

УДК 629.7.015.3

<https://doi.org/10.33136/stma2019.02.058>

Т. Я. Батутина, Д. С. Бондарь, акад. НАНУ В. Т. Гринченко,
канд. физ.-мат. наук В. Н. Олийнык

ОЦЕНКА ВНЕШНИХ АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК НА РАКЕТЫ ПРИ ПРОХОЖДЕНИИ УЧАСТКА МАКСИМАЛЬНЫХ СКОРОСТНЫХ НАПОРОВ

Рассмотрена методика оценки параметров акустического нагружения в точке наблюдения вблизи головной части ракеты-носителя при прохождении участков максимальных скоростных напоров, а также чисел Маха, близких к единице. При этом ставится задача определения интегрального уровня звукового давления и соответствующих ему уровней в октавных и 1/3-октавных полосах частот. Рассматриваемая методика базируется на полуэмпирической зависимости характеристик широкополосного аэродинамического шума, возникающего при полете ракеты-носителя на больших скоростях от турбулентных пульсаций давления и безразмерных аэродинамических параметров набегающего потока. Общая идея рассматриваемого подхода состоит в установлении связи между скоростным напором и пристеночными пульсациями давления в пограничном слое посредством вычисления напряжений сдвига (трения) на поверхности обшивки, исходя из соотношений, применяемых в теории пограничного слоя и инженерной практике. Основными преимуществами методики являются простота и универсальность, обусловленные возможностью ее применения для расчета акустических нагрузок вокруг обтекателей ракет-носителей разных размеров и форм в широком диапазоне скоростей и высот полета.

Ключевые слова: полет ракеты-носителя, число Маха, головной обтекатель ракеты-носителя, определение звукового давления.

Розглянуто методику оцінювання параметрів акустичного навантаження в точці спостереження поблизу головної частини ракети-носія під час проходження відрізків максимальних швидкісних напорів, а також чисел Маха, близьких до одиниці. При цьому ставлять завдання визначити інтегральний рівень звукового тиску та відповідні йому рівні в октавних і 1/3-октавних смугах частот. Методика, яку розглядають, ґрунтується на напівемпіричній залежності характеристик широкосмугового аеродинамічного шуму, що виникає під час польоту ракети-носія на високих швидкостях від турбулентних пульсацій тиску та безрозмірних аеродинамічних параметрів набіжного потоку. Загальна ідея розгляданого підходу полягає у встановленні зв'язку між швидкісним напором і пристінковими пульсаціями тиску у примежовому шарі шляхом обчислення напружень зсуву (тертя) на поверхні обшивки, виходячи із співвідношень, застосовуваних у теорії примежового шару й інженерній практиці. Основними перевагами методики є простота й універсальність, обумовлені можливістю її застосування для розрахунку акустичних навантажень навколо обтічників ракет-носіїв різних розмірів і форм у широкому діапазоні швидкостей і висот польоту.

Ключові слова: політ ракети-носія, число Маха, головний обтічник ракети-носія, визначення звукового тиску.

The article considers the procedure for evaluation of acoustic stressing parameters at the observation point nearby the launch vehicle nose cone when passing the sectors with maximum velocity heads and close to 1 Mach numbers. And the problem is set to determine the overall sound pressure level and the corresponding levels in octave and 1/3-octave frequency bands. Procedure under consideration is based on the semi-empirical dependency of characteristics of the wideband aerodynamic noise, which occurs during the launch vehicle flight at high velocities due to the turbulent pressure fluctuations and dimensionless aerodynamic parameters of the main stream. General idea of this approach is to establish relation of the velocity heads with wall pressure fluctuations in the boundary layer, calculating shear stress (friction) on the shell surface based on relationships applicable in the boundary layer theory and engineering experience. Attempts of development of similar calculation models go back to the early efforts, dedicated to the study of the aeroacoustics of the launch vehicle in flight. Main advantages of the procedure are its simplicity and versatility since it can be used to determine the acoustic loads around the payload fairings of launch vehicles of different sizes and shapes within the wide range of flight velocities and altitudes.

Keywords: Launch vehicle flight, Mach number, launch vehicle payload fairing, determination of sound pressure.

