

УДК 534-13

РАЗРАБОТКА БЕСКОНТАКТНОГО АКУСТИЧЕСКОГО МЕТОДА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ МОДЕЛЬНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ТВЕРДОМ ТОПЛИВЕ

К. Е. Ковалев, Д. А. Ягодников, А. Н. Бобров

Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана, 105005 Москва,
kovalev.k@bmstu.ru

Представлена методика бесконтактной диагностики ракетных двигателей на твердом топливе (РДТТ) на основе анализа акустических колебаний, генерируемых истекающей из сопла сверхзвуковой струей продуктов сгорания. Проведено экспериментальное исследование по определению давления в камере сгорания модельного ракетного двигателя на твердом топливе Е-5-0 с помощью неинвазивного метода контроля, использующего динамический микрофон, расположенный на заданном расстоянии от объекта исследования и регистрирующий акустические поля, создаваемые работающим двигателем. Экспериментально подтверждена возможность бесконтактного определения давления в камере сгорания по частоте акустических колебаний и уровню звукового давления, создаваемого струей продуктов сгорания модельного РДТТ. Показано удовлетворительное согласование результатов расчета давления со значением, зарегистрированным датчиком внутрикамерного давления.

Ключевые слова: ракетный двигатель на твердом топливе, бесконтактная диагностика, акустическая диагностика, продукты сгорания, частотный анализ.

DOI 10.15372/FGV2023.9306

ВВЕДЕНИЕ

Измерение и анализ виброакустических характеристик состояния материалов конструкций, изделий, биологических объектов, окружающей среды представляют собой широко распространенный физический метод технического контроля и бесконтактной диагностики [1–5], который является универсальным, оперативным, высокочувствительным к регистрируемым показателям, а также обеспечивающим большую информативность и достоверность получаемых результатов. Кроме того, в настоящее время наблюдается тенденция к быстрому снижению затрат на реализацию бесконтактных методов диагностики, а возможность их внедрения практически на любом этапе жизненного цикла изделия (а не только при проектировании) обуславливает большой интерес к разработке методов виброакустического контроля применительно к ракетным и реактивным двигательным установкам [6, 7] и, в частности, к анализу рабочих процессов в них. Так, в работах [8–10] волоконные

датчики использовались для изучения быстрых процессов сгорания, дефлаграции и детонации в модельных ракетных двигателях на твердом топливе (РДТТ).

Также при анализе быстроменяющихся данных часто встречаются случаи, когда большой интерес вызывает спектральная характеристика сигнала, которая дает возможность выделить устойчивые частотные составляющие на фоне случайных шумов и идентифицировать их с собственными частотами объекта диагностики. Для этого используют алгоритмы быстрого преобразования Фурье и вейвлет-анализ, позволяющие определить спектр плотности энергии колебаний и исследовать относительный вклад различных частотных составляющих в общую энергию колебательного процесса.

Например, в работе [11] разработана методика неинвазивной диагностики с использованием в качестве акустических датчиков волоконно-оптических интерферометров Маха — Цендера, намотанных равномерно тремя узкими поясами на наружную поверхность корпуса. Предложенная методика позволяет определить скорость горения твердого топлива в условиях камеры сгорания модельного РДТТ на основе фиксации моментов прихода горя-

Работа выполнена при поддержке программы фундаментальных исследований Министерства науки и высшего образования РФ (проект № 0705-2020-0044).

© Ковалев К. Е., Ягодников Д. А., Бобров А. Н., 2023.

щей поверхности топлива к местам закрепления интерферометров Маха — Цендера, которые устанавливались по моментам роста производных сигнала, пропорционального деформации корпуса, а также на основе определения резонансных частот продольных мод акустических колебаний в камере сгорания по смещающимся пикам в спектрограмме.

В работе [12] был применен метод расчета статистических спектральных характеристик акустических колебаний истекающей струи продуктов сгорания из сопла модельного РДТТ для анализа процесса горения твердого топлива. Метод дает возможность определять моменты начала переходных процессов, находить время задержки зажигания, а также регистрировать резонансные частоты колебаний давления.

