coefficients. In other cases, fluctuations of the gas flow during combustion in the combustion chamber are considered, methods of numerical simulation of the process are developed that take into account the features of vortex formation and instability of the gas flow, as well as dependence on the shape of the charge. However, the joint problem has not been solved; in the presented works, the mutual influence of the vibrations of the rocket engine case with the fuel and gas flow during operation is not considered. To get a complete picture of the dynamic loads experienced in a solid propellant rocket engine, this interaction must be taken into account.

**Keywords:** natural frequencies, vibrations, resonance, gas flow, amplitude, deformation, shell, dissipation, acoustic instability, pressure.

В процессе эксплуатации ракетного двигателя (РД) возникает проблема колебаний, приводящих к нарушению работы камеры сгорания (КС). Моделирование оболочек корпуса ракетного двигателя и их собственных колебаний рассматривалось в работах [1–5]. Данные сложности вызываются акустической неустойчивостью, основными причинами возникновения которой в каме-

ре сгорания являются: горение, газодинамика, механика (КС с конструктивными элементами, как колебательный контур). Так как вследствие колебаний стенок двигателя возникает изменение внутреннего объема газа, это ведёт к изменению давления и, следовательно, деформациям стенок. Собственные колебания, возникающие таким образом, недостаточно изучены и при совпадении фаз попадают в резонанс. В определённой ситуации этот резонанс приводит к нарушению работы ракетного двигателя, вплоть до разрушения. В данной работе проводится обзор различных методов определения собственных частот колебаний ракетного двигателя.

Проводится анализ полученных результатов, рассмотрены принятые в источниках допущения и использованные методики и физические модели.

В работах [6–10] задача снижения амплитуды колебаний давления в камере сгорания крупногабаритных ракетных двигателей решается со стороны механических колебаний. Резонансное взаимодействие, приводящее к увеличению амплитуды колебаний, возникает под действием в том числе механических колебаний и может вызвать нарушение работы двигателя.

В работе [11] рассмотрена задача изменения частотных характеристик ракетного двигателя твёрдого топлива (РДТТ) в процессе функционирования, а также выявления закономерностей, влияющих на условия возникновения явления резонанса, для управления данными процессами.

В ситуации резонансного взаимодействия с волновыми процессами в газовом потоке происходит диссипация энергии конструктивных элементов, которая приводит к усилению амплитуды колебаний газа в результате перераспределения энергии в конструктивных элементах, что, в свою очередь, приводит к увеличению деформации, а следовательно, к росту амплитуды колебаний конструктивных элементов (рис. 1). Таким образом, этот процесс приводит к изменению внутреннего объема камеры сгорания РДТТ и увеличению амплитуды колебаний давления внутри этой камеры. Для решения задачи возможно использовать две различные модели РДТТ, с помощью которых определяются частотные характеристики его элементов в определённые моменты времени:

- 1) модель дискретных масс с упруго-диссипативными связями;
- 2) модель с распределёнными параметрами.

С учётом допущений определяются собственные частоты элементов конструкции и всей системы. В работах [6–10] рассматривается алгоритм расчёта данными методами.

При расчёте по методу дискретных масс система РДТТ разделяется на шесть подсистем, находятся парциальные частоты элементов и сводятся к матричному решению с помощью следующих составляющих: обобщенных координат перемещения, восстанавливающих сил, инерционных параметров, вынуждающих и диссипативных сил и квазиупругих коэффициентов. Подсистемы связываются через жесткостные и вязкостные связи, схема связей представлена на рис. 2.

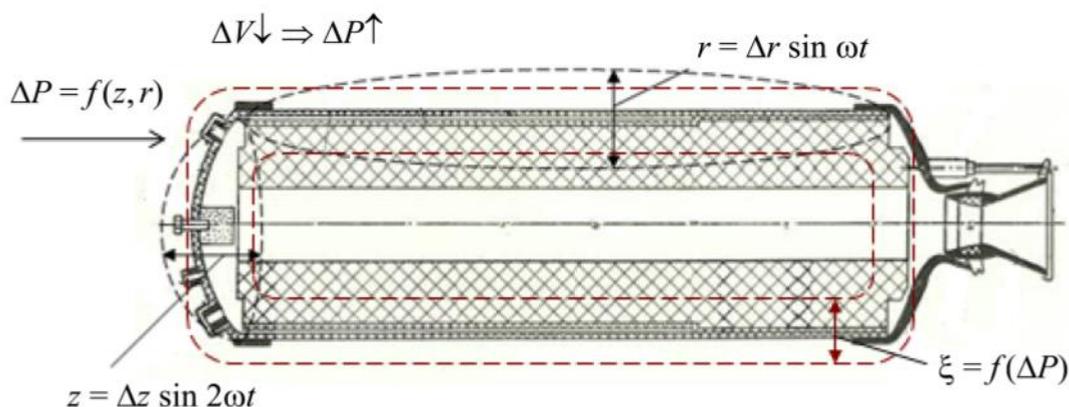


Рис. 1. Схема РДТТ:  $\Delta z$  и  $\Delta r$  – амплитуды продольных и радиальных колебаний;  $\omega$  – собственная частота системы;  $\Delta V$  – изменение объема камеры сгорания;  $\Delta P$  – изменение давления внутри камеры сгорания

