

Методика оценки ударно-волнового и акустического нагружения проектируемого ракетного блока, оснащенного двигательной установкой с центральным телом, на этапе посадки

Рассматривается методика оценки ударно-волнового и акустического нагружения элементов корпуса ракетного блока сверхлегкой частично многоразовой ракеты-носителя на этапе посадки с учетом динамики движения. Сформирована математическая модель движения границы расчетной области, истечения газа с поправкой на сжимаемость турбулентной вязкости и расчета распределения акустической мощности по поверхности аппарата методом широкополосного шума в программном комплексе ANSYS Fluent. Определены значения акустической мощности на поверхности аппарата в момент посадки, а также распределения статического давления по поверхности защитного экрана хвостового отсека с течением времени посадки. Выявлены направления повышения точности методики.

Р.А. ПЕШКОВ,
канд. техн. наук,
П.А. ТРЕТЬЯКОВ
(ЮУрГУ, Челябинск)
tretiakovpa@susu.ru

Ракета-носитель, ударно-волновые нагрузки, акустические процессы, струя, преграда, ракетный блок

Одним из наиболее опасных условий эксплуатации изделий ракетно-космической техники является момент старта ракеты-носителя. Уровни ударно-волновых и акустических нагрузок могут превышать расчетные. Из-за высоких уровней энергии перерасширенных струй при старте могут возникнуть серьезные акустические колебания амплитудой до 170 Дб [1]. Как правило, во время старта ракеты-носителя струи двигателей после натекания на рассекающий канал отводятся в газоотводящий канал с дополнительным впрыском воды для снижения акустических нагрузок.

В настоящее время актуально повторное использование ступеней ракеты-носителя. Первой компанией, реализовавшей подобную технологию, является SpaceX. При посадке ступени ракеты-носителя двигательная установка работает на нерасчетных режимах, обусловленных необходимостью снижения тяги, ввиду существенного снижения возвращаемой массы из-за расхода топлива и отстыковки различных элементов конструкции. Может отличаться и посадочное сооружение. Например, ступень Falcon использует для посадки плавучую платформу с плоской поверхностью, тогда как старт осуществляется на специально подготовленном стартовом сооружении с газоотводами и рассекающими.

Таким образом, в современных реалиях проектирования многоразовых и частично многоразовых ракетных транспортных систем необходимо дополнительно учитывать процессы, связанные непосредственно с посадкой ракет-носителей или их элементов. Как и на этапе старта ракеты-носителя, на этапе посадки с применением маршевой двигательной установки ударно-волновые и акустические процессы могут иметь определяющий характер. На основе анализа результатов дополнительного расчетного случая можно сделать вывод о пригодности выбранной конфигурации ракеты-носителя или посадочного сооружения к безопасной посадке как в целом, так и для отдельных компонентов, в том числе и для персонала. Также на основании таких данных возможно внести корректировки в технико-экономическое обоснование проекта, выбрать способ посадки и провести оценку снижения ресурса ракеты-носителя и ее компонентов в связи с подобными родами нагрузками.

Как пример в рассматриваемой инженерной методике исследовалось взаимодействие высокотемпературных сверхзвуковых перерасширенных струй, истекающих из двигательной установки ракетного блока частично многоразовой одноступенчатой ракеты-носителя с плоской непроницаемой преградой, имитирующей посадочное сооружение. Определенные компоновочные решения ракеты-носителя уже были представлены ранее [2–5]. Отличительной особенностью такой компоновки является наличие маршевой двигательной установки с центральным телом с дискретными камерами. Так, для посадки ракетного блока с двигательной установкой с центральным телом нет необходимости включать все камеры

и производить их глубокое дросселирование с целью снижения тяги до приемлемой. Вместо этого решается задача приземления ракетного блока при работе четырех камер, расположенных симметрично относительно главной оси ракетного блока.