Тем не менее остаются неисследованными области возможного использования звукозаписывающего оборудования для акустического контроля, хотя такой метод позволил бы создавать относительно простые установки для бесконтактной диагностики ракетной техники. Не представлены также методики, позволяющие по зарегистрированным характеристикам акустических колебаний определять внутрикамерные характеристики, например давление в камерах сгорания ракетных и реактивных двигателей. Последнее может быть актуальным при отработке серийных изделий, в которых не предусматривается установка первичных измерительных преобразователей давления.

Целью работы является обоснование возможности неинвазивного акустического контроля и исследование внутрикамерных процессов в РДТТ с использованием акустического микрофона для определения давления в камере сгорания.

ОПИСАНИЕ МОДЕЛЬНОГО РДТТ И МЕТОДИКИ ПРОВЕДЕНИЯ ЭКСПЕРИМЕНТА

Объектом исследования является модельный РДТТ Е-5-0 (рис. 1), использующий в качестве топлива дымный порох, запрессованный в изготовленный из картонной бумаги цилиндрический корпус. Со стороны заднего днища установлен сопловой блок из графита с диаметром критического сечения 3.4 мм. Топливо воспламеняется навеской (≈ 0.5 г) дымного пороха, поджигаемой перегораемой (нихромовой) проволокой при подаче постоянного напряжения 27 В.

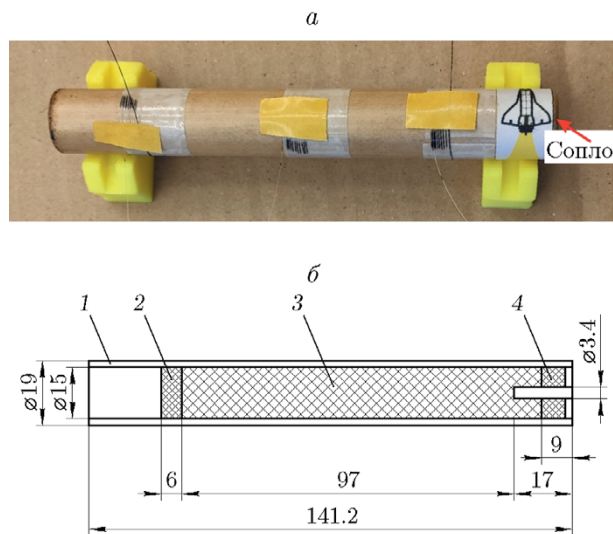


Рис. 1. Общий вид (а) и схема модельного РДТТ Е-5-0 (б):

1 — корпус, 2 — переднее днище, 3 — заряд твердого топлива, 4 — графитовый вкладыш критического сечения

Для регистрации акустического сигнала работающего РДТТ был установлен микрофон Philips SBCMD650/00 перпендикулярно срезу сопла на расстоянии 1 м. Основные характеристики микрофона: частотный диапазон $0.05 \div 15$ кГц, сопротивление 600 Ом, чувствительность -72 дБ.

Регистрация характеристик акустических полей проводилась с помощью программно-измерительного комплекса МПС-300М разработки НПП «Мера», который оснащен программой Recorder, способной в автоматическом режиме вести запись необходимых параметров эксперимента. Подключение микрофона к программно-измерительному комплексу происходит через встроенный аудиоразъем. Взаимодействие звукозаписывающего оборудования с программой Recorder осуществляется с использованием стандартного плагина поддержки речевого канала, который позволяет записывать звуковой сигнал с частотой 22 050 Гц.

АНАЛИЗ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ДАННЫХ

При анализе акустической информации применяются способы обработки, основанные на методах математической статистики, частотного анализа и преобразованиях Фурье или вейвлет-функций [7]. В данной работе использовались алгоритмы, заложенные в программ-

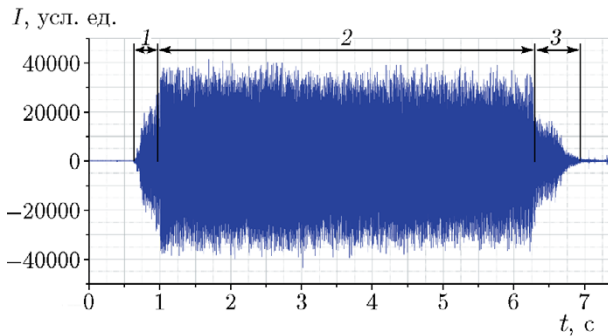


Рис. 2. Звуковой сигнал испытания модельного РДТТ:

1 — запуск двигателя, 2 — номинальный режим работы, 3 — останов двигателя

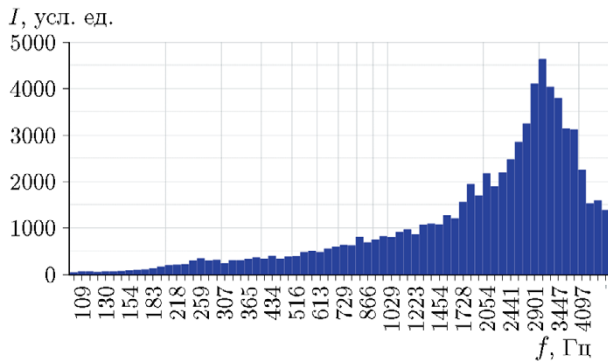


Рис. 3. Общий октавный спектр акустических колебаний

ном комплексе WinПОС разработки НПП «Ме-ра».

На рис. 2 представлен в графическом виде записанный звуковой сигнал испытания модельного РДТТ, на котором были отфильтрованы фоновые шумы с частотой $f > 5$ кГц. Общее время работы двигателя составляло $t \approx 7$ с.

Далее были выделены октавные спектры для всего временного диапазона ($t = 0 \div 7$ с, рис. 3). Как видно из представленной на рис. 3 гистограммы, акустические колебания, генерируемые работающим модельным РДТТ, находятся в диапазоне до 5 кГц с локальным максимумом на частоте 3 кГц.

Проанализировано распределение по частотам трех режимов работы РДТТ: совместное горение воспламенителя и твердого топлива ($0.65 \div 0.75$ с, рис. 4), останов двигателя ($6.5 \div 6.6$ с, рис. 5), номинальный режим работы ($3.1 \div 3.2$ с, рис. 6). Из анализа полученных спектрограмм следует, что при запуске двигателя наблюдаются локальные максимумы

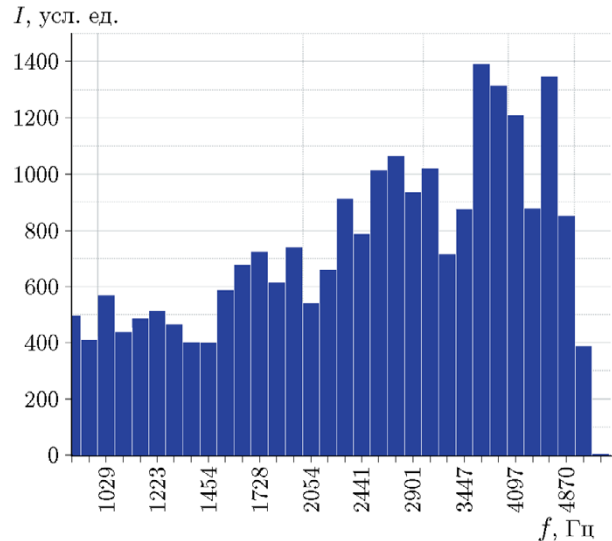


Рис. 4. Октавный спектр при запуске двигателя ($t = 0.65 \div 0.75$ с)

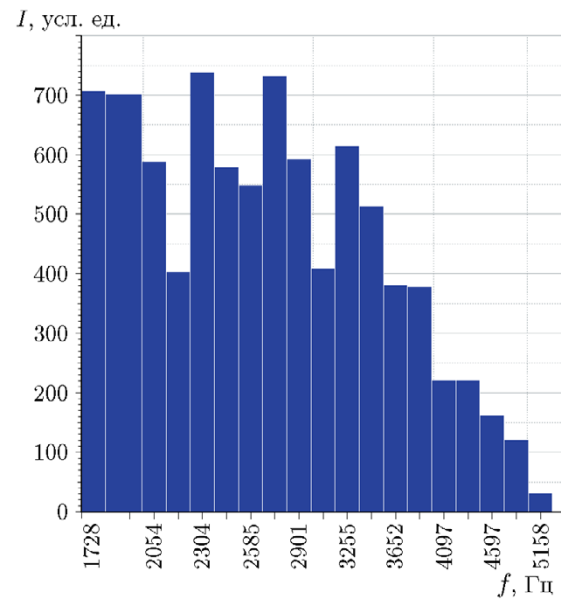


Рис. 5. Октавный спектр при останове двигателя ($t = 6.5 \div 6.6$ с)

амплитуд акустического сигнала на частотах 3.65 и 4.60 кГц. При останове модельного РДТТ максимумы амплитуды смещаются в область более низких частот: 2.30 и 2.74 кГц, что может свидетельствовать о корреляции спада интенсивности горения топлива с уменьшением частот акустических колебаний потока продуктов сгорания.

