

УДК 534-6.08

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119379>

К. В. Аврамов<sup>1</sup>, д.т.н., заведуючий відделом,  
Т. Я. Батутина<sup>2</sup>, нач. сектора динамічних і квазістатических нагрузок,  
Д. С. Бондарь<sup>3</sup>, інженер 2-категорії,  
Г. Ю. Мартыненко<sup>4</sup>, к.т.н., доцент кафедри динаміки і прочності машин,  
И. В. Шеремет<sup>5</sup>, нач групи вібраційних, ударних і акустических нагрузок,  
В. Г. Мартыненко<sup>6</sup>, аспірант кафедри динаміки і прочності машин

## ПРИМЕНЕНИЕ ПОЛУЭМПИРИЧЕСКИХ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК К ОЦЕНКЕ НАГРУЖЕНИЯ ОТСЕКОВ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ

**En**

The problem of sound spectra evaluation around the bays of an LV during the supersonic flight is considered in the article. In order to perform the evaluation four different evaluation methods of pressure pulsations spectral density proposed by Efimtsev, Laganelli, Robertson and Chase-Howe are used.

After the sound power spectra calculated by each of four evaluation methods have been compared with the measured sound power values on the real LV, the Chase-Howe method has been chosen as the most accurate one in the matter of describing the actual physical processes.

The initial data for the calculation of sound power spectra have been obtained from the results of finite-element modeling of super-sound flow around the fairing, performed in the Ansys 17.0. (Fluent module).

**Ua**

Запропоновано підхід для розрахунку спектральних густин турбулентних пульсацій тисків, заснований на чисельному моделюванні обтікання ракети в'язким газовим потоком, і застосування емпіричних залежностей для розрахунку спектральних густин пульсацій. В результаті застосування цієї методики досліджуються спектральні густини турбулентних пульсацій та визначаються акустичні навантаження на корпус ракетноносія при його русі з надзвуковою швидкістю.

### Введение

В полете ракетноносителей со сверхзвуковыми скоростями газовый поток содержит тонкий турбулентный пограничный слой около корпуса ракеты. В этом слое наблюдаются случайные пульсации давлений значительной интенсивности, которые могут привести к интенсивным вибрациям корпусов ракет и выходу из строя их электронной аппаратуры. Такие

<sup>1</sup> Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного НАН Украины, отдел надежности и динамической прочности

<sup>2</sup> Государственное предприятие «Конструкторское Бюро «Южное» имени М. К. Янгеля

<sup>3</sup> Государственное предприятие «Конструкторское Бюро «Южное» имени М. К. Янгеля

<sup>4</sup> Национальный технический университет «Харковский политехнический институт»

<sup>5</sup> Государственное предприятие «Конструкторское Бюро «Южное» имени М. К. Янгеля

<sup>6</sup> Национальный технический университет «Харковский политехнический институт»

случайные пульсации давлений близки к белому шуму и имеют непрерывные спектральные плотности вплоть до 10 кГц.

Современными программными комплексами расчета аэродинамики (*ANSYS*, *NASTRAN*) невозможно исследовать таких высокочастотных пульсаций давления. Дело в том, что эти программные комплексы интегрируют осредненные уравнения Рейнольдса [1]. В этих уравнениях пульсации давления осредняются по времени. Поэтому для исследования высокочастотных пульсаций давлений приходится использовать эмпирические формулы, которые получены на основании обработки результатов экспериментов.

Были попытки обобщить экспериментальные результаты анализа спектральных плотностей турбулентных пульсаций давлений. Одна из первых моделей спектральных плотностей пристеночных турбулентных пульсаций давлений представлена в работе Робертсона [4]. Модель случайных пристеночных пульсаций, в которую входят параметры турбулентного пограничного слоя, предложена *Chase* и *Howe* [5, 6]. Ефимцов [7] утверждает, что в моделях пристеночных пульсаций должно учитываться число Струхалия и число Маха.

В настоящей статье предложена методика расчета пристеночных турбулентных пульсаций давлений на корпусе ракеты при ее сверхзвуковом движении. В работе представлены результаты численного анализа пристеночных турбулентных пульсаций ракетносителя, проектируемого в КБ «Южное».

