

<https://doi.org/10.15407/knit2019.03.016>

УДК 534.321.8:551.21

Г. И. Сокол, В. Ю. Котлов

Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепро, Украина

МЕТОД, МОДЕЛЬ И МЕТОДИКА РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ИЗЛУЧЕНИЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ В ПЕРВЫЕ 1.5...4.1 СЕКУНДЫ ПОЛЕТА РАКЕТЫ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

При старте ракеты космического назначения (РКН) в атмосфере возникают разнообразные по характеру излучения акустические поля. Поэтому необходимо выявить особенности и определить направления исследований акустического излучения при старте РКН на основе известных представлений о генерировании и распространении звуковых волн. Важным является расчет амплитудно-частотной характеристики акустического излучения. Знание частоты излучения акустических волн позволяет применить известные в классической акустике модели длинноволновых и коротковолновых излучений. Это существенный фактор, который дает представления о направленности акустического поля и позволяет упростить расчет величины звукового давления в зависимости от изменения расстояний от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель. Целью настоящей работы явилось создание нового метода моделирования струи как источника акустических колебаний и разработка методики расчета шума двигательной установки ракеты космического назначения в первые 1.5...4.1 с полета, а также составление алгоритма и программы для расчета акустических характеристик. В основе методики расчета лежит моделирование акустического поля от двигательной установки РКН как объемного источника излучения. Вначале определяется диапазон частот излучения колебаний, для которого применимо такое моделирование. В зависимости от диаметра среза сопла и характерного размера поверхности определяется тип акустического излучателя. В модели объемного сферического излучателя фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи, согласно определению фронта волны, совпадают с радиусами сферы. В результате расхождения волн интенсивность звука убывает с удалением от источника. Предложены модель излучателя акустических колебаний и методика расчета шума двигательной установки РКН в первые 1.5...4.1 с полета, позволяющие определить звуковое давление в окружающей среде. Предлагается представить струю двигателя как объемный акустический источник. Разработаны алгоритм и программа для расчета акустических характеристик на языке программирования Java. По результатам расчетов на основе разработанной программы были получены зависимости звукового давления от частоты на заданных температурных уровнях внешней среды (-32, 20 и 42 °C). На основе полученных результатов можно сделать вывод, что для всех частот, меньших 225 Гц, уровень звукового давления в точке $r = 18$ м составит величину, меньшую, чем 153 дБ. Например, на частоте 8000 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Такое акустическое излучение возможно на участке полета ракеты 1.5...4.1 с. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления. Разработанная методика расчета акустических излучений при старте РКН дает возможность определить величины амплитуд акустического давления, акустические воздействия на корпус ракеты и характер акустических полей. Представлен метод исследований акустического излучения при старте ракет космического назначения на основе определения волнового параметра kR .

Ключевые слова: модель, объемный акустический источник, струя ракетного двигателя, методика расчета, инфразвук, акустические излучения, двигательная установка, звуковое давление, ракета космического назначения.

ВВЕДЕНИЕ

При старте ракеты космического назначения (РКН) в атмосфере возникают разнообразные по характеру акустические поля. Поэтому необходимо выявить особенности и определить направления исследований акустического излучения при старте РКН на основе известных представлений о генерировании и распространении звуковых волн.

Следует провести анализ взаимосвязи характеристик источников акустического излучения, появляющихся в разные моменты времени старта ракеты, с характеристиками акустических полей [11—13, 18]. В проведении исследований важны экспериментальные проверки, разработка программ и методик измерений характеристик акустических колебаний.

Важным является расчет амплитудно-частотной характеристики акустического излучения. Знание частоты излучения акустических волн позволяет применить известные в классической акустике модели длинноволновых и коротковолновых излучений. Это существенный фактор, который дает представления о направленности акустического поля и позволяет упростить расчет величины звукового давления в зависимости от изменения расстояний от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель.

В работах [20—22] представлены исследования и результаты расчетов акустических полей на инфразвуковых частотах. В работе [23] рассмотрены отдельные частные задачи определения характеристик шумов и рассмотрены аспекты максимальных акустических нагрузок на ракету при старте.

Целью настоящей работы является создание метода моделирования струи как источника акустических колебаний и методики расчета шума двигательной установки ракеты космического назначения в первые 1.5—4.1 с полета, а также составление алгоритма и программы для расчета акустических характеристик.

МОДЕЛЬ ИЗЛУЧАТЕЛЯ

В наших работах [10, 24] было предложено рассматривать двигательную установку (ДУ) ракеты

в качестве объемного источника излучения для первых секунд полета РКН и были предложены методики расчета шума ДУ, которые с помощью расчетов позволяют определить звуковое давление в окружающей среде.

В основе методики расчета лежит моделирование акустического поля от струи ДУ РКН как объемного источника излучения. Физическая модель акустического поля, генерируемого струей ДУ как газогенератором, применяется в первые 1.5...4.1 с полета РКН, когда струя полностью вышла из газохода.

В модели объемного сферического излучателя фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи согласно определению фронта волны, совпадают с радиусами сферы [7, 8, 16]. В результате расхождения волн интенсивность звука убывает с удалением от источника.

Сферичность фронта низкочастотного акустического поля предполагает значительное уменьшение величины звукового давления с расстоянием по гиперболическому закону, что представляет собой значительную величину.