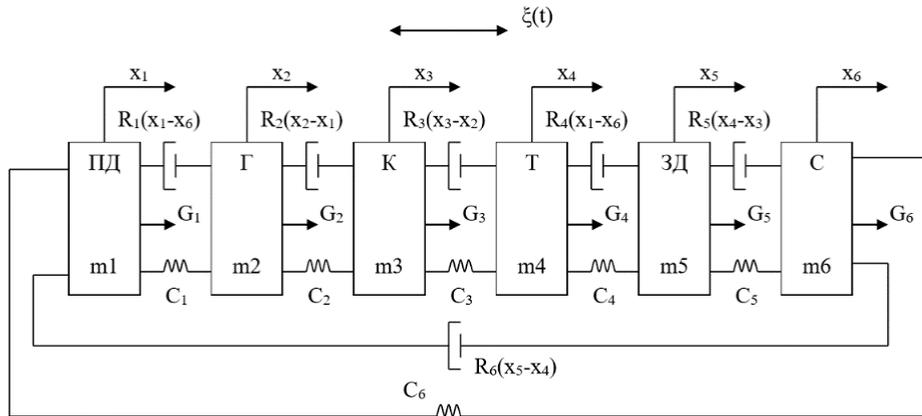


Рис. 2. Модель РДТТ в виде шести дискретных масс с упруго-диссипативными связями: ПД – переднее днище; Г – газ; К – корпус; Т – топливо; ЗД – заднее днище; С – сопло

Также для оценки величины потерь энергии в расчёте собственных частот ракетного двигателя применяется модуль сдвига между напряжениями и деформациями, зависящий от частоты колебаний. Энергия деформации, а также энергия потерь определяются через косинусоидальную и синусоидальную функции. Однако для более точного определения величины диссипации необходимо определить более достоверную характеристику.

Один из недостатков модели с дискретными массами состоит в необходимости определять жёстко-вязкостные характеристики для нахождения парциальных частот колебаний, поэтому полученные данные необходимо верифицировать. Также газ связывается с остальными элементами системы не через массу и вязкость.

Другой метод расчёта – модель с распределёнными параметрами, которая формируется как сложная система РДТТ в виде тонкостенной оболочки и толстостенного массива из разных материалов с общей контактирующей поверхностью. Оболочка считается тонкой пластиной, к ней применимы гипотезы Кирхгофа – Лява.

Задача состоит в совместном интегрировании уравнений теории оболочек и трехмерной теории упругости, однако для этого должны выполняться определенные условия на поверхности контакта сред.

Недостаток модели с распределёнными параметрами – для решения требуются значительные вычислительные ресурсы, так как рассматриваются пространственные колебания сложной системы. При определенных условиях она позволяет выборочно рассчитать изменения амплитудно-частотных характеристик РДТТ. Для получения результатов требуются значительные временные затраты, однако данную модель возможно использовать на всех этапах.

Для двух приведённых алгоритмов построены алгоритмы расчёта, позволяющие проводить расчёты, определяющие механические колебания системы. Более трудозатратный, но точный метод – с распределёнными параметрами, а более простой, но требовательный к заданию изначальных условий – метод точечных масс с упруго-диссипативными связями.

Другим рассматриваемым направлением причин возникновения колебаний является неустойчивое течение газа по проточной части и взаимодействие с поверхностью горения.

В работах [11–14] было проведено исследование перекачки энергии с высокочастотных колебаний в продольные колебания КС на экспериментальной установке.

Методика проведённого исследования собственных колебаний газового потока, основанная на резонансном взаимодействии газодинамического источника в потоке с внешним акустическим полем, состоит из следующих этапов: определение собственных резонансных частот полости камеры сгорания, спектральный анализ акустического поля, продувание модельного КС с накладыванием внешнего акустического поля.

Экспериментально установлено, что в процессе горения возникает перепад давления и продольная стоячая волна, это приводит к изменению массоприхода и дальнейшему изменению давления. Условие вдува для этого:

$$u/v = (0,2 \dots 0,45),$$

где  $u$  – скорость газа,  $v$  – скорость потока.

Зона «С-слой» (слой скольжения потока) схематично представлена на рис. 3, его исследования проводятся в диссертационной работе [12].

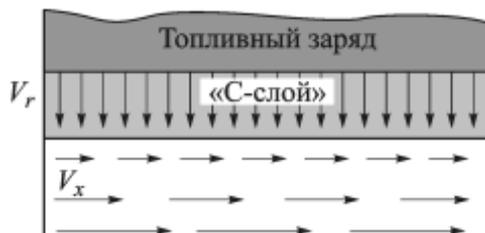


Рис. 3. Зоны С-слоя

В результате проведенного частотного анализа подтверждено, что вблизи зоны горения твердого топлива (ТТ) устанавливается продольная акустическая неустойчивость.

