

Экспериментальное исследование акустических процессов демонстратора двигательной установки с центральным телом методом акустических визуализаций

Р.А. ПЕШКОВ,
канд. техн. наук,
П.А. ТРЕТЬЯКОВ,
Д.В. КУШЛЕВАЦКИЙ,
М.С. ХУДЯКОВ
(ЮУрГУ, Челябинск)
tretiakovpa@susu.ru

Проводится экспериментальное исследование и обработка результатов акустических процессов, осуществляющихся при взаимодействии высокотемпературных турбулентных сверхзвуковых нерасчетных струй демонстратора двигательной установки с центральным телом с плоской непроницаемой преградой методом акустических визуализаций. Впервые получены картины акустического поля при взаимодействии струи с преградой для различных частотных диапазонов.

Ракета-носитель, аэроакустика, струя, преграда, акустическая визуализация, локализация шума

Актуальной задачей современной гражданской космонавтики является снижение стоимости выведения полезной нагрузки на орбиту. Ведущие страны в области космической деятельности сосредоточены на применении многоразовых или частично многоразовых систем выведения, значительном уменьшении сухой массы конструкции летательного аппарата за счет применения аддитивных технологий и композитных материалов, а также на применении высокоэнергетических топливных пар и двигательных установок нового типа. На текущий момент компания SpaceX (США) успешно реализует вывод спутников на орбиту с помощью носителя Falcon 9 с возвращаемой первой ступенью. По аналогичному сценарию планируют выводить спутники с помощью разрабатываемой в Европе ракеты-носителя Ariane Next, а также на многоразовой ракете-носителе Nebula-1 (Deep Blue Aerospace, Китай). Применение возвращаемых ступеней требует более детального изучения всех рабочих процессов, включая акустические, так как посадочное сооружение, его место расположения и режимы работы двигателя могут существенно отличаться. Так, для оценки распространения акустических колебаний в районе приземления ступени Falcon 9, влияния струи, формирующейся в двигательной установке на этапе посадки, на конструкцию ступени и посадочное сооружение, а также уровней звукового удара от входа в плотные слои атмосферы была проведена серия исследований [1–4] экспериментального и эмпирического характера. В рамках применения численных методов с целью определения нагрузок на этапе снижения и посадки отметим работу, в которой проведена оценка теплового нагружения аппарата CALLISTO (демонстратор Ariane Next) в характерных точках спуска [5]. В рамках приведенного исследования применена теория планирования эксперимента для создания матрицы плана контрольных расчетных случаев с целью определения теплового состояния корпуса приземляемого аппарата. Однако подтверждение достоверности и точности математических моделей представляет значительную сложность в отсутствие экспериментальных исследований. В настоящее время российская гражданская космонавтика не располагает функционирующей ракетой-носителем, реализующей повторное использование ступеней.

Более перспективным проектом является разрабатываемая ракета-носитель «Корона» [6], отличительной особенностью которой является двигательная установка с центральным телом. Широкий интерес научного сообщества различных стран [7–9] к двигательным установкам с центральным телом обусловлен способностью этих двигателей адаптироваться к изменению внешнего давления значительно эффективнее традиционных ракетных двигателей со стандартными соплами. Очевидно, что проведение экспериментальных исследований на полноразмерных опытных образцах связано с большими затратами. Наиболее перспективным направлением является применение действующих маломасштабных демонстраторов, имитирующих рабочие процессы с целью валидации математических моделей. Эффективность предложенного подхода подтверждается результатами исследования [10].

В части реализации подходов по прогнозированию акустического шума для двигательной установки с центральным телом уже проводились различные исследования – численные и эксперименталь-

ные [11–13]. В настоящей работе рассматриваются результаты экспериментального исследования шума демонстратора двигательной установки с центральным телом при взаимодействии с плоской непроницаемой преградой в условиях открытого пространства с применением метода акустических визуализаций. Отметим, что полученные экспериментальные данные являются уникальными как с точки зрения объекта исследования, так и с точки зрения применения экспериментального оборудования.