Снижение ракетного блока на маршевом двигателе как допущение для демонстрации методики описывается равнозамедленным движением. Задача решалась методом конечных объемов, реализованным в программном комплексе ANSYS Fluent с применением динамических сеток. С целью снижения вычислительных затрат начальная точка моделирования соответствует положению ракеты-носителя на высоте $l = 8$ м от среза центрального тела. В случае двигательной установки с центральным телом характерное расстояние от среза сопла до преграды удобно рассчитывать от верхнего диаметра центрального тела ввиду различных методов проектирования подобных конструкций и условий эксплуатации [6]. Возможно усечение одного и того же центрального тела, тогда как верхний диаметр центрального тела D остается неизменным. Таким образом, характерное расстояние до преграды в начальный момент времени соответствовало значению $l / D = 5,7$.

На рис. 1 представлены графики траекторных параметров, необходимых для формирования закона движения границы.

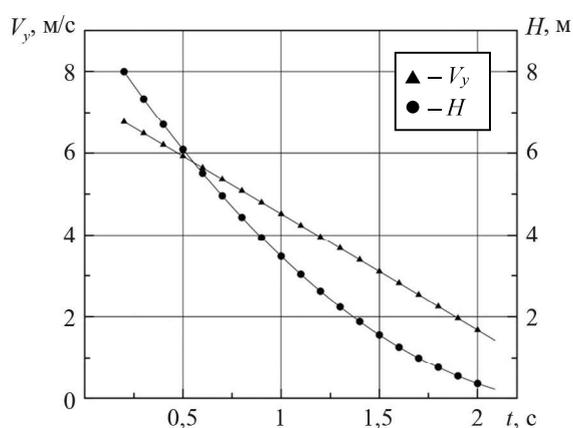


Рис. 1

Задача решалась в трехмерной симметричной постановке.

Приведем сеточную модель расчетной области в начальный момент времени (рис. 2, а) и в момент времени 2 с (рис. 2, б). Использовалось несколько расчетных областей типа Fluid с различной методологией построения конечных объемов, сопряженных с помощью Fluid–Fluid-интерфейсов.

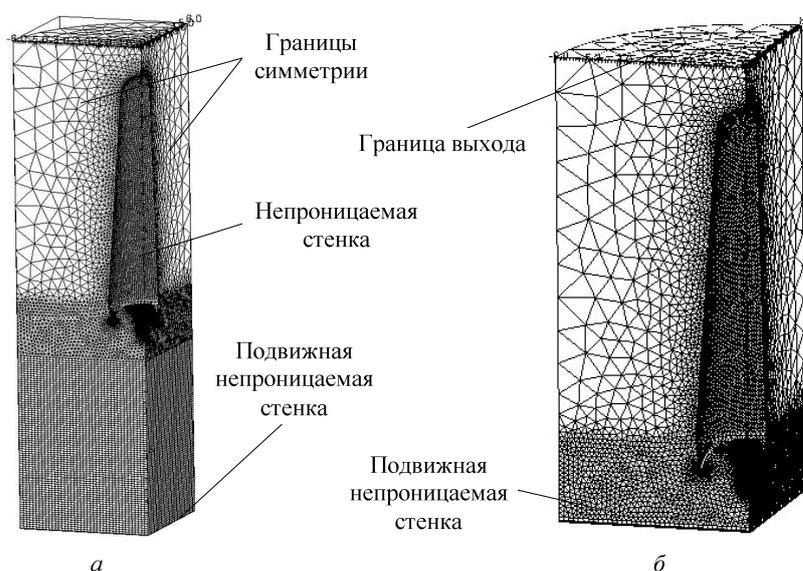


Рис. 2

Как видно из рис. 2, один из регионов имеет призматическую структурированную сетку, для изменения количества элементов в расчетной области и координат подвижной границы применялся метод Layering. Интегральная форма уравнения сохранения главного скаляра ϕ для произвольного контрольного объема V , чьи границы изменяются, имеет следующий вид [6–8]:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \phi dV + \int_{\partial V} \rho \phi (\vec{u} - \vec{u}_g) \cdot d\vec{A} = \int_{\partial V} \Gamma \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV,$$

где ρ – плотность среды; \vec{u} – вектор скорости течения; \vec{u}_g – скорость движения сетки; Γ – коэффициент диффузии; S_ϕ – источниковый член ϕ .