С помощью экспериментальной установки подтверждено, что при кратности  $2n$  наблюдается переход энергии из высокочастотных радиальных колебаний в продольные низкочастотные колебания, что подтверждено в экспериментальных исследованиях процесса горения твердого топлива [15]. Диапазон, в котором происходит этот переход:

$$1,85nf_{\text{соб}} < 2,00nf_{\text{соб}} < 2,15nf_{\text{соб}},$$

где  $f_{\text{соб}}$  – собственные частоты колебаний потока.

Перестройка колебательных процессов в условиях перекачки энергии с высокочастотных колебаний на собственные частоты продольных колебаний в «С-слое» позволяет объяснить изменения в колебательных процессах, имеющиеся в реальных РДТТ, а также при стендовых испытаниях.

Связь между собственными колебаниями газа и корпуса ракетного двигателя может осуществляться через коэффициент динамичности:

$$\eta = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \left(\frac{\omega_k}{\omega_r}\right)^2\right)^2 + 4\xi_k \frac{\omega_k^2}{\omega_r^2}}},$$

где  $\omega_k$  – собственная частота корпуса РДТТ;  $\omega_r$  – собственная частота газа внутри РДТТ;  $\xi_k$  – коэффициент, определяющий вязкость материала корпуса РДТТ.

Деформация системы приводит к увеличению энергии под действием происходящих изменений. Расходуется энергия на нагревание образца и внутренняя энергия. Исследовались зоны с уменьшающимся уровнем диссипации конструктивных элементов двигателя, что приведёт к повышению давления в камере сгорания.

Описанные процессы могут привести к смене моды колебаний в двигателе. Пики амплитуды соответствуют смене моды колебаний, как показано на рис. 4. Экспериментально получены данные о параметрах газового потока, действующего в КС. Определены опасные факторы, влияющие на работу двигателя. Однако проведение эксперимента в специальной установке, не в полной мере моделирующей работу ракетного двигателя, не даёт получить данные о колебаниях, возникающих в корпусе двигателя, колебаниях, которые влияют на объём камеры сгорания.

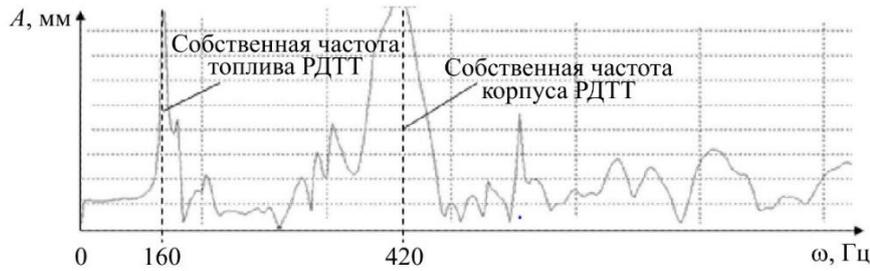


Рис. 4. Частоты возбуждения колебаний углов реального двигателя

В работе [16] представлен вариант расчёта динамики РДТТ, при котором рассматривается газовая динамика потока. Используется подход механики сплошных многофазных сред. Поток рассматривается как гомогенно-гетерогенная смесь, в которой первая фаза-газоопасные продукты сгорания, а мелкодисперсные частицы – это вторая фаза. Их движение рассматривается как движение взаимодействующих сред.

Система вихревых дифференциальных уравнений для описания потока в КС состоит из трёх уравнений неразрывности (сохранения массы), шести уравнений сохранения импульса по осям координат, уравнения сохранения внутренней удельной энергии во второй фазе, уравнения полной удельной энергии смеси, а также уравнения состояния. Сформированная система уравнений решается по методу Давыдова (метод крупных частиц).

Расчёт состоит из эйлерового этапа, в котором исследуемая среда принимается замороженной, а изменяются величины, относящиеся к ячейкам. На лагранжевом этапе с учётом изменения параметров потока на прошлом этапе, вычисляются приходные комплексы и функции межфазного взаимодействия силы и тепла. На заключительном этапе расчёта импульс, энергия и масса перераспределяются по потоку, определяется окончательные значения поля эйлеровых параметров.

Данный метод позволяет рассчитать параметры в газовом потоке, произвести детальное исследование динамики потока. При этом алгоритм требует достаточных вычислительных мощностей для обеспечения требуемой точности, а также не учитывает колебания стенок, внутри которых движется поток.

Модель дискретных масс также рассматривается в работе [17], где определение массовых параметров ракетного двигателя происходит через известные собственные частоты двигателя. Используемая модель представлена на рис. 5. При известных первых четырёх частотах колебаний РДТТ решается обратная задача с помощью построения матриц, связывающих вязкостные и жёсткостные параметры системы.

