

УДК 534-6.08

DOI: <http://dx.doi.org/10.20535/0203-3771332017119609>Мироненко Е. С.¹, студент; Сокол Г. И.², профессор, д.т.н.

ШУМ ОТ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ЗАПУСКАХ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

En The problem of suppression of noise during the launch of space-based missiles (RKN) has acquired a special urgency at the present time. The most "noisy" aggregate of the starting RKN is its propulsion system (DU). Therefore, an important issue of modern engine building is the study of the interrelation between the characteristics of combustion processes, mixing, flow, design parameters of engines with the noise level in the environment, i.e. with the magnitude of the sound pressure and the frequency range of individual harmonics.

The purpose of this work is to develop a methodology for calculating the noise of rocket engines during missile launches and analyzing the characteristics of engines that significantly affect the noise level. During the operation of rocket engines in the transient mode (i.e. in the first seconds of launching the remote control), periodic disturbance of the medium arises as a result of the influence of gas flows of burnt fuel components on it. This leads to the appearance of a sound field. Sound waves, excited near the nozzles, spread further into the atmosphere.

In some sources the scheme of forces acting on the medium is considered. It can be concluded that the engine acts on a medium with a force equal in magnitude and in oppositely directed thrust force. A method for calculating the noise of rocket engines and a program for calculating sound pressure taking into account the changing parameters, depending on the distance from the source, the angle of the directivity characteristic, the frequency, the harmonic number, and the speed of sound are developed. The program is written in the Fortran programming language.

The calculation results made it possible to determine the amplitude of the first three harmonics of the noise of the launch vehicle propulsion system. From the data given it can be seen that the magnitude of the sound pressure during operation of the propulsion system of a rocket for space purposes is quite high.

Ua Наведена програма розрахунку звукового тиску на осові уявлень Лемба. Підкреслено, що проблемі випромінювання інфразвуку під час старту ракетносіів космічного призначення слід приділяти серйозну увагу

Введение

Важной проблемой современного двигателестроения является исследование взаимосвязи характеристик процессов горения, смешения, истечения, конструктивных параметров двигателей с уровнем шумов в окружа-

¹ Днепро́вский национальный университет имени Олеся Гончара

² Днепро́вский национальный университет имени Олеся Гончара

ющей среде, то есть с величиной звукового давления и частотным диапазоном отдельных гармоник.

При запусках ракет космического назначения (РКН) имеют место шумы с высоким уровнем интенсивности [1]. Спектр шума обычно имеет частотные составляющие от единиц до десятка тысяч герц. Есть в нем и составляющие инфразвука. Инфразвук вызывает расстройства в деятельности нервной и эндокринной систем, желудочно-кишечного тракта, вестибулярного аппарата человека. Поэтому необходимо решать проблему отчуждения районов трасс взлета ракет от жилых массивов. В целом проблема гашения шумов при старте РКН приобрела особую актуальность.

О влиянии инфразвука на людей старейший английский акустик доктор Стефенс докладывал на международных форумах.

Человеческое тело и его отдельные органы имеют собственные резонансные частоты, лежащие в том же диапазоне, что и частоты ракетоносителей. Так, космический корабль «Аполлон» с ракетоносителем «Сатурн-5» имеет основную резонансную частоту около 4,5 Гц [7]. После отделения двигателей первой ступени резонансная частота космического корабля с двигателями второй и третьей ступеней составляет примерно 6 Гц, а частота третьей ступени ракетоносителя с космическим кораблем будет уже около 9 Гц. Поэтому при создании космического корабля «Аполлон» стремились снизить шумы настолько, чтобы максимальный их уровень после окончания фазы полета с выключенными двигателями не превышал 55 Дб в диапазоне частот 300—3800 Гц. В лунном отсеке «Аполлона» уровень шума составляет 80 Дб, а в диапазоне частот 600—4800 Гц снижен до 55 Дб.

Постановка задачи

Целью данной работы является разработка методики расчета шумов ракетных двигателей при пусках ракет и анализ характеристик двигателей, существенно влияющих на уровень шума

Инфразвук и моделирование колебательных характеристик тела космонавта

Инфразвук вызывает расстройства в деятельности нервной и эндокринной систем, желудочно-кишечного тракта, вестибулярного аппарата. Примеры резонансных частот внутренних органов человека приведены в табл. 1.

При совпадении частот собственных колебаний внутренних органов человека и инфразвука органы начинают вибрировать, что может сопровождаться сильнейшими болевыми ощущениями [2].

Таблиця 1.

Резонансные частоты внутренних органов человека

Частота, [Гц]	Орган
20-30	Голова
40-100	Глаза
0,5-13	Вестибулярный аппарат
4-6	Сердце
2-3	Желудок
2-4	Кишечник
4-8	Брюшная полость
6-8	Почки
2-5	Руки
6	Позвоночник

На рис. 1 показан старт ракеты-носителя «Союз», который сопровождается бурным выделением продуктов сгорания.



