

УДК 629.764.071.08

Т. Я. Батутина, Д. С. Бондарь, В. Т. Гринченко, В. Н. Олийнык

ПОЛУЭМПИРИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА ВНЕШНИХ АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЖЕНИЙ В ЗОНЕ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ ПРИ СТАРТЕ

Полуэмпирическая методика оценки внешних акустических нагрузок при старте представляет собой модификацию известной методики NASA SP-8072, основанной на эмпирически установленных универсальных зависимостях акустической мощности участка струи от нормированной координаты и частоты (числа Струхаля). Предлагаемая методика доработана в части оценки механоакустической эффективности сверхзвуковой струи, определения пространственного масштаба зоны звукообразования в ней и формирования направленности излучения звука в направлении головной части ракеты. Подробно изложена последовательность решения поставленной задачи. Проведен сравнительный анализ методики NASA SP-8072 и предлагаемой модификации.

Ключевые слова: старт РН, сверхзвуковая струя, генерация звука, масштаб зоны генерации звука, направленность звуковых волн.

Напівемпірична методика оцінювання зовнішніх акустичних навантажень під час старту є модифікацією відомої методики NASA SP-8072, яка ґрунтується на емпірично визначених універсальних залежностях акустичної потужності ділянки струменя від нормованої координати і частоти (числа Струхаля). Запропоновану методику доопрацьовано в частині, що стосується оцінювання механоакустичної ефективності надзвукового струменя, визначення просторового масштабу зони генерації звуку в ньому й формування спрямованості випромінювання звуку в напрямку головної частини ракети. Детально викладено послідовність розв'язання поставленої задачі. Проведено порівняльний аналіз методики NASA SP-8072 та запропонованої модифікації.

Ключові слова: старт РН, надзвуковий струмінь, генерація звуку, масштаб зони звукоутворення, спрямованість звукових хвиль.

The semi-empirical technique of evaluation of external acoustic loads during lift-off is a modification of the known NASA SP-8072 technique based on empirically determined universal dependencies of jet section acoustic power on normalized coordinate and frequency (Strouhal number). The proposed technique was updated in respect of evaluation of mechano-acoustic effectiveness of supersonic jet, determination of spatial scale of sound generating zone in jet, and formation of sound radiation direction towards rocket's head module. A detailed presentation of the sequence of solving the task set is provided. A comparative analysis of the NASA SP-8072 technique and the proposed modification is made.

Key words: LV lift-off, supersonic jet, sound generation, sound generating zone scale, sound waves direction.

Постановка задачи

Необходимо по характеристикам двигателя 1-й ступени ракеты-носителя, геометрическим характеристикам ракеты-носителя и пускового стола определить параметры акустических нагрузок в зоне полезного груза при старте.

Последовательность решения задачи

1. Определяется положение оси струи и порядок отсчета текущей координаты источника по отношению к ракете и стартовому столу (рис. 1).

2. Определяется общая акустическая мощность

$$W_{OA} = \frac{1}{2} \eta N v_e,$$

где N – тяга ракетного двигателя; v_e – эффективная скорость истечения реактивной струи; η – коэффициент акустической эффективности сверхзвуковой струи.

3. Вычисляется абсолютный общий уровень акустической мощности реактивной струи (децибел относительно 10^{-12} Вт)

$$L_w = 10 \lg W_{OA} + 120.$$

4. Вдоль оси струи (отсчитывая от среза сопла) определяется координата x_t ее сечения, для которого турбулизация в пограничном слое смешения и соответственно излучение звука достигают максимума. В исходной версии методики SP-8072 этот пространственный масштаб определялся как полторы длины ламинарного ядра струи [1]. Впоследствии эта оценка, основанная на данных экспериментов с холодными воздушными струями, была пересмотрена. По современным представлениям, масштаб турбулизации для холодных и горячих сверхзвуковых реактивных струй определяется универсальной зависимостью [2]

$$x_t = \frac{2D_e}{3} \left[6 \left(1 + M_e^2 \frac{\gamma_e - 1}{2} \right) \left(1 + \frac{I_0}{2} \right) - M_e^2 \frac{\gamma_e - 1}{3} \right],$$

где M_e – число Маха; γ_e – показатель адиабаты; $I_0 = H_a/H_e$ – отношение энтальпии окружающей среды к энтальпии струи (все величины для струи – на срезе сопла).

5. Струя вдоль оси разбивается на S отрезков длиной Δx , как показано на рис. 1.