### Расчет пристеночных пульсаций давлений

Целью настоящей работы является исследование турбулентных пульсаций на обтекателе ракетносителя при ее сверхзвуковом движении. Турбулентные пульсации оцениваются по параметрам пограничного слоя при обтекании ракеты [2, 3]. Так как исследуются пульсации на обтекателе, то нами будут моделироваться сверхзвуковое движение газа только вокруг обтекателя ракеты (рис. 1).

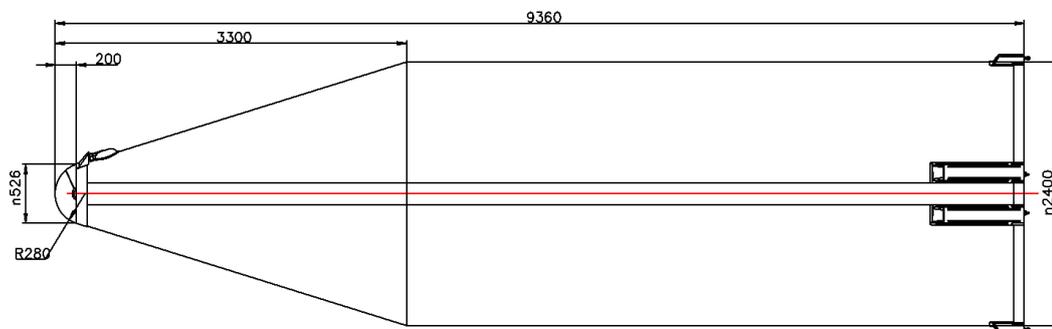


Рис. 1. Эскиз обтекателя ракеты

Поля пульсаций давлений на поверхности ракеты можно считать статистически стационарными во времени и эргодическими процессами [2, 3]. Эргодичность позволяет заменить осреднение по ансамблю осреднением по времени. Поэтому корреляционную функцию давления в точке на обтекателе представим так:

$$K(\tau) = \lim_{T \rightarrow \infty} \frac{1}{T} \int_0^T p(t)p(t+\tau)dt, \quad (1)$$

где  $p(t)$  — случайная реализация пульсаций давлений в точке на обтекателе. Спектральная плотность пристеночных пульсаций давлений  $\Phi(\omega)$  связана с корреляционной функцией так:

$$K(\tau) = \int_{-\infty}^{\infty} \Phi(\omega) \exp(i\omega\tau) d\omega. \quad (2)$$

Спектральные плотности пристеночных пульсаций давлений в пограничном слое ракетносителя будут предметом исследований в настоящей статье. Рассмотрим методику для расчета пристеночных пульсаций, предложенную Ефимцовым [3, 7]. Согласно этой методике пристеночные пульсации давления определяются так:

$$\frac{\Phi(\omega)}{\rho_w^2 U_T^3 \delta} = \frac{\alpha}{[1 + 8\alpha^3 \chi^2]^{1/3}}, \quad (3)$$

где  $\omega$  — круговая частота;  $\alpha = 0,01$  — константа, идентифицированная из эксперимента;

$\chi = \frac{\omega\delta}{U_\tau}$  — число Струхаля;  $U_\tau = \sqrt{\tau_w/\rho_w}$  — динамическая скорость;

$\rho_w$  — плотность газа;  $\tau_w$  — напряжения трения на стенке.

Ефимцовым [3] была предложена уточненная формула для оценки пристеночных турбулентных пульсаций. Она имеет следующий вид:

$$\frac{\Phi(\omega)}{\rho_w^2 U_T^3 \delta} = \frac{\alpha(1+\gamma^3)^{1/3}}{[1 + 8\alpha^3 \chi^2]^{1/3} + \alpha \text{Re}_\tau (1+\gamma^3)^{1/3} [\chi/\text{Re}_\tau]^{10/3}}, \quad (4)$$

где  $\gamma = \frac{\text{Re}_0}{\text{Re}_\tau}$ ;  $\text{Re}_\tau = \frac{\delta U_\tau}{\nu_w}$  — число Рейнольдса в пограничном слое;

$\text{Re}_0 = 3 \cdot 10^3$  — минимальное значение числа Рейнольдса.