Рис. 1. Запуск РКН «Союз»

Инфразвук вызывает нервное перенапряжение, недомогание, головокружение, изменение деятельности внутренних органов, нервной и сердечно-сосудистой систем. Установлено, что у жителей районов, расположенных рядом с крупными международными аэропортами, где проявляются сильные инфразвуковые загрязнители, заболеваемость гипертонией отчетливо выше, чем в других районах города.

Известен метод определения резонансных частот тела человека, разработанный профессором Днепропетровского университета И. К. Косько [3]. В его работах представлена модель, состоящая из сосредоточенных масс, соединенных между собой упругими связями. На схеме модели (рис. 2) введены обозначения: 1 – голова, 2 – шейный отдел позвоночника, 3 – легкие, 4 – позвоночник, 5 – брюшная полость, 6 – грудная клетка.

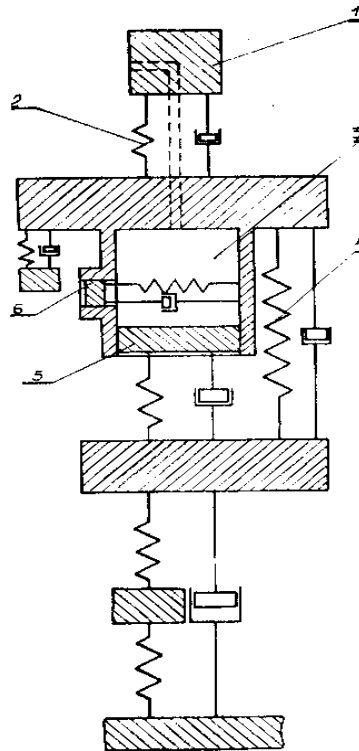


Рис. 2. Модель тела человека, как многомассовой упругой системы (И. К. Косько)

Для выдачи рекомендаций по уменьшению акустического воздействия на организмы космонавтов и обслуживающего персонала космодромов необходим анализ спектров шума.

Основная часть

В [6] показано (рис. 3), что при работе двигательной установки (ДУ) ракеты обнаружены пульсации в камере сгорания.

В процессе работы ракетных двигателей в переходном режиме (то есть в первые секунды запуска двигательной установки (ДУ)) возникает периодическое возмущение среды в результате действия на нее потоков газов сгоревших компонентов топлива. Это ведет к возникновению звукового поля. Звуковые волны, возбужденные вблизи сопел, распространяются далее в атмосфере. В [4] рассмотрена схема действующих на среду сил, можно прийти к выводу, что двигатель действует на среду с силой равной по величине и противоположно направленной силе тяги. То есть возмуще-

ния в среде вызваны силой, противодействующей силе тяги $P(t)$. Эту силу обозначим $R(t)$. Выражение для силы тяги $P(t)$ в зависимости от времени было записано с учетом нестационарного режима работы ДУ.

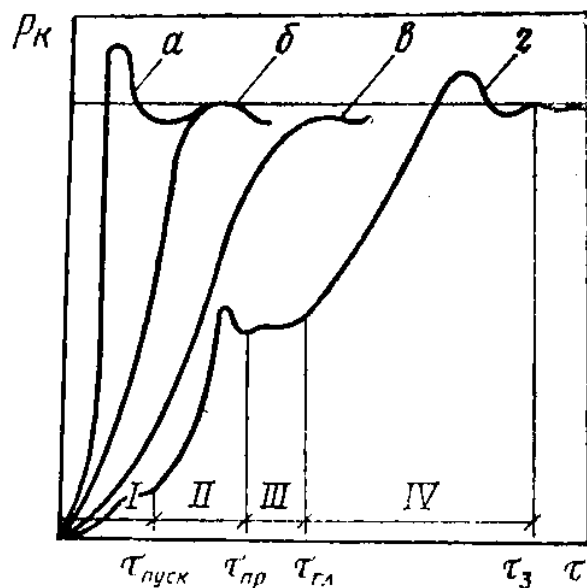


Рис. 3. Режимы изменения тяги ДУ ракеты-носителя в первые секунды работы двигателя

На рис. 4 показана схема нагрузок на среду при работе двигателя [4].