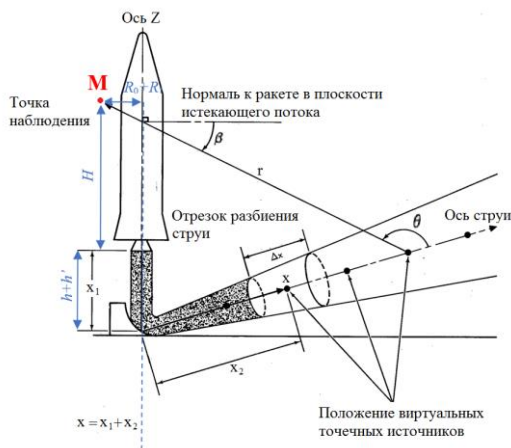


Рис. 1. Схема, поясняющая порядок определения координат виртуальных источников в реактивной струе [1, рис. 17]

6. В соответствии с графиком, изображенным на рис. 2, определяется нормированная акустическая мощность на единицу длины ядра (децибел относительно 10^{-12} Вт)

$$L_{W,s} = 10 \lg \left[\frac{x_t W(x)}{W_{OA}} \right] + L_W + 10 \lg \frac{\Delta x}{x_t}.$$

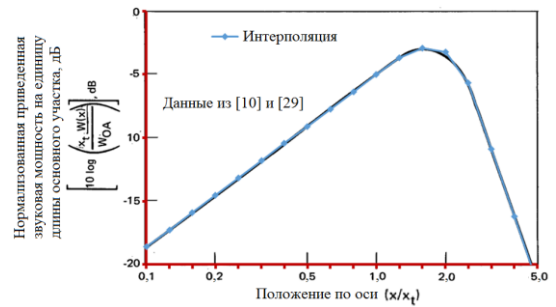


Рис. 2. Нормированное распределение мощности источников по ядру струи [1, рис. 12]

7. Нормированный спектр, приведенный на рис. 3, приводится к стандартной октавной или третьоктавной полосе шириной Δf_b (децибел относительно 10^{-12} Вт)

$$L_{W,s,b} = 10 \lg \left[\frac{W(f,x)}{W(x)} v_e \frac{c_a}{c_e} \right] + L_{W,s} - 10 \lg \frac{v_e c_a}{x c_e} + 10 \lg \Delta f_b,$$

где $W(f,x)$ – акустическая мощность на расстоянии вдоль оси, отнесенная к полосе шириной 1 Гц и единице длины струи; x – расстояние от среза сопла до центра выделенного отрезка струи; c_a и c_e – скорости звука в окружающей среде и на срезе сопла соответственно.

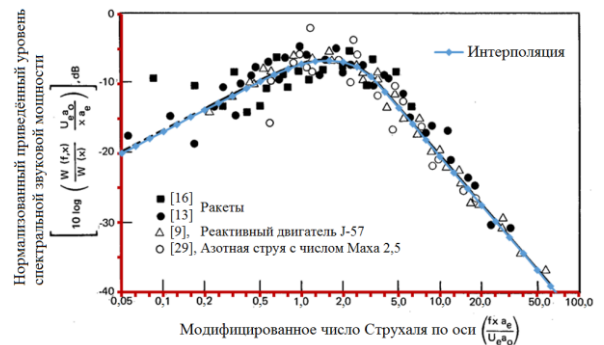


Рис. 3. Нормированный спектр акустической мощности как функция положения источника вдоль струи [1, рис. 13]

8. В точке наблюдения p с координатами r, θ относительно центра s -го отрезка разбиения струи вычисляется уровень звукового давления в каждой из частотных полос, вносимый данным отрезком

$$SPL_{s,b,p} = L_{W,s,b} - 10 \lg r^2 + DI(b, \theta) - 10 \lg(4\pi),$$

где $DI(\theta)$ – поправка на направленность излучения. В исходной версии методики NASA-8072 [1] она определяется зависимостями, графически представленными на рис. 4. В дальнейшем предпринимались неоднократные попытки уточнения $DI(\theta)$ для реактивных струй (например, [3]), однако до сих пор полного единства по этому вопросу не достигнуто. Характер диаграммы направленности, использованной в предлагаемой расчетной схеме, будет обсужден ниже.