Используя обратную функцию производной первого порядка, производную по времени в уравнении можно записать следующим образом:

$$\frac{d}{dt} \int_V \rho \phi dV = \frac{(\rho \phi V)^{n+1} - (\rho \phi V)^n}{\Delta t},$$

где n и $n+1$ – величины на текущем и следующем шаге по времени. Объем V^{n+1} на $(n+1)$ -временном шаге находится из соотношения

$$V^{n+1} = V^n + \frac{dV}{dt} \Delta t,$$

где dV/dt – производная по времени контрольного объема.

Для удовлетворения закона сохранения в сетке производная по времени контрольного объема вычисляется из равенства

$$\frac{dV}{dt} = \int_{\partial V} \vec{u}_g \cdot d\vec{A} = \sum_j^{n_f} \vec{u}_{g,j} \cdot \vec{A}_j,$$

где n_f – число граней контрольного объема; \vec{A}_j – j -й вектор к площади поверхности грани. Конечное произведение $\vec{u}_{g,j} \cdot \vec{A}_j$ на каждой грани контрольного объема вычисляется из соотношения

$$\vec{u}_{g,j} \cdot \vec{A}_j = \frac{\partial V_j}{\Delta t},$$

где ∂V_j – изменение контрольного объема j -й поверхности на каждом временном шаге.

По мере движения стенки (см. рис. 2) уменьшается объем ячеек до тех пор, пока выполняется условие

$$h_{\min} > (1 - \alpha_s) h_{\text{deal}},$$

где h_{\min} – минимальная высота ячейки слоя ячеек; h_{deal} – идеальная высота ячейки; α_s – коэффициент сжатия слоя.

Управление плавностью изменения сеточных слоев зависит от коэффициента сжатия слоя α_s . В рамках решения задачи задавалось местное уменьшение высоты ячейки на 70 % ($\alpha_s = 0,7$) до объединения слоя ячеек с последующим.

Решалась нестационарная система уравнений Навье – Стокса, осредненная по Рейнольдсу, замкнутая двухпараметрической моделью турбулентности k – ϵ . В практике моделирования струйных течений известно, что стандартные модели турбулентности занижают дальнобойность струй и не позволяют правильно описывать их структуры [1, 9–12]. Для учета сжимаемости турбулентной вязкости в стандартной k – ϵ -модели был изменен механизм ее вычисления. Турбулентная вязкость вычислялась по формуле [1, 13–15]:

$$f_\mu = \frac{1}{1 + \alpha_1 M_t}, \quad \alpha_1 = 0,29,$$

где f_{μ} – модифицированная турбулентная вязкость; M_t – турбулентное число Маха. В свою очередь,

$$M_t = \frac{\sqrt{2k}}{a},$$

где k – кинетическая энергия турбулентности; a – местная скорость звука.

В программном комплексе ANSYS Fluent использовались следующие настройки решателя: алгоритм решателя (неявный Implicit Density-Based); схема аппроксимации потоков AUSM; схема аппроксимации градиентов (метод наименьших квадратов Least Squares Cell Based); схема аппроксимации конвективных членов (противопоточная первого порядка First Order Upwind); число Куранта – Фридрихса – Леви CFL = 1; стенка адиабатная, WallSlip. Шаг по времени определялся с учетом числа Куранта – Фридрихса – Леви по формуле

$$CFL = \frac{u\Delta t}{\Delta x},$$

где u – скорость газа в расчетной области; Δt – шаг по времени; Δx – минимальный характерный размер элемента.

Задача решалась в предположении, что поток является идеальным сжимаемым вязким газом. Остальные физические свойства газа соответствовали воздуху (удельная теплоемкость – 1006 Дж/(кг·К), газовая постоянная – 287 Дж/кг·К, показатель адиабаты $k = 1,4$).

На рис. 3 представлены линии тока струй, истекающих из четырех камер двигательной установки с центральным телом в различные моменты времени: a – 0,3 с; b – 0,5 с; c – 0,8 с; d – 1,2 с; e – 1,5 с.