Данный способ позволяет определять массу элементов системы при известных коэффициентах жёсткости и частотах, при помощи такого метода можно определять и другие неизвестные параметры в системе, но он не учитывает движение газового потока и из-за этого требует большого объёма экспериментальных данных.

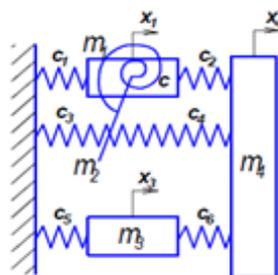


Рис. 5. Упруго-массовая модель РДТТ (корпуса  $m_1$ , заряда твердого топлива  $m_2$ , продуктов сгорания  $m_3$ , сопла  $m_4$ ), упругие характеристики (жесткость оболочки  $c_1$ , жесткость газа в зазорах между зарядом твердого топлива и днищами двигателя  $c_2$ , жесткость газа в свободном объеме  $c_3$  и жесткость наполнителя  $c_N$ ) и перемещения соответствующих элементов системы ( $x_1, x_2, x_3, x_4$ )

Задача определения собственных частот при сложной конфигурации топлива рассматривается в работе [18]. Решается в осесимметричной постановке течения газа в канале ракетного двигателя, газ рассматривается как однофазная сжимаемая среда. Задача решается с помощью программного пакета FLUENT 6.3, в котором задаются геометрические данные двигателя. Используется связанный решатель, позволяющий получить устойчивые решения момента, импульса, уравнений неразрывности и энергии.

Осредненные уравнения Навье – Стокса замыкаются уравнениями модели турбулентности  $k-\epsilon$ . В случае использования модели крупных вихрей уравнения Навье – Стокса рассчитываются непосредственно для крупных вихревых структур, а для мелких вихрей, размер которых меньше размера расчетной ячейки, – с помощью модели турбулентности Смагоринского – Лилли.

При этом аналитически частота продольных колебаний определяется через отношение скорости звука в газе и характерного размера:

$$f = \frac{a}{2L} n,$$

где  $a$  – скорость звука в газе, м/с;  $L$  – длина КС, м;  $n$  – мода колебаний.

Результат расчёта частоты колебаний аналитически отличается от расчёта заряда с каналом сложной формы с помощью  $k-\epsilon$  модели. Формируются три конфигурации, представленные на рис. 6.

Для полученных конфигураций строятся амплитудно-частотные характеристики, представленные на рис. 7. Согласно полученным результатам, мода колебаний соответствует исходной конфигурации, рассматриваемой в задаче. Таким образом, аналитическую формулу можно скорректировать, и для определения продольных мод колебаний в газовых полостях сложной формы использовать не саму длину камеры как характерную величину, а значение, определённое из свободного объёма:

$$f_L = \frac{a}{2L_{eff}} n; \quad L_{eff} = \frac{V_{г.п}}{\pi R^2},$$

где  $V_{г.п}$  – объём газа, м<sup>3</sup>;  $R$  – радиус канала, м.