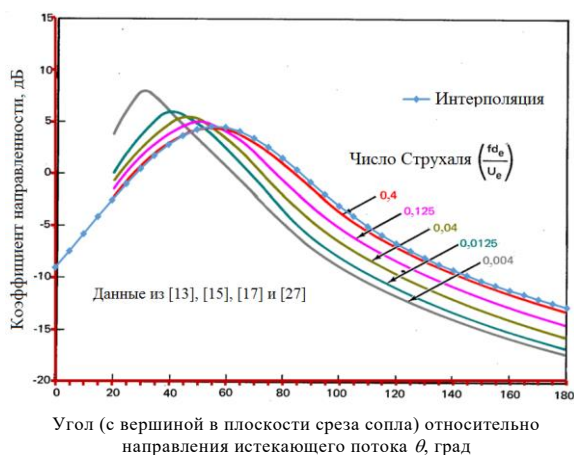


Рис. 4. Диаграмма направленности в дальнем поле для стандартного химического реактивного двигателя [1, рис. 10]. Кривая с маркерами – пример интерполяции для числа Струхала 0,575 (для исследуемой ракеты-носителя соответствует частоте 1000 Гц)

9. Посредством логарифмического суммирования для точки наблюдения p в каждой из частотных полос определяется уровень звукового давления, порождаемого всеми аэродинамическими источниками в струе (децибел относительно $2 \cdot 10^{-5}$ Па)

$$SPL_{b,p} = 10 \lg \left[\sum_{s=1}^S 10^{SPL_{s,b,p}/10} \right]. \quad (4)$$

При суммировании необходимо дополнительно учесть все виртуальные источники, соответствующие отражениям от поверхностей стартового стола и сооружений стартового комплекса. Вообще говоря, это требование оказывается трудно-выполнимым для стартовых комплексов сложной конфигурации, в том числе и с закрытыми участками газоподводов.

10. Определяется интегральный уровень шума в точке наблюдения p

$$SPL_{OA,p} = 10 \lg \left[\sum_b 10^{SPL_{b,p}/10} \right].$$

Новизна в решении задачи

1. Рассматривается только прямолинейная свободная часть струи ДУ-1, расположенная над урезом стартового стола и имеющая начало координат на срезе сопла. Такое приближение оправдано для ракеты, вертикально стартующей с позиции, оборудованной достаточно протяженным газоотводным каналом закрытого типа. Дополнительные газодинамические источники шума, локализованные в области прямого взаимодействия с газоподводом или поверхностью ПУ, имеют свои акустические характеристики, а их расчет следует проводить по специальным методикам.

2. При разработке расчетной модели ГП «КБ «Южное» использована оценка акустической эффективности ракетного двигателя в форме $W_A = 0,005W_J$, где W_A – полная акустическая мощность; $W_J = 0,5Qv_J^2$ – кинетическая мощность реактивной струи, выраженная через ее объемный расход Q и скорость истечения на срезе сопла v_J . Основанием для такого выбора стали результаты исследований [2]. В то же время авторами методики SP-8072 для оценки эффективности односоплового ракетного двигателя как акустического источника рекомендована величина $W_{OA} = 0,005FU_e$, где W_{OA} – полная акустическая мощность; F – тяга РД; U_e – скорость истечения струи [1]. Учитывая, что $W_{OA} \equiv W_A$; $U_e \equiv v_J$; $F = Qv_J$, следует признать, что в методике SP-8072 изначально заложена акустическая эффективность реактивной струи, вдвое превышающая оценку этой величины ГП «КБ «Южное» (1% против 0,5%). Это обстоятельство указывает на то, что расчет согласно методике SP-8072 дает оценку уровней звука, завышенную на 3 дБ.

3. На основании сравнения с экспериментальными данными по пускам ракеты-аналога и независимыми расчетами по

дифракционной модели КБ «Южное» выбрана усредненная шкала поправок на направленность излучения в сторону головной части (таблица).

Усредненные поправки на направленность в сторону головной части ракеты

Центральная частота, Гц	Для октавных полос, дБ
31,5	-7,5
63	-7,8
125	-8,2
250	-8,6
500	-9,0
1000	-9,4
2000	-9,8
4000	-10,1
8000	-10,5
31,5	-7,5

4. Характерный масштаб звукообразующего ядра струи определяется по универсальной формуле, используемой в ЦНИИмаше (Российская Федерация) и ONERA (Франция).

Список использованной литературы

1. Eldred K. M. Acoustic loads generated by the propulsion system / K. M. Eldred. – NASA SP-8072, 1971. – 49 p.
2. Koudriavtsev V. A simplified model of jet aerodynamics and acoustics / V. Koudriavtsev, J. Varnier, A. Safronov // 10th AIAA/CEAS Aeroacoust. Conf. – AIAA Pap. 2004-2877, 2004. – 13 p.
3. Haynes J. Modifications to the NASA SP-8072 Distributed Source Method II for Ares I lift-off environment predictions / J. Haynes, J. Kenny // 15th AIAA/CEAS Aeroacoust. Conf. – AIAA Pap. 2009-3160, 2009. – 12 p.

Статья поступила 18.12.2018