Из сравнения спектрограмм, представленных на рис. 4–6, следует, что при работе модельного РДТТ в номинальном режиме низ-

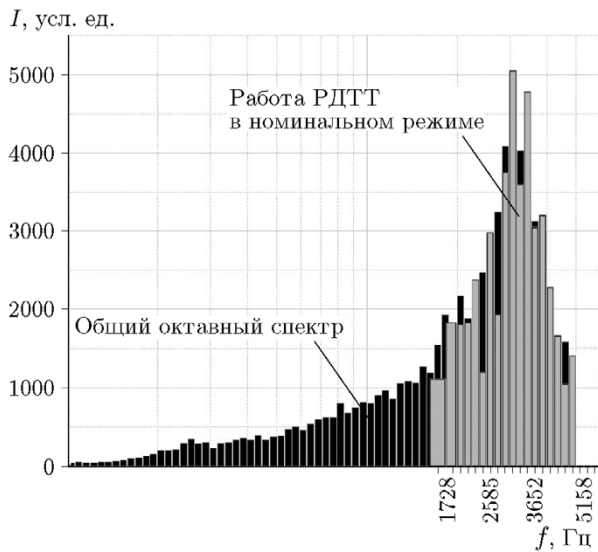


Рис. 6. Сравнение октавных спектров всего сигнала и в номинальном режиме работы двигателя ($t = 3.1 \div 3.2$ с)

Таблица 1

Характерные значения частоты акустического сигнала

Режим	f (min / max), кГц
Запуск	3.65 / 4.60
Номинальный	3.07 / 3.45
Останов	2.30 / 2.74

кочастотные колебания акустического сигнала ($f < 1700$ Гц) отсутствуют, в то время как при запуске они преобладают, а при останове нет ярко выраженных пиков амплитуды на конкретной частоте. При этом максимальные значения амплитуды акустических колебаний (при $f = 3.07$ кГц) наблюдаются в номинальном режиме работы двигателя. Значения частот с минимальной и максимальной амплитудами звукового сигнала в указанных режимах работы двигателя приведены в табл. 1.

Значения собственной частоты первой моды продольных акустических колебаний $f_{\text{прод}}$ камеры модельного РДТТ можно определить по формуле

$$f_{\text{прод}} = a/(2l), \quad (1)$$

где $a = 800$ м/с — скорость звука, полученная в результате термодинамического расчета с помощью программного комплекса TERRA, l — длина камеры сгорания. Так как максималь-

ное значение $l = 105$ мм соответствует полному сгоранию твердого топлива, то в момент останова двигателя $f_{\text{прод}} = 3.9$ кГц. При этом наблюдается удовлетворительное согласование частот акустических колебаний, рассчитанных по уравнению (1) и полученных с использованием алгоритмов программного комплекса WinПОС: на рис. 5 спад интенсивности акустических шумов в режиме останова двигателя (в диапазоне $f = 1.7 \div 5.1$ кГц) соответствует частоте 4.1 кГц.

МЕТОДИКА РАСЧЕТА ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПО РЕГИСТРИРУЕМЫМ АКУСТИЧЕСКИМ КОЛЕБАНИЯМ

Для инженерного проектирования представляет интерес расчет давления в камере сгорания на основе данных акустической диагностики. Существуют различные методики оценки уровня шума, применяемые в области охраны труда для обеспечения безопасности персонала, работающего на испытательных стендах. Актуальной задачей является использование и модернизация подобных методик для определения параметров внутрикамерных процессов по записанному акустическому сигналу. Для расчета давления в камере сгорания при проведении экспериментальных исследований решается обратная задача определения общего уровня звуковой мощности по методике, изложенной в работе [13].