Эксперименты по выявлению акустических процессов при взаимодействии высокоэнергетических струй с преградами и при свободном истечении являются неотъемлемой частью процесса проектирования и наземной отработки акустики старта ракеты-носителя. В Российской Федерации существует обширная экспериментальная база, располагающаяся на предприятиях АО «ЦНИИмаш» (Королев) и НИЦ РКП (Сергиев Посад) [14]. По результатам множественных экспериментальных исследований созданы эмпирические математические модели прогнозирования акустического шума ракетных двигателей с соплом Лавала при различных граничных условиях старта. Однако применимость подобных моделей для двигательной установки с центральным телом остается под вопросом ввиду различий строения и объемов слоев смещения при истечении струй. Указанные особенности обуславливают необходимость дополнительного накопления экспериментальных данных с целью валидации математических моделей прогнозирования акустического шума применительно к двигательной установке с центральным телом.

Для экспериментальных исследований применялся демонстратор двигательной установки с центральным телом, работающий на топливной паре спирт – кислород. Демонстратор располагался на расстоянии 2,6 м от среза центрального тела до плоской бетонной преграды.

В качестве системы регистрации акустических колебаний применялась акустическая HD-камера (LMS, Бельгия) и современный программно-аппаратный комплекс SIEMENS, включающий регистрирующую аппаратуру LMS SCADAS Mobile и программный комплекс LMS Test.Xpress.

В состав акустической HD-камеры входят поляризованные микрофоны PCB-130E22, расположенные по трем concentричным окружностям.

Приведем схему установки оборудования в испытательном пространстве (рис. 1, а) и общую принципиальную схему подключения системы регистрации (рис. 1, б).

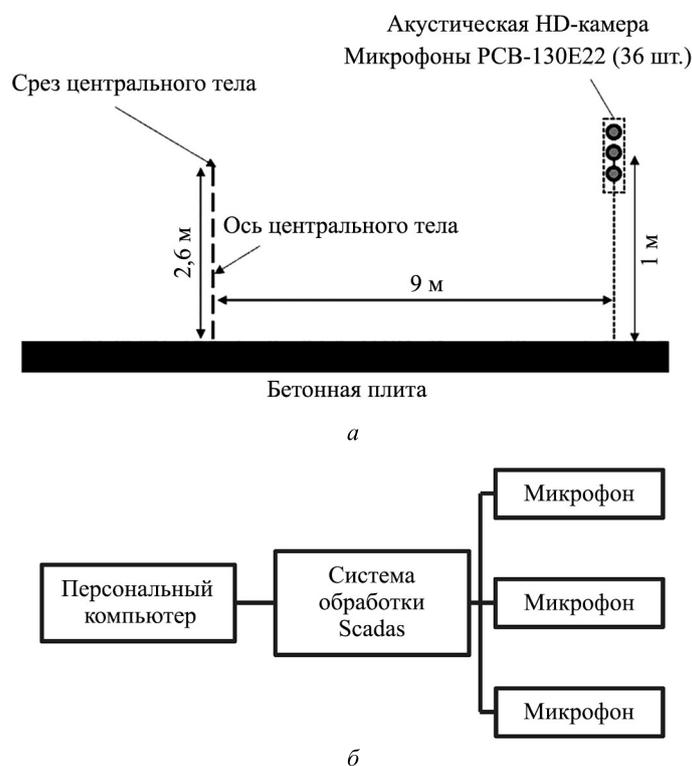


Рис. 1

Геометрический центр решетки устанавливался на расстоянии 9 м от оси центрального тела, на расстоянии 1 м от бетонной поверхности в плоскости симметрии демонстратора двигательной установки с центральным телом. Частота дискретизации, принятая в эксперименте, – 25,6 кГц. Время работы демонстратора, включая запуск и останов, составило 7 с.

Применение акустических фазированных решеток позволяет идентифицировать и локализовать источники шума [15–17] в различных частотных диапазонах исследуемых объектов. Существует множество методов обработки сигналов для локализации источников шума [18]. В системе LMS TestLab применяется стандартный метод формирования луча, доказавший свою эффективность в задачах локализации источников шума автомобилей [16, 17].

Перекрытый спектр между двумя датчиками i, j на частоте f вычисляется следующим образом:

$$S_{ij}(f) = E\{s_i(f)s_j^*(f)\},$$

где $s_i(f)$, $s_j(f)$ – компонента Фурье сигнала с датчика; E – оператор математического ожидания, вычисляемый по совокупности осредненных записей. Если число датчиков N_m , то перекрытые спектры между всеми парами датчиков могут быть организованы в виде кросс-спектральной матрицы $S'(f)$ размером $[N_m, N_m]$, чьи записи являются $S_{ij}(f)$.