*Laganelli* и соавторы [8] предложили другую формулу для расчета спектральных плотностей пристеночных турбулентных пульсаций:

$$\Phi(\omega) = \frac{q_*^2 \delta \cdot 2 \cdot 10^{-5}}{U_T [1 + \chi^2]}, \quad (5)$$

где  $q_* = \frac{\rho_w U_\tau^2}{2}$  — скоростной напор в пограничном слое.

В подходе Робертсона [4] спектральные плотности пристеночных турбулентных пульсаций определяются так:

$$\Phi(\omega) = \frac{\overline{p^2}}{\omega_0 \left[ 1 + \left( \frac{\omega}{\omega_0} \right)^{0.9} \right]^2}, \quad (6)$$

где  $\overline{p^2} = \left( \frac{0.006 q_*}{1 + 0,14 M^2} \right)^2$  — средний квадрат флуктуаций давления;

$M$  — число Маха;  $\omega_0 = \frac{U_\infty}{2\delta}$  — характерная частота;

$U_\infty$  — скорость полёта ракетносителя.

В подходе *Chase-Howe* [5, 6] для расчета спектральных плотностей турбулентных пульсаций используется следующее соотношение:

$$\Phi(\omega) = \frac{2(\delta/U_\infty)^3 (\tau_w \omega)^2}{\left[ 0,0144 + \left( \frac{\omega \delta}{U_\infty} \right)^2 \right]^{3/2}}. \quad (7)$$

В соотношениях (3), (7) для расчета пристеночных турбулентных пульсаций в пограничном слое используются параметры пограничного слоя. Для их расчета исследуется обтекание ракеты сверхзвуковым газовым потоком.

Итак, на первом этапе анализа нами моделировалось сверхзвуковое обтекание обтекателя (рис. 1) с помощью программного комплекса *ANSYS*. Подчеркнем, что с помощью этого программного комплекса нами будут исследоваться только движения газа вокруг обтекателя, так как исследуются пульсации давления на обтекателе. Из этих расчетов определялись параметры турбулентного пограничного слоя.

При моделировании обтекания ракеты газ предполагается вязким и сжимаемым. В расчетах нами использовалась стандартная *SST k- $\omega$*  модель турбулентности. Так как обтекатель осесимметричный, то и течение газа предполагается тоже осесимметричным. Все расчеты реализуются в среде *ANSYS Fluent*. Для моделирования пограничного слоя с необходимой

точностью производилось разбиение на очень мелкую сетку в пограничном слое. При разбиении вычислялся параметр  $y_+$ .

### Численное моделирование

Производилось моделирование обтекания ракеты. Скорости движения ракеты  $U_\infty$  в [м/с] принимались следующими: 713; 634; 523; 429; 326. В качестве примера на рис. 2 показаны поля скоростей вокруг обтекателя при движении ракеты со скоростью  $U_\infty = 429$  м/с. На этом рисунке видны скачки уплотнений.