Общий уровень звуковой мощности, который в ходе эксперимента фиксируется с помощью микрофона, можно представить в виде

$$L_{p\Sigma} = 80 \lg(W_a) + 10 \lg(F_a) + 20 \lg(\rho_a) + L_{p0} + \Delta L_p - \theta - 20 \lg(r_1) + \Delta L_n, \quad (2)$$

где W_a — скорость газа (продуктов сгорания) в выходном сечении сопла; $L_{p0} = -44$ дБ — для горячих струй реактивных двигателей; $F_a = 9.08 \cdot 10^{-6}$ м² — площадь выходного сечения сопла; ρ_a — плотность газа (продуктов сгорания) в выходном сечении сопла; θ — коэффициент, зависящий от того, куда происходит звуковое излучение, для заданных условий огневого испытания принято $\theta = 11$ дБ [13]; $r_1 = 1$ м — расстояние от точки установки микрофона до модельного двигателя; ΔL_n — поправка на направленность суммарного шума струи. Так как микрофон расположен перпендикулярно срезу сопла, принимаем согласно [13] $\Delta L_n = -5$ дБ.

Таблица 2
Влияние давления на уровень звуковой мощности

p_k , МПа	$80 \lg(W_a)$, дБ	$20 \lg(\rho_a)$, дБ
0.5	232.26	-5.56
1	232.38	0.39

Выражение (2) получено на основе решения уравнения Лайтхилла [13], представляющего собой приближенный метод описания вихревого движения сжимаемой среды. Несмотря на то, что формально условием применимости метода Лайтхилла является малость характерного числа Маха потока, он дает правильные результаты при расчете шума истекающей струи и для чисел Маха $M > 0.5$.

В уравнении (2) после определения всех входящих в него параметров остаются две неизвестные величины: скорость истечения и плотность продуктов сгорания на срезе сопла. Для их расчета проведен анализ влияния давления в камере сгорания на составляющие величины общего уровня звуковой мощности, зависящие от скорости и плотности рабочего тела. Результаты данного анализа для дымного ружейного пороха, полученные с помощью программного комплекса TERRA [14] при геометрической степени расширения сопла $f_a = 1$, представлены в табл. 2.

Очевидно, что изменение плотности рабочего тела вызывает большие отклонения в общем уровне звуковой мощности. Поэтому для дальнейших расчетов скорость продуктов сгорания можно задать, используя результаты термодинамического расчета, проводимого в первом приближении. Давление в камере сгорания при этом указывается исходя из ожидаемого уровня давления для заданной конструкции модельного РДТТ и характеристик топлива. Отметим также, что при изменении давления такие величины, как показатель адиабаты k и комплекс RT_k (произведение газовой постоянной на температуру продуктов сгорания в камере двигателя), изменяются незначительно, а значит, их влиянием на конечное значение скорости истечения можно пренебречь.

Для рассматриваемого модельного РДТТ $f_a = 1$ (расширяющаяся часть сопла отсутствует). Таким образом,

$$W_a = W_{кр} = a_{кр} = \sqrt{\frac{2k}{k+1} RT_k} = 800 \text{ м/с},$$

где величины $k = 1.252$, $T_k = 2581 \text{ К}$, $R = 226.69 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$ получены из результатов термодинамического расчета для дымного ружейного пороха с использованием программы TERRA. Так как коэффициент расхода топлива в камере сгорания большинства РДТТ находится в диапазоне $\phi_k = 0.95 \div 0.98$, то величины k , R , T_k могут изменяться в пределах $2 \div 5 \%$.

Частотные характеристики уровня звуковой мощности струи могут быть представлены в виде единой типовой безразмерной характеристики, зависящей от числа Струхаля:

$$\text{Sh} = f \frac{d_a}{W_a} = 3070 \frac{0.0034}{800} = 0.013,$$

где $f = f_{\max}$ — частота акустических колебаний в установившемся режиме работы двигателя с максимальной амплитудой звукового сигнала (принимается по данным табл. 1); $d_a = 3.4 \text{ мм}$ — диаметр выходного сечения сопла (для рассматриваемого РДТТ равен диаметру критического сечения). В зависимости от параметра Sh по методике, изложенной в работе [15], определяется безразмерный спектр звуковой мощности струи $\Delta L_p = -24 \text{ дБ}$.