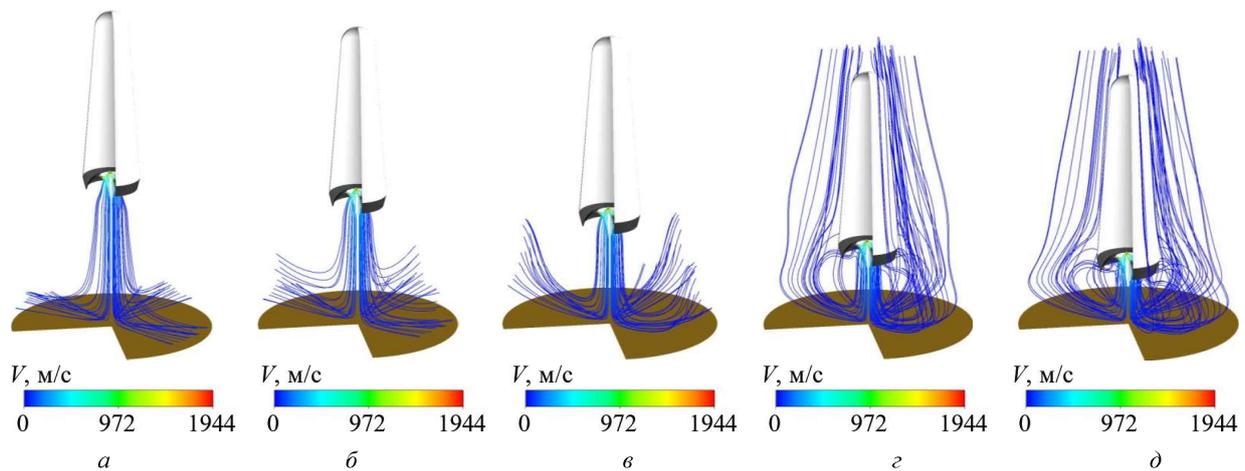


Рис. 3

Линии тока в момент времени 0,3 с для определения места пересечения струй представлены на рис. 4: a – вид снизу; b – произвольный вид.

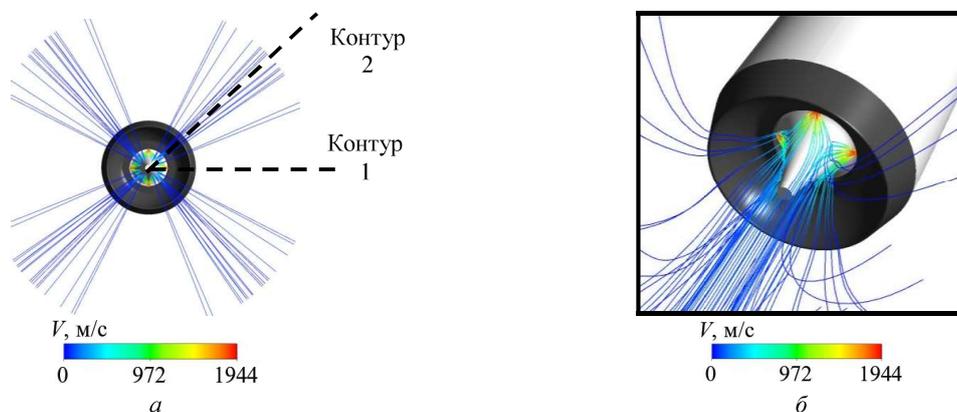


Рис. 4

Как видно из рис. 3, по мере приближения к посадочному столу струи, истекающие из двигательной установки с центральным телом, начинают формировать крупные вихри, которые по мере приближения преграды начинают замыкаться на поверхности корпуса ракетного блока. Особенность работы многокамерной двигательной установки с центральным телом состоит в том, что истекающие струи после прохождения критического сечения начинают расширяться в радиальном направлении до того момента, пока не будет достигнут баланс давлений между струями (см. рис. 4). Данный эффект наблюдается вне зависимости от количества камер. В свою очередь, из-за смещения неравновесных перерасширенных струй могут возникнуть акустические возмущения.

Взаимодействие ударных волн, отраженных от поверхности с элементами конструкции ракетного блока, предлагается рассматривать на примере хвостового отсека. Областью для измерения служат контуры хвостового отсека в сечении симметрии камеры и в сечении, проходящем по линии пересечения струй, т. е. первичный контур, повернутый на 45° (рис. 4, контуры 1, 2).