При наложении сетки на изображение объекта формирование луча происходит с помощью управляющего вектора $\mathbf{h}(f)$ размерности $[N_m, 1]$. Выходной сигнал в форме луча вычисляется как

$$b(f) = \frac{\mathbf{h}^H(f)S'(f)\mathbf{h}(f)}{[\mathbf{h}^H(f)\mathbf{h}(f)]^2},$$

где $[]^H$ – сопряженный оператор транспонирования. Вектор \mathbf{h} обычно заполняется моделью передаточной функции распространения на частоте f между точкой сканирования и каждым микрофоном. В конкретном случае, когда присутствует единственный источник, фактически расположенный в точке сканирования, и направляющий вектор соответствует истинному вектору распространения, величина $b(f)$ обеспечивает хорошую оценку квадратичной амплитуды источника даже при наличии посторонних шумов.

Шаг сетки, наложенной на изображение объекта в испытательном пространстве, $\Delta x = \Delta y = 0,5$ м.

Из теории спектрального анализа сигналов известно, что для локализации сигнала по времени и частоте применяется оконное преобразование Фурье. Для условного сигнала $x(t)$ оконное преобразование Фурье определяется как

$$Gx(\tau, \omega) = \int_{-\infty}^{\infty} e^{-i\omega t} \omega(t - \tau)x(t)dt,$$

где функция $\omega(t)$ – окно. В текущем анализе применялось прямоугольное окно с шириной по временной оси 0,2 с, с шириной по частотной оси 10 Гц; процент перекрытия – 50 %.

В ходе оконного преобразования Фурье в период работы демонстратора двигательной установки с центральным телом получена спектрограмма (рис. 2) для одного из сигналов акустической HD-камеры. Приведем уровни для дальнейшей частотной локализации шума в испытательном пространстве: уровень 1 – $f = 0,01 \div 1$ кГц; уровень 2 – $f = 1 \div 2,5$ кГц; уровень 3 – $f = 2,5 \div 5$ кГц; уровень 4 – $f = 5 \div 7,5$ кГц; уровень 5 – $f = 7,5 \div 12,5$ кГц; уровень 6 – $f = 12,5 \div 25$ кГц.

Как известно из практики оценки шума турбулентных сверхзвуковых нерасчетных струй, основными компонентами шума являются шум смешения, дискретный тон струи, а также широкополосный

ударно-волновой шум [19]. Механизм образования шума смешения заключается в процессе перемешивания выхлопного газа, истекающего из двигательной установки, с окружающей средой. Как правило, такой шум состоит из акустических возмущений, вызванных мелкомасштабной турбулентностью, и акустических возмущений, возникающих из-за наличия крупных вихрей [20]. В наибольшей степени на уровне звукового давления в процессе смешения влияют крупномасштабные вихревые структуры, в отличие от фонового шума, создаваемого мелкомасштабной турбулентностью. Турбулентный шум является низкочастотным.