Введение

Как известно, при движении ракеты-носителя (РН) в воздушной среде ее корпус подвергается воздействию пульсаций давления, генерируемых различными источниками: реактивной струей двигательной установки, турбулентным пограничным слоем, возникающим в непосредственной близости к поверхности корпуса, а также зонами отрывных течений, порождаемыми структурными нерегулярностями поверхности обтекателя. При большой скорости полета, когда вклад шума от двигательной установки становится несущественным, и достаточной гладкости обтекателя основным источником шумов, проникающих с поверхности обшивки РН во внутренние отсеки, становится поле интенсивных случайных турбулентных пристеночных пульсаций давления в пограничном слое.

Исходные положения

Турбулентные пульсации давления воспринимаются внешними акустическими датчиками и интерпретируются как широкополосные аэродинамические шумы со сплошным частотным спектром [1–3]. При увеличении толщины пограничного слоя, наблюдаемом по мере перемещения точки наблюдения от носовой точки обтекателя вдоль корпуса, растет интенсивность низкочастотных составляющих за счет снижения высокочастотных. Доминирующую роль в их распределении зачастую играют так называемые псевдозвуковые составляющие, не вносящие вклад в формирование дальнего акустического поля. Исходя из этого с шумами обтекания обычно отождествляется именно псевдозвук, генерируемый пристеночными пульсациями давления на поверхности обтекаемого тела.

В настоящей статье предложена упрощенная методика оценки уровня акустических нагрузок на поверхности ракеты с известной геометрией при заданных скорости движения (обтекания) и скоростного напора. Общая идея рассматриваемого подхода состоит в установлении связи ме-

жду скоростным напором и пристеночными пульсациями давления в пограничном слое посредством вычисления напряжений сдвига (трения) на поверхности обшивки, исходя из соотношений, применяемых в теории пограничного слоя и инженерной практике. Попытки создания подобных расчетных схем восходят к ранним работам, посвященным исследованию аэроакустики ракеты в полете.

Изложение методики

В рамках принятого подхода функциональная зависимость искомого значения пристеночных пульсаций давления от напряжений сдвига и основные черты спектральных распределений мощности турбулентных пульсаций давления определяются на основе известных эмпирических критериев подобия. При этом значения таких базовых масштабных факторов, как числа Рейнольдса и Струхала, задаются скоростью движения РН, ее продольным размером, положением точки наблюдения и физическими параметрами среды (воздуха).

В качестве исходного безразмерного масштабного параметра выбирались числа Рейнольдса по длине обтекаемого тела и положению точки наблюдения

$$\text{Re}_l = \frac{lU_0}{\nu}; \quad \text{Re}_x = \frac{xU_0}{\nu},$$

где l – длина тела; x – координата точки наблюдения вдоль потока, отсчитываемая от передней точки тела; U_0 – невозмущенная скорость обтекания (равна скорости РН); ν – кинематическая вязкость среды.

При исследовании свойств пограничного слоя первостепенное значение имеет определение его характерной толщины δ . Эта величина принципиальным образом зависит от характера пограничного слоя: ламинарного, переходного или турбулентного. Для уточнения вероятного характера пристеночного течения в точке наблюдения была использована инженерная оценка положения точки перехода к турбулентности.

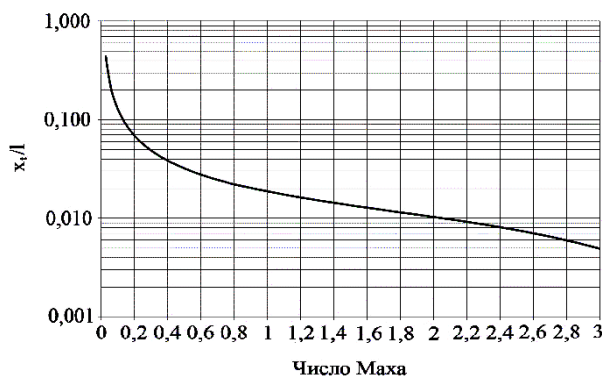


Рис. 1. Зависимость относительного положения точки перехода пограничного слоя к турбулентности от числа Маха для исследуемой РН:

x_τ – координата точки перехода пограничного слоя к турбулентности; l – длина исследуемой РН

Приняв высоту шероховатости, которая, предположительно, будет не меньше высоты шероховатости для анодированного алюминиевого листа $h_{ш} = 6 \cdot 10^{-6}$ м, получим верхнюю оценку положения точки перехода для исследуемой ракеты (рис. 1). Из представленного графика видно, что уже при дозвуковых скоростях движения порядка $Ma = 0,6$ турбулизация пограничного слоя наступает на расстоянии, которое составляет менее 3% длины ракеты от ее носа.