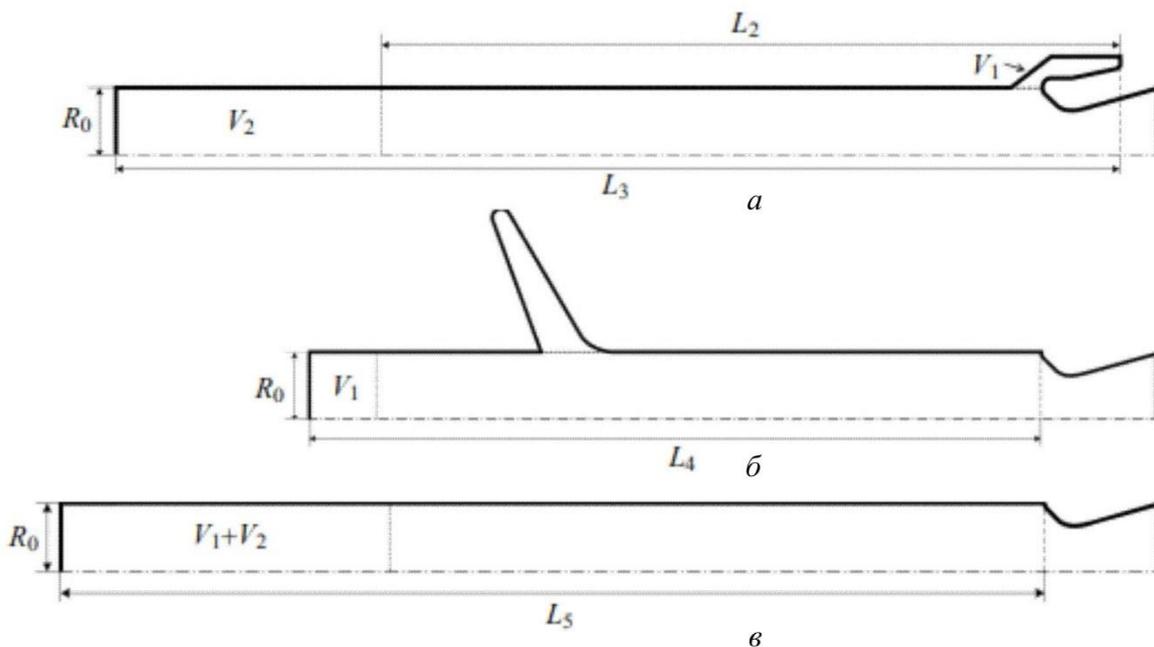


Рис. 6. Тестовые конфигурации расчётной области: а – конфигурация 1; б – конфигурация 2; в – конфигурация 3

В результате определены параметры газового потока для двигателя со сложной формой заряда. Получены частотная характеристика, пульсации давления. Однако частоты из  $k-\varepsilon$  модели расходятся с частотами, полученными аналитическим методом, почти на 10 %. Для получения более точных данных о собственных колебаниях газового потока в камере сгорания необходимо учитывать колебания топлива и стенок двигателя.

В работе [19] рассматривается динамическое поведение сопла ракетного двигателя при холодной раздвижке. Напряженно-деформированное состояние описывается с помощью системы дифференциальных уравнений, для численной реализации решения системы используется операторный метод Лапласа. В работах рассматриваются несколько дискретно-массовых моделей сопла, в том числе модели с внутренним выдвигаемым насадком (ВВН) и наружным выдвигаемым насадком (НВН), как представлено на рис. 8.

Для решения дискретно-массовой модели используются данные о геометрических параметрах системы, а также экспериментально определённые коэффициенты демпфирования и жёсткости связи. С помощью этих данных определяются усилия и виброускорения в сопле при холодной раздвижке. Результаты приведены на рис. 9.

Помимо этого, для данной модели исследуется спектральный состав динамических нагрузок при переходных процессах с помощью вейвлет-анализа, определяются параметры напряженно-деформированного состояния конструктивных элементов раздвижного сопла.

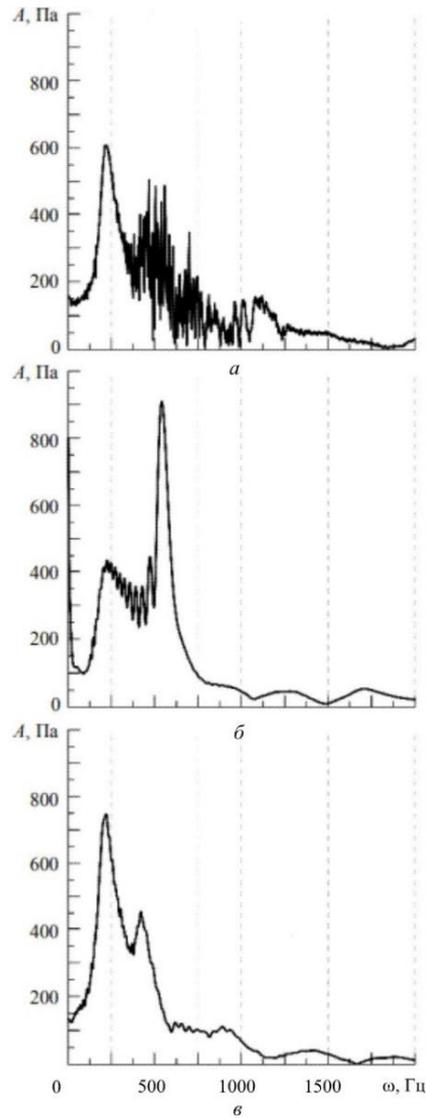


Рис. 7. Частотно-амплитудный спектр:  
*a* – для конфигурации 1;  
*б* – конфигурации 2; *в* – конфигурации 3