Выбирался ряд точек в каждом контуре (в данном случае восемь точек) и строились графики изменения давления от времени. Затем строилась трехмерная поверхность, на осях которой отображались данные о давлении в значениях десятичного логарифма, времени полета и точке контура.

Для анализа ударно-волновых нагрузок необходимо исключить из исследования ряд данных, связанных с формированием факела двигателя, поскольку в начальный момент времени во всей расчетной области задавались значения параметров газа, равные значениям параметров в камере сгорания (избыточное давление $p_k = 7$ МПа и статическая температура $T = 2800$ К). Для этого фиксировался момент времени, в котором во всех исследуемых точках достигалось атмосферное давление. В данном конкретном случае значение времени составило $t_0 = 0,0019$ с.

На рис. 5 представлен исследуемый контур хвостового отсека с отмеченными контрольными точками.

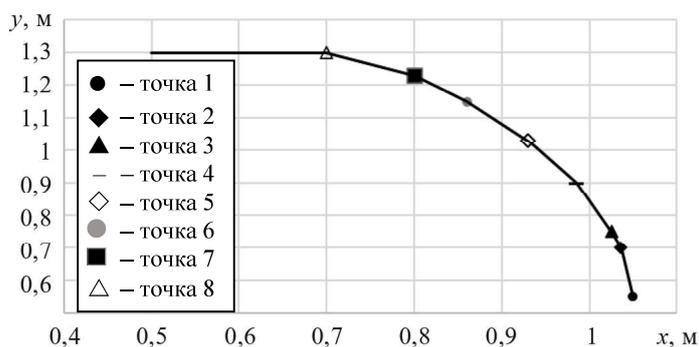


Рис. 5

Как видно из рис. 6, 7, колебания давления во всех точках затухающие. Максимальные значения давления в некоторых точках могут достигать 0,251 МПа. Это происходит в момент времени $t_1 = 0,071$ с, с момента начала моделирования спуска в районе с шестой по восьмую точки. Следующие пики давлений приходятся на момент $t_2 = 0,11$ с и $t_3 = 0,14$ с, где наблюдается давление 0,152 и 0,134 МПа во всех точках каждого из контуров. Дальнейшее снижение ракетного блока сопровождается снижением амплитуды колебаний давления во всех точках контура и плавным затуханием.

Приведем трехмерные графики исследуемых параметров для контура симметрии камеры (рис. 6, а) и контура пересечения струй (рис. 6, б).

Полосные спектры давления для исследуемого отрезка времени приведены на рис. 7: а – контур симметрии камеры; б – контур пересечения струй.

В отличие от прямого метода и интегрального метода Фокса – Вильямса Хоукинга, в случае модели источников широкополосного шума не требуются решения переходных процессов для каких-либо управляющих уравнений гидродинамики. Для моделей источников необходимы данные, которые предоставляют типичные модели RANS (поле средних скоростей, кинетическая энергия турбулентности k ,

скорость диссипации ε). Следовательно, при использовании моделей источников широкополосного шума требуются наименьшие вычислительные ресурсы.