Таким образом, с практической точки зрения для интересующих нас режимов обтекания пограничный слой в большинстве точек наблюдения на головной части можно считать турбулентным. В этом случае соответствующее продольной координате x значение толщины пограничного слоя δ может быть определено по формуле [4]

$$\delta = \frac{0,37x}{(Re_x)^{1/5}}.$$

Как уже отмечалось, ключевой физической величиной при генерации пристеночных пульсаций давления является напряжение сдвига τ на стенке обтекаемого тела. Распределение напряжения сдвига по поверхности задается произведением скоростного напора набегающего потока q на локальный коэффициент сопротивления (трения) c_x [4, 5]

$$\tau = c_x q.$$

Закон изменения местного коэффициента трения для пластины эквивалентной длины примем в форме Шульца-Грунова

$$c_{x_{пл}} = \frac{0,37}{\lg(Re_x)^{2,584}}, \quad (1)$$

хорошо описывающей экспериментальные результаты в диапазоне изменения $Re_x = (10^5 \dots 10^9)$ [5], однако не учитывающей сжимаемость среды ($Ma \rightarrow 0$). Для учета эффекта сжимаемости за счет движения при существенно ненулевых числах Маха была введена поправка [6]

$$c_x = \frac{1}{(1 + 0,1Ma^2)^{2/3}} c_x|_{Ma \rightarrow 0}.$$

Знание распределения касательных напряжений трения позволяет ввести понятие так называемой динамической скорости U_τ , служащей мерой интенсивности турбулентного пульсационного движения [4, 5],

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau}{\rho}},$$

где ρ – плотность среды, обтекающей РН. Используем этот параметр для введения двух важнейших масштабных факторов процесса – чисел Рейнольдса и Струхала по пограничному слою:

$$Re_\tau = \frac{\delta U_\tau}{\nu} \quad \text{и} \quad Sh_\tau = \frac{\omega \delta}{U_\tau}, \quad (2)$$

где ω – круговая частота пульсаций давления.

Проделанная подготовительная работа позволяет перейти к непосредственному определению интегрального и полосовых уровней пульсаций давления. Так, интегральный уровень пульсаций давления \bar{p}^{-2} связан с квадратом напряжений сдвига τ на стенке универсальной закономерностью, приведенной на рис. 2. При непосредственных вычислениях использовалось кусочно-полиномиальное приближение исходной графической зависимости, приведенной в [7].

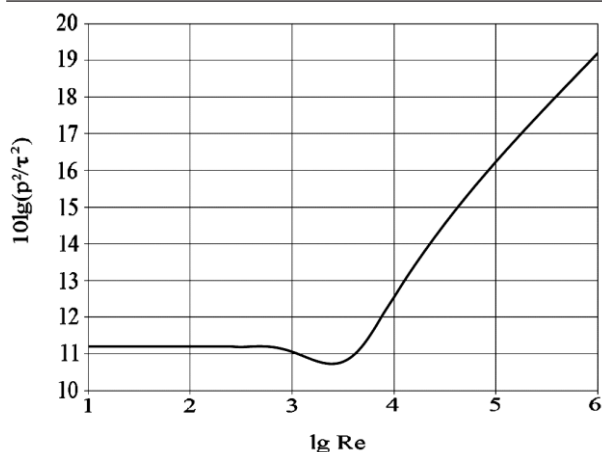


Рис. 2. Зависимость интенсивности напряжений трения на стенке при турбулентном обтекании от генерируемых пульсаций давления (по данным [7])