При обработке акустического сигнала, записанного во время работы модельного РДТТ, зафиксирована величина общего уровня звуковой мощности $L_{p\Sigma} = 92 \text{ дБ}$. Таким образом, решая уравнение (2), получаем значение плотности рабочего тела

$$\rho_a = 0.511 \text{ кг/м}^3.$$

Далее находим плотность продуктов сгорания в камере сгорания ракетного двигателя, используя аппарат газодинамических функций:

$$\varepsilon(\lambda_a, k) = \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_a^2\right)^{1/(k-1)} = 0.624,$$

$$\rho_k = \frac{\rho_a}{\varepsilon(\lambda_a, k)} = 0.819,$$

где $\lambda_a = 1$ — приведенная скорость истечения продуктов сгорания. Давление в камере сгорания рассчитывается из уравнения состояния идеального газа:

$$p_k = \rho_k RT_k = 0.48 \text{ МПа}.$$

Для проверки полученных результатов было проведено огневое испытание с использованием камеры из нержавеющей стали с соплом критического сечения диаметром 3.4 мм,

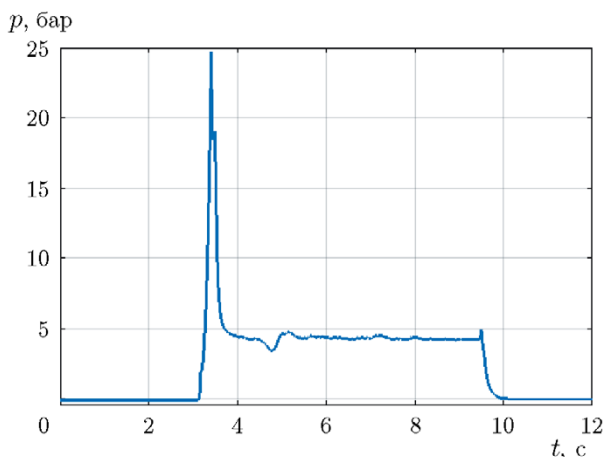


Рис. 7. Оциллограмма давления в камере сгорания модельного РДТТ

в которую был установлен модельный РДТТ Е-5-0, поскольку корпус модельного двигателя изготовлен из картона и не предусматривает установку датчика давления. Давление регистрировалось с помощью потенциометрического датчика МД-40Т с предельным значением приведенной основной погрешности $\pm 1.5\%$. Датчик устанавливался в цилиндрической части камеры идеального двигателя, в районе соплового блока.

Анализируя оциллограмму изменения давления в камере сгорания модельного РДТТ (рис. 7), можно отметить удовлетворительную сходимость результатов расчета с экспериментальными данными с учетом принятых допущений: $p_{к.эксп} = 0.43$ МПа, $p_{к.расч} = 0.48$ МПа.

На основе полученных экспериментально-теоретических результатов разработан алгоритм определения внутрикамерного давления при огневых испытаниях ракетных двигателей, его блок-схема представлена на рис. 8.

Таким образом, предложена методика бесконтактной акустической диагностики, основанная на измерении общего уровня звуковой мощности потока продуктов сгорания, истекающих из сопла, и показана возможность ее применения при испытаниях ракетных двигателей, например, для расчета давления в камере сгорания ракетных двигателей.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Впервые разработана методика расчета давления в камере сгорания ракетных двигате-



Рис. 8. Блок-схема измерения давления в камере РДТТ по результатам акустической диагностики

лей, основанная на создании базы данных термодинамических характеристик продуктов сгорания и измерении в процессе огневых стендовых испытаний общего уровня звуковой мощности потока продуктов сгорания, истекающих из сопла двигателя. Результаты расчета давления в камере сгорания ($p_{к.расч} = 0.48$ МПа) по предложенной методике показали удовлетворительную сходимость с прямыми измерениями с помощью датчика давления ($p_{к.эксп} = 0.43$ МПа), что позволяет использовать ее при разработке новых систем бесконтактного контроля внутрикамерных процессов.