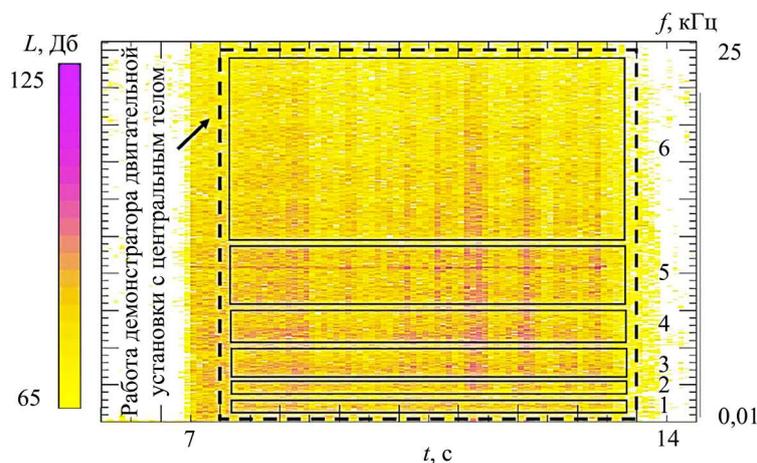


Рис. 2

На картинах частотной локализации шума в испытательном пространстве (рис. 3) по частотным уровням наблюдаются следующие явления. Распределения уровня звукового давления, полученные в области низкочастотного диапазона (рис. 3, а, уровень 1), вероятно, отображают акустическое поле, образованное шумом смешения. Характер распределения звукового давления на данном диапазоне частот в испытательном пространстве нелокализованный. Распределение уровня звукового давления в указанном частотном диапазоне внутри испытательного пространства характеризуется отсутствием выраженной локальности. Максимальный уровень звукового давления концентрируется в области демонстратора двигательной установки с центральным телом. Характер распределения в испытательном пространстве звуковых колебаний частотного уровня 5 (рис. 3, д) и уровня 6 (рис. 3, е) также не является локализованным. Такое отображение звукового поля в испытательном пространстве, вероятнее всего, может быть вызвано взаимодействием ударно-волновых структур с вихревыми (широкополосный ударно-волновой шум). Наибольший интерес представляют картины распределения акустических колебаний в испытательном пространстве в диапазонах частотного уровня 2 (рис. 3, б) и уровня 3 (рис. 3, в). В этих частотных диапазонах достигается высокая степень (относительно остальных частотных уровней) локализации источника шума, что свидетельствует о высокой степени корреляции в кросс-спектральной матрице. С физической точки зрения это может означать наличие двух дискретных тонов для струи двигательной установки с центральным телом (скрежет), частота и интенсивность которых зависит от числа Маха, степени нерасчетности, степени неизотермичности, наличия спутного потока и других факторов [21, 22]. В ряде случаев уровни акустических колебаний в ширине полос дискретного тона могут быть определяющими для всего акустического спектра, так как могут быть наивысшими по сравнению с широкополосными составляющими. Наличие двух дискретных тонов может быть обусловлено двумя бочками Маха. Так, за генерацию первого тона могут отвечать бочки каждой отдельной локальной струи камер в составе двигательной установки с центральным телом, а за генерацию второго тона – бочки в местах пересечения струй.

В диапазоне 5...7,5 кГц (рис. 3, з) слабо выражена локализация шума и наблюдается переход к распределению, подобному широкополосному.