Для нахождения частотных распределений пристеночных пульсаций давления достаточно воспользоваться критерием подобия спектров, согласно которому их безразмерная спектральная плотность при заданных турбулентных числах Рейнольдса и Струхала (2) имеет вид [7]

$$F(\text{Re}_\tau, \text{Sh}_\tau) = \frac{\Phi(\omega)}{U_\tau^3 \rho_{\text{стен}}^2 \delta} = \frac{U_\tau}{\tau_{\text{стен}}^2 \delta} \Phi(\omega) = \frac{\alpha \beta}{(1 + 8\alpha^2 \text{Sh}_\tau^2)^{1/3} + \alpha \beta \text{Re}_\tau \left(\frac{\text{Sh}_\tau}{\text{Re}_\tau} \right)^{10/3}},$$

где $\rho_{\text{стен}}$ – плотность среды в пограничном слое; $\tau_{\text{стен}}$ – напряжение сдвига среды в пограничном слое; $\alpha = 0,01$;

$$\beta = \left[1 + \left(\frac{\text{Re}_0}{\text{Re}_\tau} \right)^3 \right]^{1/3} \text{ при } \text{Re}_0 = 3 \cdot 10^3.$$

Согласно определению $\Phi(\omega)$ – спектральная плотность в пересчете на единичный интервал круговой частоты 1 рад/с. Таким образом, вклад пристеночных пульсаций давления в полосе частот $\omega_n \leq \omega \leq \omega_b$ с центральной круговой частотой $\omega_\text{ц}$ может быть рассчитан как

$$\begin{aligned} \bar{p}^2(\Delta\omega) &= \Phi(\omega_\text{ц}) \cdot (\omega_b - \omega_n) = \\ &= \tau^2 F(\text{Re}_\text{ц}, \text{Sh}_\text{ц}) \cdot (\text{Sh}_b - \text{Sh}_n), \end{aligned}$$

где ω_b и ω_n – верхнее и нижнее значение круговой частоты пульсаций давления соот-

ветственно; разность между значениями чисел Струхала на верхней и нижней частоте для октавной полосы

$$\text{Sh}_b - \text{Sh}_n = \text{Sh}_\text{ц} \cdot (2^{1/2} - 1/2^{1/2}),$$

для 1/3-октавной полосы –

$$\text{Sh}_b - \text{Sh}_n = \text{Sh}_\text{ц} \cdot (2^{1/6} - 1/2^{1/6}).$$

Выше подразумевалось, что $\omega = 2\pi f$, где f – частота пульсаций давления.

Пределы применимости методики

Согласно указаниям, содержащимся в работе [7], описанная методика оценки уровней турбулентных пульсаций давления по напряжениям трения на стенке применима в диапазонах значений $\text{Re} = (6 \cdot 10^2 \dots 1,5 \cdot 10^5)$, $\text{Sh} = (2 \cdot 10^{-1} \dots 10^4)$ для чисел Маха от 0,015 до 4.

Выводы

1. Предложенная методика расчета акустических нагрузок на ракеты-носители при прохождении участка максимальных скоростных напоров основана на хорошо известных зависимостях инженерной газодинамики и экспериментально проверенных полуэмпирических зависимостях параметров сверхзвукового потока.

2. Методика позволяет дать корректную оценку акустических нагрузок в широком диапазоне скоростей и параметров окружающей среды, а значит, она применима для расчета акустических нагрузок на ракеты различных классов.

Список использованной литературы

1. Raman K. R. A study of surface pressure fluctuations in hypersonic turbulent boundary layers. NASA CR-2386, 1974. 90 p.
2. Авиационная акустика / под. ред. А. Г. Мунина. М., 1986. Ч. 1. 248 с.
3. Авиационная акустика / под. ред. А. Г. Мунина. М., 1986. Ч. 2. 264 с.
4. Ковальногов Н. Н., Лукин Н. М. Основы теории и расчета пограничного слоя. Ульяновск, 2000. 86 с.
5. Монин А. С., Яглом А. М. Статистическая гидромеханика. Механика турбулентности. М., 1965. Ч. 1. 640 с.

6. Васильев В. В., Морозов Л. В., Шахов В. Г. Расчет аэродинамических характеристик летательных аппаратов. Самара, 1993. 78 с.

7. Ефимцов Б. М. Критерии подобия спектров пристеночных пульсаций давлений турбулентного пограничного слоя. *Акустический журнал*. 1984. Т. 30, № 1. С. 58–61.

Статья поступила 18.12.2018