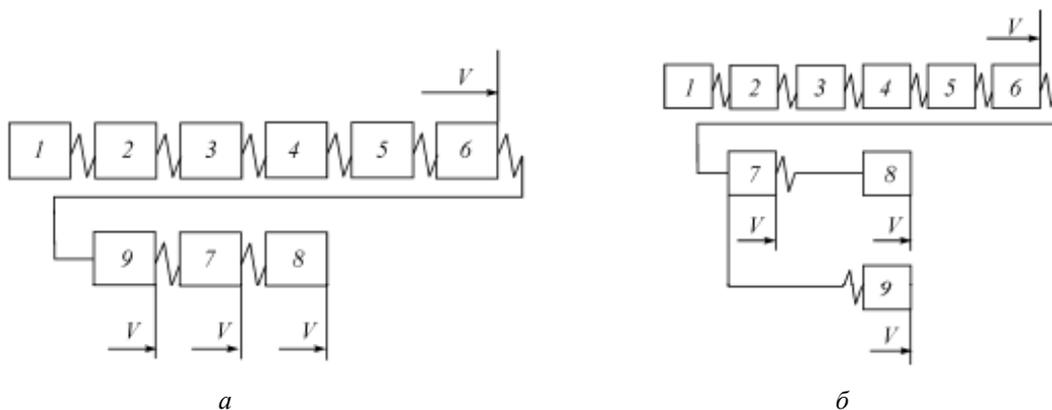


Рис. 8. Дискретно-массовая модель сопла при фиксации: *a* – ВВН и *б* – НВН

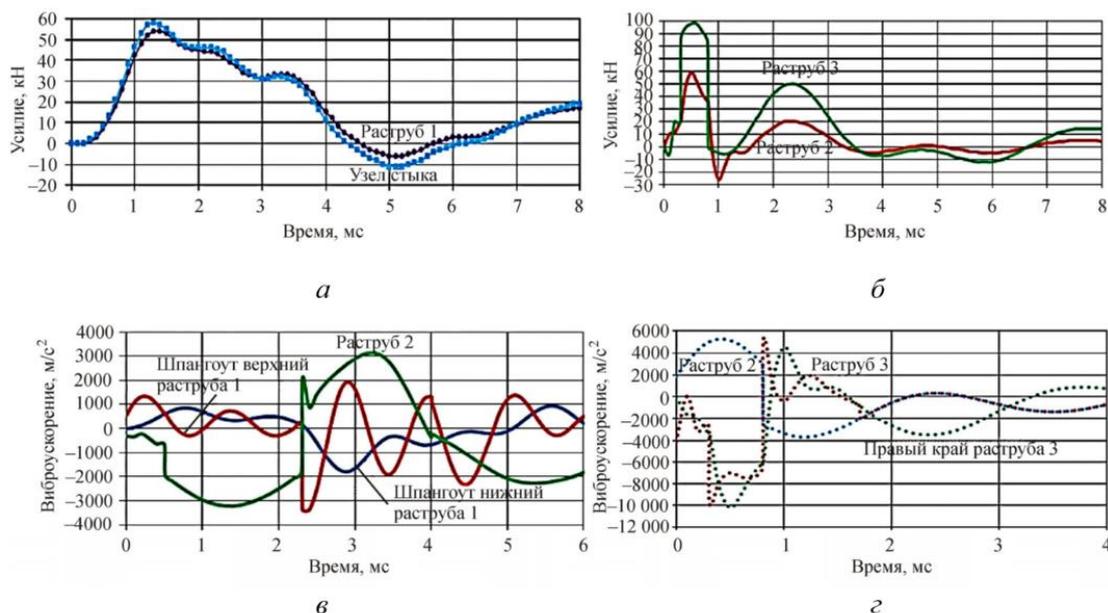


Рис. 9. Распределение усилий и виброускорений по времени: *а* – усилие в узле стыка неподвижной части сопла и подвижного насадка при фиксации внутреннего выдвижного насадка (ВВН), *б* – усилие в узле стыка подвижного внутреннего насадка сопла с наружным при фиксации наружного выдвижного насадка (НВН), *в* – виброускорение на неподвижной части сопла и ВВН при фиксации ВВН, *г* – виброускорение на ВВН и НВН при фиксации НВН

Данный алгоритм позволяет определить амплитудно-частотную характеристику (АЧХ), выделить опасные зоны в ракетном двигателе. Через обратную задачу возможна оптимизация конструкции. Однако для решения такой задачи необходимы экспериментальные данные о конструкции, оптимизация которой значительно сложнее и дороже, чем оптимизация на этапе проектирования. В случае теоретического определения демпфирования и жёсткости необходима верификация получаемых коэффициентов. Также данный алгоритм можно изменить, добавив в связь действия газового потока, а также данные о процессах в корпусе РДТТ, чтобы исследовать НДС сопла при горячей раздвижке.

#### Библиографический список

1. Ильгамов М.А. Иванов, В.А. Гулин Б.В. Расчёт оболочек с упругим наполнителем. – М.: Наука, 1987. – 260 с.
2. Челомей В.Н. Вибрации в технике. – М.: Машиностроение, 1978. – Т. 1. Колебания линейных систем. – 351 с.
3. Биргер И.А., Пановко Я.Г. Прочность, устойчивость, колебания. Справочник: в 3 т. – М.: Машиностроение, 1988. – Т. 2. – 463 с.
4. Присняков В.Ф. Динамика ракетных двигателей твёрдого топлива: учеб. пособие. – М.: Машиностроение, 1984. – 248 с.
5. Егоров Я.В. Численное моделирование неустойчивости рабочего процесса в камере сгорания РДТТ. – Пермь, 2008.
6. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Исследование влияния диссипативных свойств конструктивных элементов ракетных двигателей на твердом топливе // Инженерный журнал: наука и инновации. – 2013. – Вып. 4.
7. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Методы определения собственных частот элементов системы ракетного двигателя твердого топлива // Труды МАИ. – 2013. – Вып. 65.
8. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Алгоритм исследования диссипативных потерь конструктивных элементов и узлов РДТТ // Аэрокосмическая техника и высокие технологии: тез. докл. XIV Всерос. науч.-техн. конф. (г. Пермь, 20–21 нояб. 2013 г.). – Пермь, 2014. – С. 62–64.