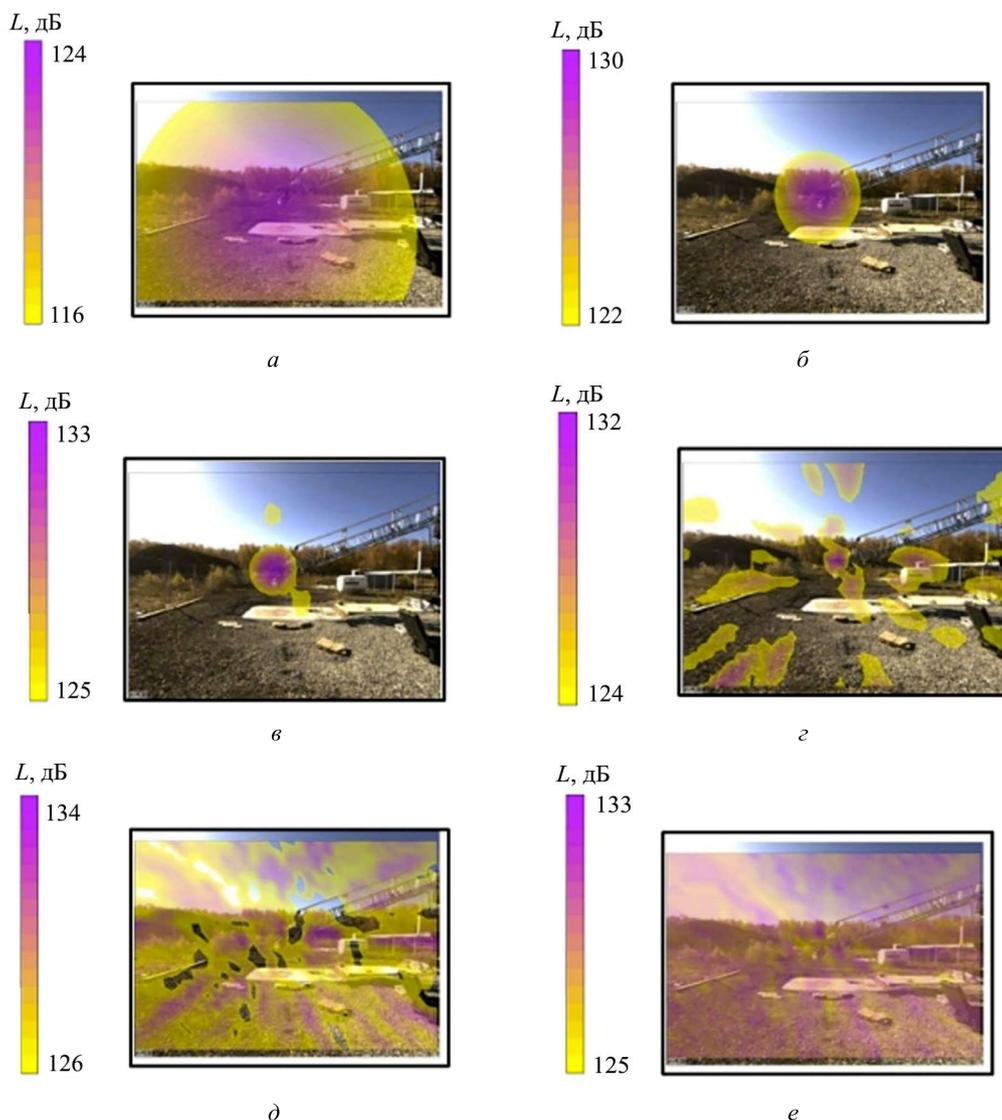


Рис. 3

При проведении экспериментальных исследований акустического шума демонстратора двигательной установки с центральным телом применялся метод акустических визуализаций. Впервые получены картины акустического поля в испытательном пространстве для различных частотных диапазонов при взаимодействии высокотемпературной турбулентной сверхзвуковой нерасчетной струи демонстратора двигательной установки с центральным телом с плоской непроницаемой преградой. Полученные экспериментальные данные в дальнейшем планируется применять для валидации математических моделей прогнозирования акустического шума двигательной установки с центральным телом. Применение мало-масштабных демонстраторов, повторяющих основные рабочие процессы, позволяет существенно снизить стоимость разработки и отработки вновь разрабатываемых изделий ракетно-космической техники. Отработка математических моделей по прогнозированию шума в дальнейшем позволяет значительно снизить материальные и временные затраты на разработку, а благодаря полученной информации возможно проводить более подробный анализ [23, 24].

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (государственное задание № FENU-2024-0001).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Durrant J.T. et al.* Initial Comparison of a Falcon-9 Reentry Sonic Boom with Other Launch-Related Noise // Proc. of Meetings on Acoustics. 2022. Vol. 46. Iss. 1. Article № 045002.