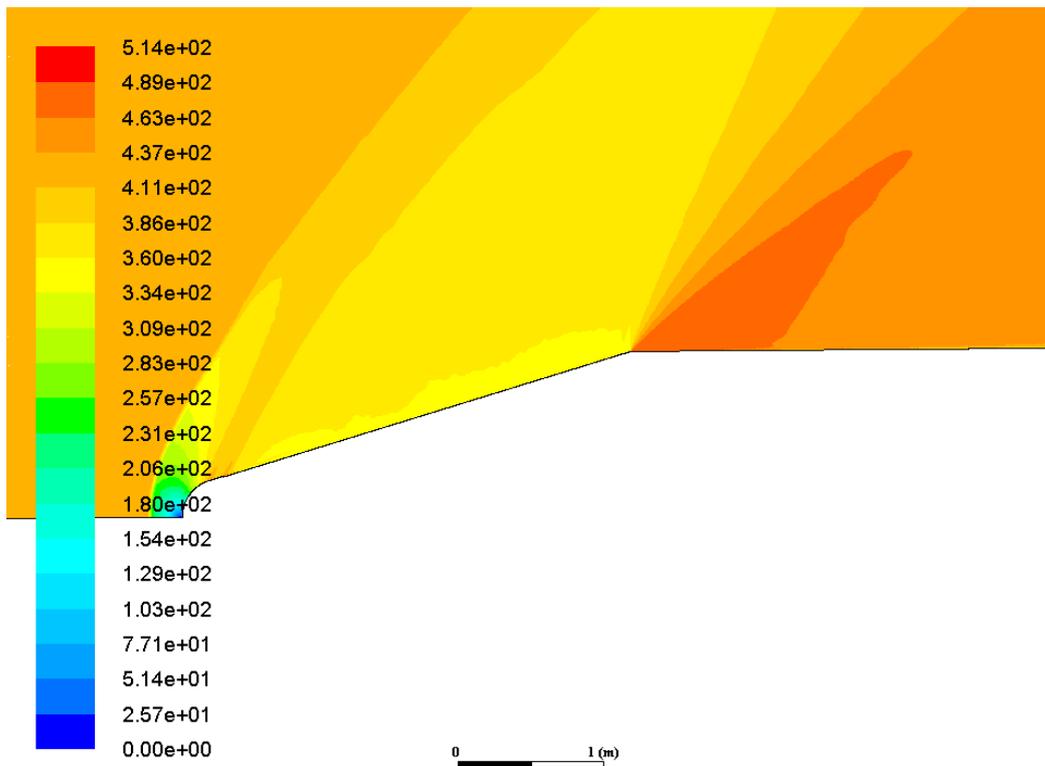


Рис. 2. Поле скоростей вокруг обтекателя при скорости движения ракеты  $U_\infty = 429$  м/с

Поля касательных напряжений в пограничном слое ракеты представлены на рис. 3. Из рис. 3 следует, что касательные напряжения имеют значительные величины только в пограничном слое. При удалении от пограничного слоя касательные напряжения уменьшаются до нуля и жидкость можно рассматривать невязкой.

При анализе пограничного слоя определялись величины следующих параметров: напряжения трения на стенке, толщина пограничного слоя; динамическая скорость, число Рейнольдса в пограничном слое. Эти параметры пограничного слоя исследовались для различных скоростей движения ракеты. Результаты анализа показаны в табл. 1. В первом столбце табл. 1 представлены числа Маха. Итак, при увеличении скорости движе-

ния ракеты толщина пограничного слоя растет, и напряжения трения на стенке растут.

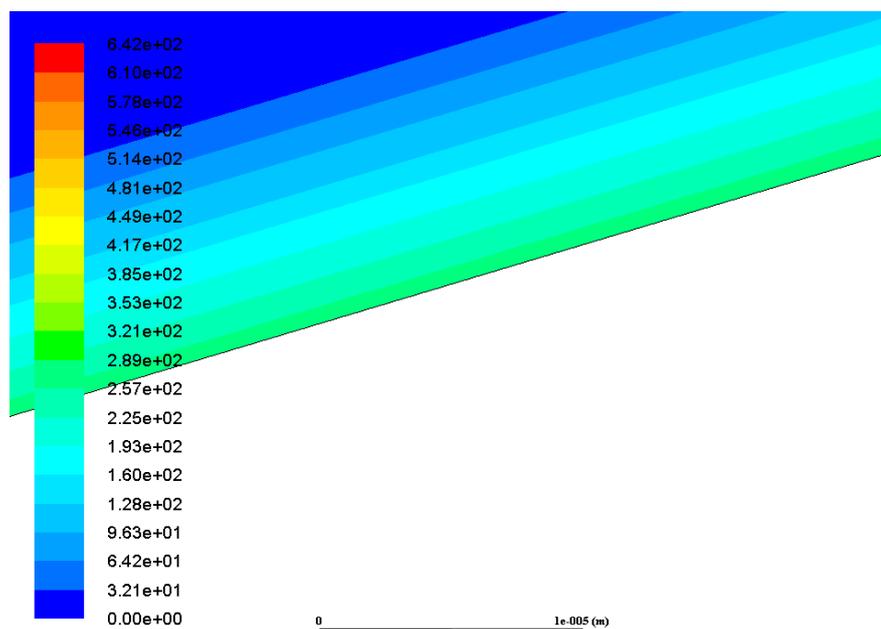


Рис. 3. Напряжения сдвига в пограничном слое при обтекании ракеты со скоростью  $U_\infty = 429$  м/с

Таблица 1.