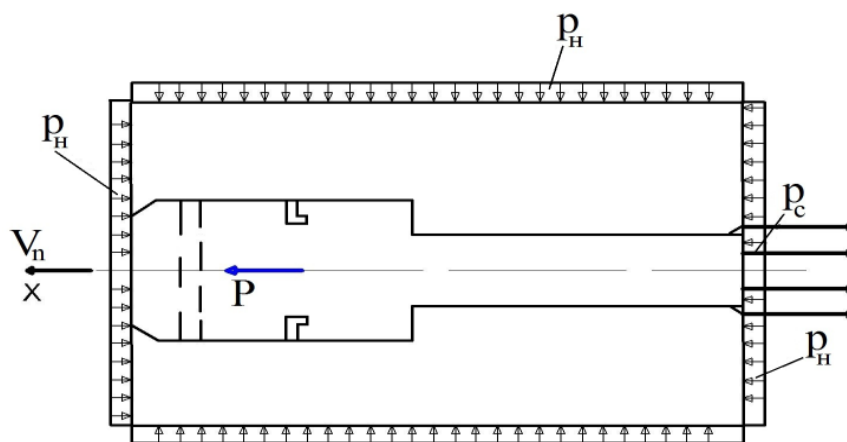


Рис. 4. Схема сил: P – сила тяги, V_n – направление скорости полета, p_c – давление истекающих продуктов сгорания на срезе сопла, p_n – давление в окружающей среде

Математическая модель, описывающая процесс звукообразования при работе ракеты представлены также в [4].

Показано, что задача сводится к определению силы, которая действует на тело внутри жидкости, ограниченной контрольной поверхностью. В нашем случае телом является двигатель, а силой, действующей на него – тяга P , жидкостью – воздух. Запись алгебраической суммы проекций всех внешних сил на ось в i -тый момент времени представлена в виде:

$$P_x = P + F_c(p_c - p_H), \quad (1)$$

где P_x – равнодействующая всех сил в проекции на ось x ;

F_c – площадь среза сопла;

p_c – давление истекающих продуктов сгорания на срезе сопла.

В случае испытаний ДУ ракеты на стенде второй член в уравнении отсутствует. Уравнение (1) с учетом пульсаций давления в камере сгорания может быть переписано в виде:

$$P(t) = \frac{G_2}{g} \cdot W_c(t), \quad (2)$$

где G_2 – расход продуктов сгорания;

W_c – скорость истечения продуктов сгорания на срезе сопла,

t – время.

Анализ величины $P(t)$ не возможен без учета уравнения динамики камеры сгорания ДУ, которое записывают в виде:

$$\frac{dp_k}{dt} = \frac{k-1}{V_k} \left(i_1 G_1 - i_2 G_2 + \frac{dQ}{dt} \right), \quad (3)$$

где p_k – давление в камере сгорания двигателя;

k – показатель адиабаты;

V_k – объем камеры сгорания;

i_1 – энтальпия компонентов, поступающих в камеру сгорания;

i_2 – энтальпия газов, вытекающих из камеры сгорания;

G_1 – расход компонентов топлива, поступающих в камеру сгорания.

G_2 – расход продуктов сгорания;

Q – количество подводимого тепла к газу извне;

t – время.

Видно, что воздействие на окружающую среду силой $R(t)$ при работе ДУ зависит от давления в камере сгорания, а значит от вида топлива, коэффициента соотношения компонентов, их расхода и объема камеры сгорания.

Функцию, описывающую силу $R(t)$, разложим в ряд Фурье.

$$\sum_{m=1}^{\infty} A_m \cos\left(\frac{2m\pi\tau}{T} - \alpha_m\right) + \frac{A_0}{2}, \quad (4)$$

где τ – время, в течение которого происходит выброс продуктов сгорания в атмосферу;

A_0 – начальная амплитуда процесса;

A_m – амплитуда отдельных гармоник;

α_m – фаза процесса;

m – номер гармоники, $m = 1, 2, 3, \dots, 6$.

Коэффициенты ряда Фурье

$$A_m = \frac{2\tau}{T} R(t); \quad A_o = \frac{\tau}{T} R(t), \quad (5)$$

где T - период колебаний;

m - номер гармоники;

τ - время воздействия силы $R(t)$ на окружающую среду.

В [4] получено выражение для силы, вызывающей волновой процесс в атмосфере на основе представлений Лэмба, оно имеет вид :

$$X = -\frac{2\tau}{T} \cdot R(t) \cdot e^{-ikt} \cdot e^{-ikm}, \quad (6)$$

где k – волновое число;

$k = \omega_m c$, здесь ω_m – круговая частота;

c – скорость звука в окружающей воздушной среде, продольной X .

Для нашего случая, когда сила действует на окружающую среду и направлена вдоль оси ДУ, выражение для потенциала, определяющего физический характер звукового поля, имеет вид:

$$\phi = \frac{i}{4\pi r c} X \left(\frac{\partial}{\partial x} \right) \frac{e^{-ikr}}{r}, \quad (7)$$

где r - расстояние от источника звука до некоторой точки в звуковом поле;

ρ - плотность воздушной среды

x - координата, направленная от сопла в сторону окружающей среды и по направлению совпадающая с осью двигателя.