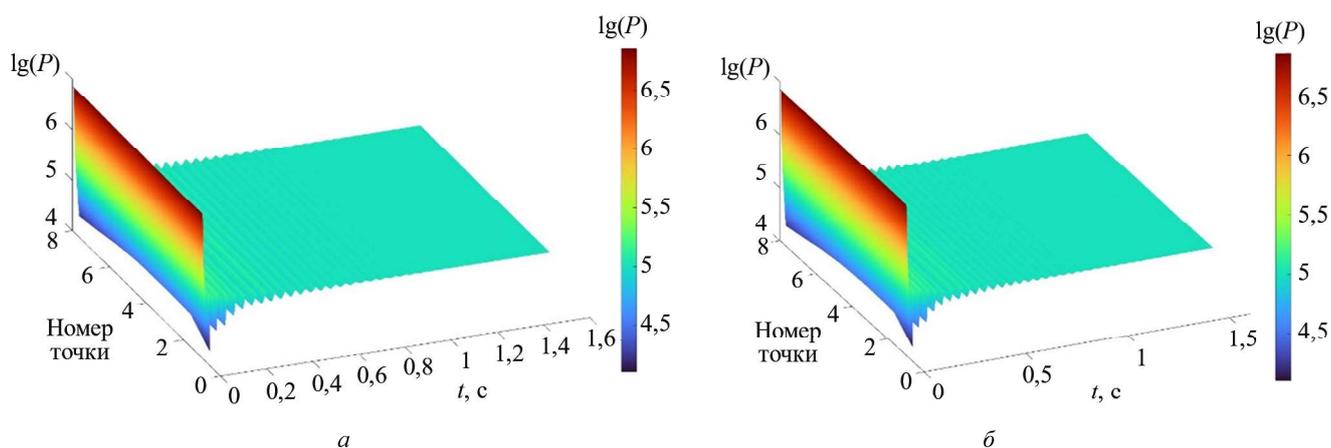


Рис. 6

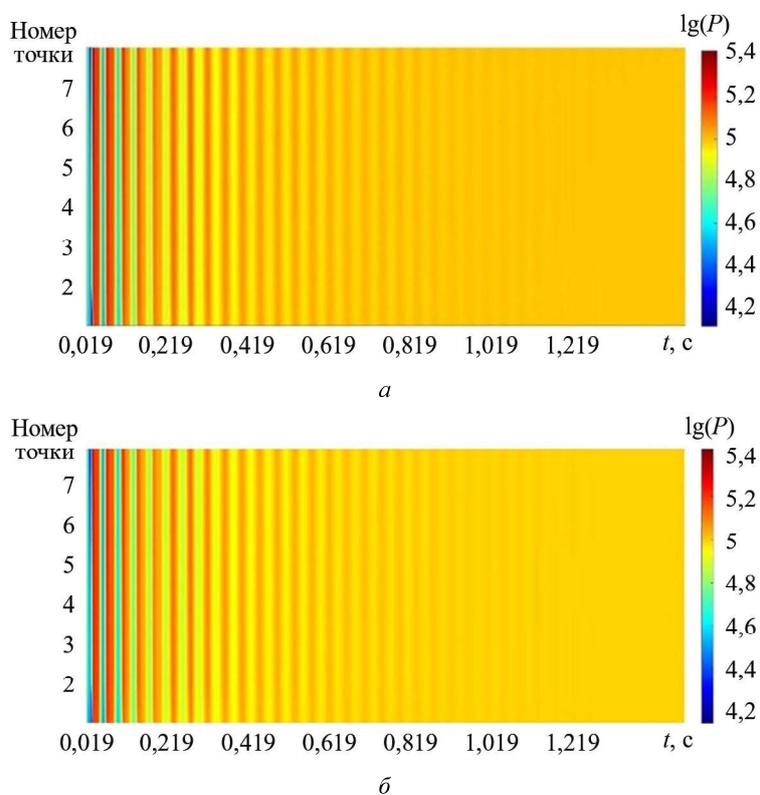


Рис. 7

В ANSYS Fluent расчет акустической мощности производился по формуле Праудмана [16]

$$P_A = \alpha_\varepsilon \rho_0 \varepsilon \left(\frac{\sqrt{2k}}{a_0} \right)^5,$$

где $\alpha_\varepsilon = 0,1$ – эмпирическая константа; ρ_0 – плотность газа; ε – скорость диссипации; k – энергия вихря; a_0 – скорость звука в среде.

Шум в пограничном слое определялся через интеграл Керла

$$P_A = \int_S I(\vec{y}) dS(\vec{y}),$$

где $I(\vec{y}) \equiv \frac{A_c(\vec{y})}{12\rho_0\pi a_0^3} \left[\frac{\partial p}{\partial t} \right]^2$, $A_c(\vec{y})$ – площадь корреляции; $dS(\vec{y})$ – площадь интегрирования; $I(\vec{y})$ – интенсивность звука.

Продемонстрируем поле распределения акустической мощности на поверхностях (АМП) хвостового отсека (рис. 8, а) и корпуса ракеты-носителя (рис. 8, б) в финальный момент времени.