9. Кашина И.А., Сальников А.Ф. Исследование резонансного взаимодействия конструктивных элементов системы РДТТ // Вестник Рыбинской государственной авиационной технологической академии им. П.А. Соловьева. – 2012. – № 1. – С. 19–24.

10. Кашина И.А. Влияние диссипативных свойств конструктивных элементов РДТТ на амплитуду колебаний давлений в камере сгорания при продольной акустической неустойчивости. – Казань, 2015. – 163 с.

11. Петрова Е.Н. Влияние высокочастотных колебаний газа в ракетном двигателе на твердом топливе на продольную акустическую неустойчивость: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.05. – Пермь, 2010. – 126 с.

12. Сальников, А.Ф., Сальников, Д.А., Петрова Е.Н. Исследование условий возбуждения продольных колебаний газа в камере сгорания твердотопливного ракетного двигателя // Химическая физика и мезоскопия. – 2006. – Т. 8, № 2. – С. 169–176.

13. Сальников А.Ф., Сальников Д.А., Петрова Е.Н. Исследование условий перекачки энергии из зоны горения твердого топлива в акустические колебания камеры сгорания ракетного двигателя // Исследование, разработка и применение высоких технологий в промышленности: сб. тр. II междунар. конф., Санкт-Петербург, 7–9 янв. 2006 г. – СПб., 2006. – С. 175–179.

14. Сальников А.Ф., Петрова Е.Н. Условие возникновения продольной акустической неустойчивости в камере сгорания твердотопливного двигателя // Внутрикамерные процессы, горение и газовая динамика дисперсных систем: сб. тр. междунар. конф., Санкт-Петербург, 19–23 июня 2006 г. – СПб., 2006. – Т. 1. – С. 120–123.

15. Управляемое вибрационное горение ТРТ. Новые технологии и устройства для народного хозяйства / Н.М. Пивкин, Н.М. Пелых, А.Н. Пивкин // Внутрикамерные процессы, горение и газовая динамика дисперсных систем: тр. III Междунар. шк.-семинара. СПб., 2000. – С. 71–72.

16. Егоров М.Ю., Егоров Д.М., Егоров С.М. Численное исследование динамики внутрикамерных процессов ракетного двигателя на твердом топливе особой компоновочной схемы. Часть 1. Постановка вычислительного эксперимента // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2018. – № 53. – С. 63–76.

17. Сафина Г.Ф. Корректность восстановления массовых параметров ракетного двигателя твердого топлива // Междунар. науч.-исслед. журнал. – 2017. – № 5-3(59). – С. 154–158.

18. Численное исследование определения величин пульсаций давления и собственных акустических частот в камерах сгорания с наполнителем сложной формы / А. Глазунов, И.В. Еремин, К.Н. Жильцов, К.В. Костюшин, И.М. Тырышкин, В.А. Шуварики // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. – 2018. – № 53. – С. 59–72.

19. Расчетно-экспериментальное исследование напряженно-деформированного состояния соплового блока ракетного двигателя твердого топлива в процессе «холодной» раздвижки / Р.В. Мормуль, Д.А. Павлов, А.Ф. Сальников // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. – 2019. – № 58. – С. 110–121.

### References

1. Ilgamov M.A. Ivanov, V.A. Gulin B.V. Calculation of shells with elastic filler, Moscow "Nauka", 1987 – 260 p.

2. V.N. Chelomey Vibrations in technology. Volume 1. Oscillations of linear systems Moscow, Mashinostroenie, 1978 -351 p.

3. Birger I.A., Panovko Ya.G. Strength, stability, fluctuations. Handbook in three volumes. Volume 2. M. Mashinostroenie, 1988 – 463p.

4. Priskyakov V.F. Dynamics of solid propellant rocket engines. Textbook for universities. – M: Mashinostroenie, 1984 -248 p.

5. Egorov Ya.V. Numerical modeling of the instability of the working process in the combustion chamber of solid propellant rocket engines, Perm, 2008.

6. Kashina I.A., Salnikov A.F. Investigation of the influence of dissipative properties of structural elements of solid propellant rocket engines. Engineering Journal: Science and Innovation, 2013, no. 4.

7. Kashina I.A., Salnikov A.F., Methods for determining the natural frequencies of the elements of a solid fuel rocket engine system. Electronic journal "Proceedings of the MAI", 2013, no. 65

8. Kashina, I.A., Salnikov, A.F. Algorithm for the study of dissipative losses of structural elements and units of solid propellant rocket engines / I.A. Kashina, A.F. Salnikov // Aerospace engineering and high technologies: abstract. report XIV All-Russian. scientific – tech. conf. (Perm, November 20–21, 2013), Perm, 2014. – P. 62-64.