В таком случае выражение для звукового давления p определено в [4], как:

$$p = \left| \rho \frac{d\phi}{dt} \right| = \frac{\omega_m \tau}{2\pi c T} R(t) \cos \vartheta \left(\frac{1}{z} \cos z + \sin z \right), \quad (8)$$

где ϑ - угол характеристики направленности; $z = kr$.

В выражении (8) записана только действительная часть звукового давления, так как она характеризует полезную часть излучаемой мощности.

Методика расчета

Разработана программа расчета звукового давления с учетом изменяющихся параметров: в зависимости от расстояния r от среза сопла до точки наблюдения, угла характеристики направленности ϑ , времени t , номера гармоники m , частоты f , а также изменяющейся с температурой окружающей среды скорости звука c . Программа написана на языке *Fortran*.

Для упрощения расчета, а также с учетом заданного массива значений силы тяги P , делаем ряд допущений: отношение $\frac{\tau}{T} = 1$. Расчет проводим для первых 10-ти гармоник. Скорость звука берем постоянной. Угол характеристики направленности изменяется в пределах $\vartheta = 0 \dots 180^\circ$. Расстояние r от источника звука в программе задано в пределах $r = 0 \dots 20$ м, Частота f изменяется в зависимости от номера гармоники.

После преобразования, с учетом известных зависимостей и допущений, выражение для звукового давления приобрело вид:

$$p = \frac{\left(fmR(t) \cos\left(\frac{\vartheta\pi}{180}\right) \right) \left(\frac{c \cdot \cos(2\pi f) \cdot r}{c} \right)}{2\kappa\alpha} + \sin\left(\frac{2\pi r f}{c}\right). \quad (9)$$

Программа расчета состоит из трех циклов, в которых учитывается изменение угла, номера гармоники, а также частоты.

Вывод рассчитанных значений величин осуществляется в отдельный текстовый документ в виде строчной таблицы, что упрощает анализ полученных данных.

В результате расчетов получены значения звуковых давлений, выраженные в Па для $\vartheta = 0$, $r = 1 \dots 3$ м, приведенные ниже:

$$\begin{aligned} p &= 20037 \text{ [Па]}; f = 31,5 \text{ [Гц]}; m = 1; r = 1 \text{ [м]}; \text{teta} = 0 \text{ [град]}; R = 108970 \text{ [Н]}; \\ p &= 12701 \text{ [Па]}; f = 31,5 \text{ [Гц]}; m = 1; r = 2 \text{ [м]}; \text{teta} = 0 \text{ [град]}; R = 108970 \text{ [Н]}; \\ p &= 8930 \text{ [Па]}; f = 31,5 \text{ [Гц]}; m = 1; r = 3 \text{ [м]}; \text{teta} = 0 \text{ [град]}; R = 108970 \text{ [Н]}. \end{aligned}$$

Заключение

Разработана методика расчета шумов ракетных двигателей на основе представлений Лэмба. Результаты расчета позволили определить амплитуду первых десяти гармоник шума двигательной установки ракеты-носителя.

Список использованной литературы

1. *Фадин И. М.* Экологические аспекты освоения космического пространства [Текст] / И. М. Фадин // Инженерная экология и экологический менеджмент: учебник / под.ред. Н. И. Иванова и И. М. Фадиной. – 2-е изд. – М.: Логос, 2006. – С. 387–424.
2. *Сокол Г. И.* Влияние на окружающую среду инфразвукового шума от ракетных двигателей при старте ракетоносителя [Текст] / Г. И. Сокол, С. Ю. Кириченко, Е. С. Мироненко // Наукові читання «Дніпровська орбіта-2016», Дніпропетровськ, 20-22 жовтня 2016: збірник тез. – Дніпро: НЦАОМУ, 2016. – С. 66–71.

3. *Косько И. К.* Рекуррентные частотные уравнения многомассовых систем [Текст] // Вопросы надежности и разрушения механических систем. – 1971. – №1. – С. 23–30.
4. *Сокол Г. И.* Моделирование характеристик акустических полей жидкостных ракетных двигателей на основе представлений Лэмба [Текст] // Проблемы высокотемпературной техники: сборник научных трудов. – Д.: Акцент ПП. – 2014. – С. 23–30.
5. *Сокол Г. И.* О воздействии звуковых и инфразвуковых акустических колебаний на живые организмы [Текст] / Г. И. Сокол, О. М. Дуплищева, Т. А. Рыбалка // *Екологія та ноосфера* – Д., 2009. – т. 20, № 3–4. – С. 15 - 25.
6. *Присняков В. Ф.* Динамика жидкостных ракетных жвигательных установок и систем питания: Учебное пособие для студентов авиационных специальностей вузов / В. Ф. Присняков. — М.: Машиностроение, 1983. — 248 с.
7. [Электронный ресурс]
http://www.astronaut.ru/bookcase/books/sharp01/text/09.htm?reload_coolmenus.