Зависимость параметров пограничного слоя от скорости ракетносителя

| $M$  | $U_\infty$ | $\delta$ , м | $\tau_w$ , Па | $U_\tau$ , м/с | $Re_\tau$         |
|------|------------|--------------|---------------|----------------|-------------------|
| 2,42 | 713        | 0,018        | 539           | 17,55          | $3,7 \cdot 10^4$  |
| 2,14 | 634        | 0,019        | 376           | 15,78          | $3,2 \cdot 10^4$  |
| 1,7  | 523        | 0,014        | 364           | 14,3           | $2,3 \cdot 10^4$  |
| 1,35 | 429        | 0,008        | 288.8         | 12,0           | $1,23 \cdot 10^4$ |
| 1,0  | 326        | 0,0008       | 193           | 9,37           | $1 \cdot 10^3$    |

Исследовались спектральные плотности пристеночных пульсаций ракеты при всех указанных выше скоростях ее движения. Спектральные плотности рассчитывались, используя все теории, представленные в разделе 2. Наиболее важно исследовать спектральные плотности на режиме максимального скоростного напора, который наблюдается при скорости движения ракеты  $U_\infty = 523$  м/с. Результаты расчета спектральных плотностей представлены на рис. 4. Пунктирной линией представлены спектральные плотности турбулентных пульсаций, полученные по модели Ефимцова (4), а линией, состоящей из точек, показаны результаты, полученные из соотношений *Laganelli* и соавторов (5). Сплошной толстой и тонкой линиями

показаны результаты, полученные на основании модели Робертсона (6) и *Chase-Howe* (7) соответственно.

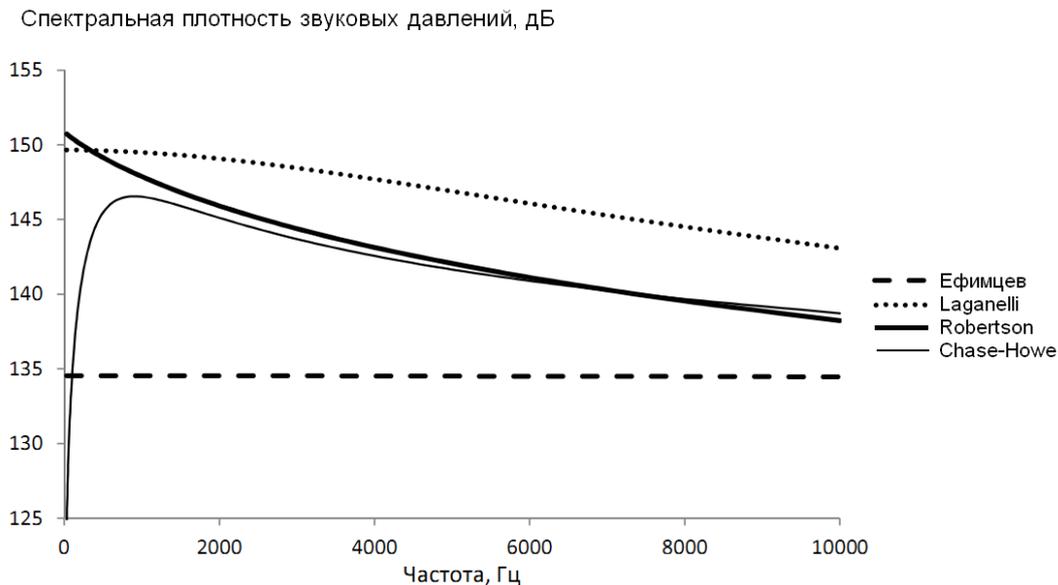


Рис. 4. Спектральные плотности пристеночных пульсаций давлений при максимальном скоростном напоре ракеты

В результате сравнительного анализа спектральных плотностей звуковых давлений (рис. 4) с результатами измерений на реальных ракетносителях была выбрана методика *Chase-Howe* как наиболее адекватно описывающая акустические процессы.

Результаты расчета турбулентных пульсаций давлений в пограничном слое ракеты, проектируемой в ГП КБ «Южное», представлены на рис. 5. На этом рисунке по оси ординат показываются уровни звукового давления в дБ, а по оси абсцисс – частоты. Жирной линией показаны спектральные плотности пульсаций, рассчитанные для участка прохождения максимальных скоростных напоров. Пунктирной жирной линией показаны результаты расчетов спектральных плотностей, полученные по методике Ефимцова. Тонкой сплошной, пунктирной и точечной линиями показаны результаты экспериментального анализа спектров давлений, записанные на 45, 51 и 55 секундах полета ракетносителя-аналога, ранее разработанного в КБ «Южное».