Получено распределение частотных характеристик записанного сигнала от времени работы модельного РДТТ, которое свидетельствует о сложной структуре спектра. Показана возможность определения основных режимов работы РДТТ (запуск, номинальный режим, останов) с помощью разработанной методики бесконтактной акустической диагно-

стики. Максимальная интенсивность акустических колебаний при номинальном режиме работы РДТТ зафиксирована при частоте 3.07 кГц.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Чичков Б. А.** Способ вибрационного мониторинга роторных машин // Науч. вестн. Моск. гос. техн. ун-та гражданской авиации. — 2018. — Т. 21, № 1. — С. 137–146. — DOI: 10.26467/2079-0619-2018-21-1-137-146.
2. **Grabill P., Scale J., Wroblewski D., Brotherton T.** iTEDS: the intelligent Turbine Engine Diagnostic System // 48th Int. Instrum. Symp. — San Diego, 2002.
3. **Grządziela A.** Analysis of vibration parameters of ship gas turbine engines // Polish Maritime Res. — 2006. — V. 13, N 2 (48). — P. 22–26.
4. **Witos M., Szczepanik R.** Turbine engine health/maintenance status monitoring with use of phase-discrete method of blade vibration monitoring // Solid State Phenomena. — 2005. — V. 147–149. — P. 530–541. — DOI: 10.4028/www.scientific.net/SSP.147-149.530.
5. **Bielecki M., Costagliola S., Gebalski P.** Support vibration diagnostics and limits in gas turbines // ASME Turbo Expo 2016: Turbomachinery Technical Conf. and Exposition, Seoul, South Korea, June 13–17, 2016. — V. 7A: Structures and Dynamics. — DOI: 10.1115/GT2016-56548.
6. **Bovsunovsky A., Nosal O.** Highly sensitive methods for vibration diagnostics of fatigue damage in structural elements of aircraft gas turbine engines // Procedia Structural Integrity. — 2022. — N 35. — P. 74–81. — DOI: 10.1016/j.prostr.2021.12.050.
7. **Найденев А. В.** Особенности диагностики газотурбинных установок по виброакустическим параметрам // Энергосбережение и инновационные технологии в топливно-энергетическом комплексе: сб. тр. Всерос. научно-практической конференции студентов, аспирантов, молодых ученых и специалистов, посвященной 50-летию создания Тюменского индустриального института. — Тюмень: Тюмен. гос. нефтегазовый ун-т, 2013. — С. 69–72.
8. **Udd E., Benterou J.** Improvements to high-speed monitoring of events in extreme environments using fiber Bragg grating sensors // Proc. of SPIE, Fiber Optic Sensors and Applications IX. — 2012. — V. 8370. — DOI: 10.1117/12.915726.
9. **Benterou J., Bennette C. V., Cole G., Hare D. E., May C., Udd E., Mihailov S. J., Lu P.** Embedded fiber optic Bragg grating (FBG) detonation velocity sensor // Proc. of SPIE, Fiber Optic Sensors and Applications VI. — 2009. — V. 7316. — DOI: 10.1117/12.819208.
10. **Chang X. L., He X. Y., Jian B., Li Z. L.** The experimental research of delamination damage location based on FBG sensors network in solid rocket motor shell // Key Eng. Mater. — 2009. — V. 413–414. — P. 47–54. — DOI: 10.4028/www.scientific.net/KEM.413-414.47.
11. **Zhirnov A. A., Stepanov K. V., Sazonkin S. G., et al.** Study of intra-chamber processes in solid rocket motors by fiber optic sensors // Sensors. — 2021. — V. 21, N 23. — 7836. — DOI: 10.3390/s21237836.
12. **Галфетти Л., Коломбо Дж., Меналли А., Бенцони Дж., Галли К.** Экспериментальное исследование зажигания и распространения пламени при конвективном нагреве твердого топлива // Физика горения и взрыва. — 2000. — Т. 36, № 1. — С. 119–130.
13. **Юдин Е. Я., Борисов Л. А., Горенштейн И. В. и др.** Борьба с шумом на производстве: справочник. — М.: Машиностроение, 1985.
14. **Трусов Б. Г.** Программная система моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах // Инж. журн.: наука и инновации. — 2012. — Т. 1, № 1. — DOI: 10.18698/2308-6033-2012-1-31.
15. **Юдин Е. Я., Рассадина И. Д., Никольский В. Н. и др.** Справочник проектировщика. Защита от шума. — М.: Стройиздат, 1974.

Поступила в редакцию 09.02.2023.

Принята к публикации 01.03.2023.