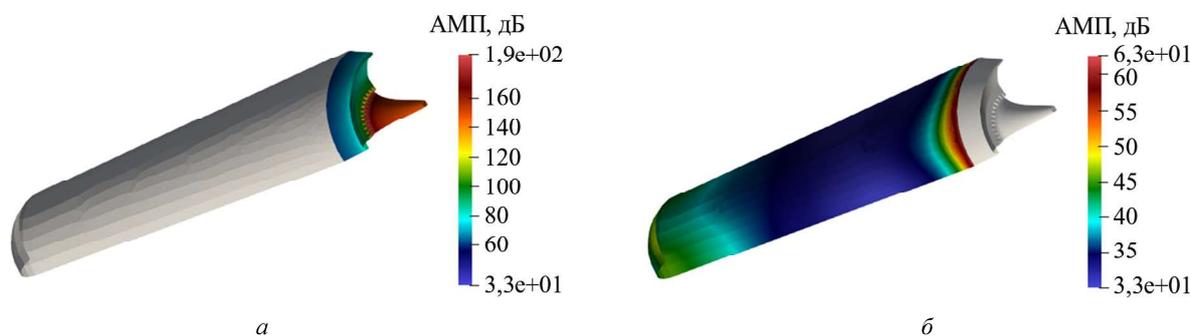


Рис. 8

Как видно из рис. 8, максимальные значения уровня акустической мощности (порядка 180 дБ) наблюдаются в области двигательной установки. Хвостовой отсек является менее нагруженным, значения уровня акустической мощности на поверхности хвостового отсека находятся в диапазоне 30...100 дБ. В случае корпуса ракеты-носителя максимальные акустические нагрузки распределены в области стыка обечайки корпуса и хвостового отсека, а также в области головного обтекателя. На поверхности головного обтекателя акустическая мощность достигает 50 дБ, в районе стыка хвостового отсека и обечайки корпуса – 60 дБ.

В соответствии с предложенной методикой удалось оценить ударно-волновые и акустические процессы, происходящие в период посадки ракетного блока с двигательной установкой с центральным телом с учетом динамики снижения ракетного блока (уменьшения l/D). При детальном рассмотрении полученных результатов выявлено, что в период посадки предложенного ракетного блока избыточное давление на поверхности хвостового отсека может превышать 0,15 МПа. Такое нагружение имеет частотный характер и представляет собой затухающие колебания, однако подобные расчеты чувствительны к качеству сеточных моделей, поэтому целесообразно на будущих этапах применять блочно-структурированные сетки с высоким качеством, а также вихреразрешающие модели турбулентности (LES, DES). При использовании вихреразрешающих моделей целесообразно применять интегральный метод Фокса – Вильямса Хоукинга для оценки не только общего уровня шума, но и частотной составляющей спектра. Подобная методика может применяться на предприятиях ракетно-космической отрасли. Конкретно рассматриваемая постановка задачи позволяет получать данные сравнительно оперативно, так как временные затраты машинного времени составили 168 ч при использовании двенадцати ядер процессора Intel Xeon X5680.

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

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дегтярь В.Г. и др. Результаты расчетно-экспериментальных исследований газодинамических процессов при взаимодействии многоблочных струй ракетных двигателей с газоотражателем стартового сооружения // Космонавтика и ракетостроение. 2013. № 1 (70). С. 37–45.
2. Третьяков П.А., Давлятов Р.Р., Бельчиков Д.А. Проектирование частично многоразовой ракеты-носителя, оснащенной двигательной установкой с центральным телом // «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики: Сб. тез. 8-й Всерос. молодеж. науч.-практ. конф., г. Калуга, 20–23 сент. 2022. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. С. 168–174.
3. Третьяков П.А., Бойко О.В. Оценка применимости различных теплозащитных покрытий для частично многоразовых сверхлегких систем выведения // Астероидная безопасность: Материалы

5-й Студенч. науч.-техн. конф., г. Челябинск, 11–13 мая 2022. Челябинск: Издательский центр ЮУрГУ, 2022. С. 30–34.