2. *Durrant J.T. et al.* Challenges in Measuring and Quantifying Sonic Booms from Falcon-9 Booster Landings // Journal of the Acoustical Society of America. 2023. Vol. 154. Iss. 4. Article № A148.
3. *Nyborg K. et al.* Turbulence-Induced Variability of a Far-Field Falcon-9 Sonic Boom Measurement // Journal of the Acoustical Society of America. 2024. Vol. 155. Iss. 3. Article № A256-A257.
4. *Anderson M.C., Nyborg K., Gee K.L.* Measurements of Rocket Landing Sonic Booms from Three SpaceX Falcon-9 Booster Landings // Journal of the Acoustical Society of America. 2024. Vol. 155. Iss. 3. Article № A61-A62.
5. *Ecker T. et al.* Aerothermal Characterization of the CALLISTO Vehicle during Descent // CEAS Space Journal. 2025. Vol. 17. Iss. 4. P. 529–548.
6. *Вавилин А.В. и др.* Многоразовая одноступенчатая ракета-носитель «Корона» как автоматическое средство выведения // Актуальные вопросы проектирования автоматических космических аппаратов для фундаментальных и прикладных научных исследований: Сб. тр. конф. Химки: АО НПО им. С.А. Лавочкина, 2017. Т. 2. С. 118–131.
7. *Bach C. et al.* Key Technologies for Space Exploration Developed at TU Dresden [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/358104390_Key_Technologies_for_Space_Exploration_developed_at_TU_Dresden (дата обращения: 16.06.2025).
8. *Sieder-Katzmann J. et al.* ACTiVE – Experimental Set up and First Results of Cold Gas Measurements for Linear Aerospike Nozzles with Secondary Fluid Injection for Thrust Vectoring [Electronical Resource]. URL: https://www.researchgate.net/publication/337338411_ACTiVE_-_Experimental_set_up_and_first_results_of_cold_gas_measurements_for_linear_aerospike_nozzles_with_secondary_fluid_injection_for_thrust_vectoring (дата обращения: 16.06.2025).
9. *Dumitrescu O., Gherman B., Dragan V.* Study of Full and Truncated Aerospike Nozzles on Performances at Different Working Conditions // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. № 400. Article № 042017.
10. *Fasulo G. et al.* Hybrid Rocket Engine Noise: Measurements and Predictions of Acoustic Environments from Horizontal Static Fire // Applied Science. 2023. Vol. 13. Iss. 15. Article № 9041.
11. *Ваулин С.Д. и др.* Экспериментальные исследования демонстратора двигательной установки с центральным телом // Изв. вузов. Машиностроение. 2023. № 12 (765). С. 113–123.
12. *Пешков Р.А., Третьяков П.А., Хорошевский К.А.* Применение URANS- и DES-подходов для прогнозирования акустического шума струй демонстратора двигателя с центральным телом // Космонавтика и ракетостроение. 2025. № 1 (138). С. 208–219.
13. *Пешков Р.А., Третьяков П.А.* Методика оценки ударно-волнового и акустического нагружения проектируемого ракетного блока, оснащенного двигательной установкой с центральным телом, на этапе посадки // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 3. С. 69–76.
14. *Липницкий Ю.М., Сафронов А.В.* Наземная обработка акустики старта ракет-носителей // Учен. зап. ЦАГИ. 2014. № 2. С. 37–49.
15. *Ginn K.B., Haddad K.* Noise Source Identification Techniques: Simple to Advanced Applications // Proc. of the Acoustics 2012 Nantes Conference, April 23–27, 2012, Nantes, France. P. 1781–1786.
16. *Dumbacher S. et al.* Source Identification Using Acoustic Array Techniques // Proceedings of the SAE Noise and Vibration Conference. 1995. Vol. 2. P. 1023–1035.
17. *Yoon S.H., Nelson P.A.* A Method for the Efficient Construction of Acoustic Pressure Cross-Spectral Matrices // Journal of Sound and Vibration. 2000. Vol. 233. Iss. 5. P. 897–920.
18. *Шаход Д.М., Агафонов Е.Д.* Анализ подходов и методов локализации акустических источников // Журнал Сибирского федерального университета. Сер. Техника и технологии. 2024. № 3. С. 380–398.
19. *Волков К.Н. и др.* Механизмы генерации и источники шума сверхзвуковых струй и численное моделирование их газодинамических и аэроакустических характеристик // Вычислительные методы и программирование. 2019. № 4. С. 498–515.
20. *Tam C.K.W., Auriault L.* Jet Mixing Noise from Fine-Scale Turbulence // AIAA Journal. 1999. Vol. 37. Iss. 2. P. 145–153.
21. *Alkislal M.B., Krothapalli A., Lourenco L.M.* Structure of a Screeching Rectangular Jet: A Stereoscopic Particle Image Velocimetry Study // Journal of Fluid Mechanics. 2003. Vol. 489. P. 121–154.
22. *Farr R.A. et al.* On the Comparison of the Long Penetration Mode (LPM) Supersonic Counterflowing Jet to the Supersonic Screech Jet // Proc. of the 21st AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, June 22–26, 2015, Dallas, USA. AIAA Paper № 2015-3126.
23. *Усанин М.В. и др.* Применение методов высокого порядка точности для решения задач вычислительной газовой динамики и аэроакустики // Изв. вузов. Авиационная техника. 2011. № 1. С. 27–32.
24. *Храмцов И. В. и др.* Снижение шума струи при наличии близкорасположенной пластины // Изв. вузов. Авиационная техника. 2024. № 2. С. 96–103.

Поступила в редакцию 16.07.25
 После доработки 27.07.25
 Принята к публикации 30.07.25

Experimental Study of the Acoustic Processes of a Demonstrator of the Center Body Propulsion System Using Acoustic Visualizations

R.A. PESHKOV, P.A. TRET'YAKOV, D.V. KUPLEVATSKII,
AND M.S. KHUDYAKOV

SUSU, Chelyabinsk

Experimental research and processing of the results of acoustic processes carried out during the interaction of high-temperature turbulent supersonic non-design jets of the demonstrator of the center body propulsion system with a flat impenetrable barrier by the method of acoustic visualizations. For the first time, the patterns of the acoustic field during the interaction of the jet with the barrier for different frequency ranges are obtained.

Launch vehicle, aeroacoustics, jet, obstacle, acoustic visualization, noise localization