9. Kashina, I.A., Salnikov, A.F. Study of the resonant interaction of structural elements of the solid propellant rocket engine system / I.A. Kashina, A.F. 161 Salnikov // Bulletin of the Rybinsk State Aviation Technological Academy. P.A. Solovyov. – 2012. – No. 1. – P. 19-24.

10. Kashina I. A. Influence of dissipative properties of structural elements of solid propellant rocket engines on the amplitude of pressure fluctuations in the combustion chamber with longitudinal acoustic instability, Kazan, 2015.-163 p.

11. Petrova, E.N. Influence of high-frequency gas oscillations in a solid propellant rocket engine on longitudinal acoustic instability: Cand. ... cand. tech. Sciences: 05.07.05 / E.N. Petrova. – Perm, 2010. – 126 p.

12. Salnikov, A.F., Salnikov, D.A., Petrova, E.H. Investigation of the conditions for excitation of longitudinal oscillations of gas in the combustion chamber of a solid propellant rocket engine / A.F. Salnikov // Chemical physics and mesoscopy. – 2006. – Vol. 8, No. 2. – P. 169-176.

13. Salnikov A.F., Salnikov D.A., Petrova E.H. Investigation of the conditions for pumping energy from the solid fuel combustion zone into acoustic oscillations of the combustion chamber of a rocket engine // Research, development and application of high technologies in industry: collection of articles. tr. P international, conf., St. Petersburg, January 7-9. 2006 – St. Petersburg, 2006, – P. 175-179.

14. Salnikov A.F., Petrova E.H. The condition for the occurrence of longitudinal acoustic instability in the combustion chamber of a solid fuel engine // Intra-chamber processes, combustion and gas dynamics of dispersed systems: Sat. tr. intl. Conf., St. Petersburg, June 19-23, 2006 – St. Petersburg, 2006, – Vol. 1.-P. 120-123.

15. N. M. Pivkin, N. M. Pelykh, and A. N. Pivkin, Controlled Vibratory Combustion of TRT. New technologies and devices for the national economy // Tr. III Intern. School-seminar “Intra-chamber processes, combustion and gas dynamics of dispersed systems”. SPb., 2000. – P. 71–72.

16. Egorov M.Yu., Egorov D.M. Egorov S.M. Numerical study of the dynamics of intra-chamber processes of a solid-propellant rocket engine of a special layout. Part 1. Setting up a computational experiment // Bulletin of PNRPU. Aerospace engineering. 2018. No. 53. – P. 63-76.

17 Safina G.F. Correctness of restoring the mass parameters of a solid propellant rocket engine // Intern. scientific research journal, 2017, No. 5-3(59). – S. 154–158.

18. A. Glazunov, I. V. Eremin, K. N. Zhiltsov, K. V. Kostyushin, I. M. Tyryshkin, and V. A. Shuvarikov, Numerical study of determining the values of pressure pulsations and natural acoustic frequencies in combustion chambers with filler of complex shape, Bulletin of Tomsk State University. Mat. i mekh., 2018, No. 53. – P. 59–72.

19. Mormul R.V., Pavlov D.A., Salnikov A.F. Computational and experimental study of the stress-strain state of the nozzle block of a solid propellant rocket engine in the process of "cold" expansion // Bulletin of PNRPU. Aerospace engineering. 2019. No. 58. – P. 110-121.

### Об авторах

**Миронов Даниил Андреевич** (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29); инженер-конструктор, Научно-производственное объединение «Искра» (Пермь, 614038, ул. Академика Веденева, 28, e-mail: daniil284@gmail.com).

**Сальников Алексей Федорович** (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: afsalnikov\_1@mail.ru).

### About the authors

**Daniil A. Mironov** (Perm, Russian Federation) – PhD Student of the Department of Rocket and Space Engineering and Energy Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm), design engineer, Scientific and Production Association «Iskra» (28, Akademika Vedeneva str., 614038, Perm, e-mail: daniil284@gmail.com).

**Aleksey F. Salnikov** (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor of the Department of Rocket and Space Engineering and Energy Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: afsalnikov\_1@mail.ru).

**Финансирование.** Исследование не имело спонсорской поддержки.

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Вклад авторов.** Все авторы сделали равный вклад в подготовку публикации.

Поступила: 23.05.2022

Одобрена: 20.06.2022

Принята к публикации: 10.11.2022

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Миронов, Д.А. Динамическое поведение ракетного двигателя твердого топлива в процессе эксплуатации (обзор) / Д.А. Миронов, А.Ф. Сальников // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2022. – № 70. – С. 7–17. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.01

Please cite this article in English as: Mironov D.A., Salnikov A.F. Dynamic behavior of solid fuel rocket engine during operation (review). PNRPU Aerospace Engineering Bulletin, 2022, no. 70, pp. 7-17. DOI: 10.15593/2224-9982/2022.70.01