4. Ваулин С.Д. и др. Оценка применимости абляционного теплозащитного покрытия для ракеты-носителя сверхлегкого класса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 48–53.
5. Устинов М.А., Третьяков П.А., Бельчиков Д.А. Разработка частично многоразовой ракеты-носителя на криогенных компонентах топлива // Молодежь и будущее авиации и космонавтики: Сб. аннотаций конкурсных работ 14-го Всерос. межотрасл. молодеж. конкурса науч.-техн. работ и проектов, г. Москва, 21–25 нояб. 2022. М.: Перо, 2022. С. 127–128.
6. Takashi Ito, Kozo Fujii. Numerical Analysis of the Clustered Type Aerospike Nozzle Flow: Flow Structures and Thrust Performance // Proc. of the 2nd International Conference on Computational Fluid Dynamics, July 15–19, 2002, Sydney, Australia. P. 285–290.
7. Колесник В.П. Решения ANSYS-CFD в авиакосмических технологиях: динамические перестраиваемые сетки в расчетной аэродинамике // Материалы 4-й Междунар. науч.-практ. конф., г. Казань, 12–15 авг. 2008. Казань, 2008. С. 12–15.
8. Пешков Р.А., Сидельников Р.В. Анализ влияния конструктивных и газодинамических параметров ракет на ударно-волновые процессы в шахтной пусковой установке // Вестник Концерна ПВО «Алмаз – Антей». 2015. № 2 (14). С. 55–60.
9. Dembowski A.M., Georgiadis N.J. An Evaluation of Parameters Influencing Jet Mixing Using the WIND Navier–Stokes Code: Technical Memorandum № 211727 / NASA. Washington, 2002. 18 p.
10. Сафронов А.В. О применимости моделей турбулентной вязкости для расчета сверхзвуковых струйных течений // Физико-химическая кинетика в газовой динамике [Электронный журнал]. 2012. № 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/media/published/2012-07-12-001.pdf> (дата обращения: 6.05.2024).
11. Седлов А.А., Иванов В.Л. Численное моделирование газодинамики и теплообмена при струйном натекании на поверхность // Изв. вузов. Авиационная техника. 2012. № 4. С. 75–78.
12. Волков К.Н. и др. Моделирование аэродинамических нагрузок на конструктивные элементы посадочной площадки при взлете и посадке вертолета // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 2. С. 67–74.
13. Sarkar S. The Pressure Dilatation Correlation in Compressible Flows // Physics of Fluids. 1992. Vol. 4. Iss. 12. P. 2674–2682.
14. Sarkar S. et al. The Analysis and Modeling of Dilatational Terms in Compressible Turbulence // Journal of Fluid Mechanics. 1991. Vol. 227. P. 473–493.
15. Zeman O. Dilatation Dissipation: The Concept and Application in Modeling Compressible Mixing Layers // Physics of Fluids. 1990. Vol. 2. Iss. 2. P. 178–188.
16. Horváth C., Vad J. Broadband Noise Source Model Acoustical Investigation on Unskewed and Skewed Axial Flow Fan Rotor Cascades // Proc. of the 14th International Conference on Fluid Flow Technologies, Sept. 9–12, 2009, Budapest, Hungary. P. 682–689.

Поступила в редакцию 6.06.24

После доработки 7.07.24

Принята к публикации 9.07.24

Methodology for Estimating the Shock Wave and Acoustic Loading of a Designed Rocket Block Equipped with an Aerospike Engine at the Landing Stage

R.A. PESHKOV AND P.A. TRET'YAKOV

South Ural State University, Chelyabinsk

The paper considers a methodology for assessing the shock wave and acoustic loading of the elements of the rocket block body of an ultralight partially reusable launch vehicle during landing, taking into account the dynamics of movement. Using the ANSYS Fluent software package and broadband noise method, a mathematical model was formed to estimate the motion of the computation domain boundary motion, gas outflow adjusted for compressibility of turbulent viscosity, and acoustic power distribution over the surface of the vehicle. The values of acoustic power on the vehicle surface at the moment of landing as well as the static pressure distribution over the surface of the tail compartment protective shield over the landing time were determined. Directions for improving the accuracy of the methodology were identified.

Launch vehicle, shock wave loads, acoustic processes, jet, obstacle, rocket block