## Выводы

Результаты расчетов пристеночных турбулентных пульсаций давлений, полученные по предложенной в этой статье методике, сравниваются с результатами экспериментальных записей пульсаций давлений. Это сравнение показывает близость полученных результатов, что свидетельствует об адекватности предложенного в этой статье подхода.

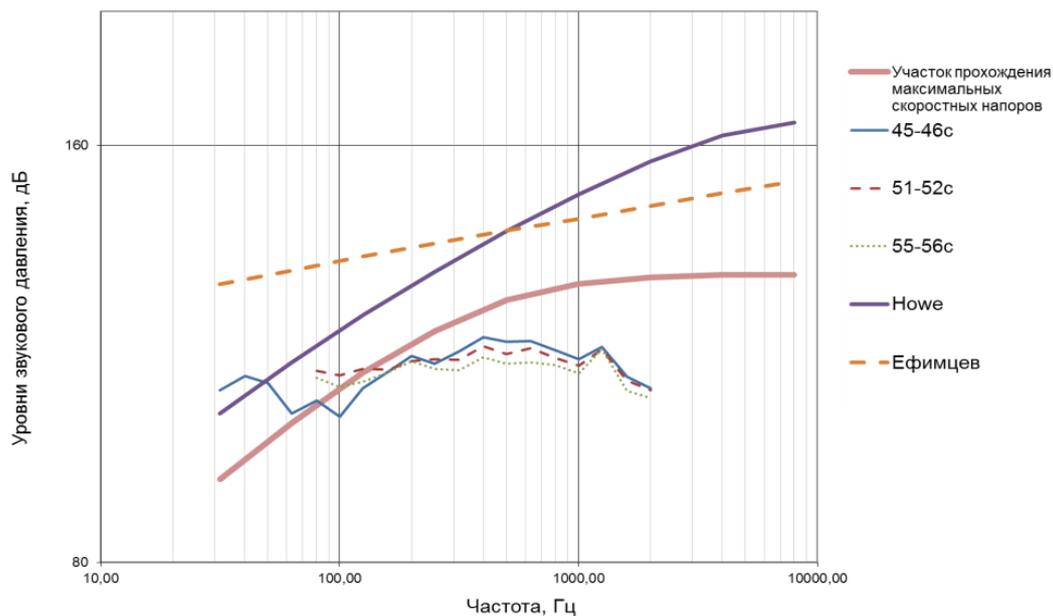


Рис. 5. Спектральные плотности турбулентных пульсаций давления

#### Список использованной литературы

1. Лойцянский Л. Г. Механика жидкости и газов/ Л. Г. Лойцянский. Москва, 1959.
2. Авиационная акустика. Часть 1. Шум пассажирских самолетов и вертолетов на местности/ Под ред. А. Г. Мунина. –М: Машиностроение, 1986.- 248 с.
3. Авиационная акустика. Часть 2. Шум в салонах пассажирских самолетов/ Под ред. А. Г. Мунина. -М: Машиностроение, 1986.- 248 с.
4. Robertson J. E. Prediction of In-Flight Fluctuating Pressure Environments Including Protuberance Induced Flow. NASA CR-119947, 1971.
5. M. S. Howe. Acoustics of Fluid-Structure Interactions, Cambridge University Press, England, 1998.
6. D. M. Chase. Modeling the Wavevector – Frequency Spectrum of Turbulent Boundary Layer Wall Pressure. Journal of Sound and Vibration. Vol.70, No.1, 1980, P. 29-67.
7. Ефимцов Б. М. Критерии подобия спектров пристеночных пульсаций давлений турбулентного пограничного слоя / Б. М. Ефимцов // Акустический журнал.- 1984.- т. 30, вып. 1.- с. 58- 61.
8. Lagenelli A. L., Martelucci A., Show L. L. Wall pressure fluctuations in attached boundary- layer flow// AIAA J.- 1983.- Vol. 21, No.4.- p. 495-502.