Волновое уравнение для этого случая [4] записывается в виде

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = c_0^2 \left(\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} \right) + \frac{2\partial p}{r\partial r},$$

где p — звуковое давление, c_0 — скорость звука в среде, t — время, r — расстояние от центра сферической волны до точки наблюдения. Частное решение этого уравнения для расходящейся волны (распространяющейся в положительном направлении) имеет вид

$$p = \frac{p_i}{r} \exp\left(i\omega\left(t - \frac{r}{c_0}\right)\right) = p_m \exp\left(i\omega\left(t - \frac{r}{c_0}\right)\right),$$

где p_i — амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины от центра сферы, ω — круговая частота, $p_i = p_m/r$, p_m — амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины волны от центра сферы.

Закон убывания интенсивности звука I в сферической волне квадратичный:

$$I = p_m^2 / (2\rho c_0) = I_1 / r^2,$$

где $I_1 = p_i^2 / (\rho c_0)$.

При увеличении параметра kR излучателя (k — волновое число, R — радиус излучающей поверхности) сферическая волна приближается к плоской. Например, для частоты 100 Гц (длина волны $\lambda = 3.4$ м) при расстоянии r от центра источника звука 0.25 м сдвиг фаз получается равным $\varphi = 65^\circ$, а для частоты 5000 Гц ($\lambda = 6.8$ см) при расстоянии $r = 1$ м сдвиг фаз между активной и реактивной составляющими излучения равен $\varphi = 0.5^\circ$.

В работах [14, 15] определен диапазон частот излучения колебаний и волновой параметр kR применительно к конкретной конструкции ракеты-носителя.

За характерный размер излучателя принят радиус среза сопла двигателя. В зависимости от диаметра среза сопла, характерного размера поверхности акустического излучателя, на основе расчета величин волнового параметра kR определялся тип излучателя. Для диаметра сопла 1.5 м и диапазона частот от 31 до 8000 Гц определен волновой размер акустического источника излучения kR .

Параметр $kR = 1$ разграничивает две модели излучения. Из известных соотношений классической акустики известно [4, 7, 8, 16], что при $kR < 1$ фронт акустического излучения сферический, при $kR > 1$ фронт имеет форму плоской волны. Приняв во внимание эти соотношения для приведенных выше конструктивных параметров среза сопла, следует опираться на значение граничной частоты $f_{гр} = 225$ Гц, которая разделяет два вида акустического поля: $f_{гр} < 225$ Гц — фронт акустической волны сферического типа, т. е. источник акустического излучения — монополь. Для $f_{гр} > 225$ Гц — фронт акустической волны плоского типа.

Так как на окружающую среду при работе ДУ РКН действуют вытекающие из сопла газы в виде продуктов сгорания, то можно применить модель акустического излучения от объемного источника.

Такой источник акустического излучения аппроксимируется сферическим излучателем с объемной скоростью. Для расчета акустической мощности W используются известные в акустике соотношения [17]:

$$\text{при } \lambda > d, kR < 1 — \\ W = \frac{\pi^3 \rho f^2 N d^4}{16c} v^2, \quad (1)$$

$$\text{при } \lambda < d, kR > 1 — \\ W = \frac{\pi \rho_1}{8} v^2. \quad (2)$$

МЕТОДИКА РАСЧЕТА АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПОЛЯ. АЛГОРИТМ И ПРОГРАММА

В основу расчета акустической мощности струи как объемного излучателя положена теория излучения звука сиреной. Расчет звукового давления в сферическом поле проводился в точке, отстоящей от среза сопла на расстоянии 18 м. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем, меньших 225 Гц, значение уровня звукового давления в точке $r = 18$ м не превышает 153 дБ. Например, на частоте 31.5 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем, больших 225 Гц, уровень звукового давления составит 153 дБ. Это акустическое излучение распространяется вдоль струи. Звуковое давление увеличивается на частотах 31...250 Гц соответственно увеличению частоты. Максимальное значение уровня звукового давления на частоте, близкой к 250 Гц, составляет 136 дБ.

Подобные зависимости уровня звукового давления от частоты можно наблюдать для всех заданных температур. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

Учет влияния на движение летального аппарата атмосферного ветра связан в ракетостроении с исследованиями в области динамики ракет. В 1963 г. разработана и введена в действие Методика № 1 (№ 2) задания ветровых воздействий при проектировании ракет [6]. Методика позволила разработать методологию выбора необходимых управляющих усилий. Однако в данной работе не рассматриваются акустические поля, окружающие ракету при старте.

Источники акустических колебаний делятся на два вида: первичные (излучения от работающих агрегатов ракеты) и вторичные (отражение волн от первичных источников) [5].

При обтекании потоком твердого тела цилиндрической формы генерируется звук, получивший в акустике название «эоловы тона», или вихревой звук [1, 9]. Характер обтекания тела несжимаемой жидкостью определяется величиной числа Рейнольдса (Re) [2, 3]. При различных значениях числа Re картина обтекания существенно различная.

Проведем вычисление частотной характеристики акустического поля такого типа. Спектр вихревого звука состоит из сравнительно слабого неразрывного фона (вихревой шум) и одного резкого высокого и острого пика, значительно перекрывающего по своей интенсивности указанный фон. Частота, отвечающая этому пику, была объектом многочисленных исследований [3], основным результатом которых подтверждает формулу, выведенную Струхалем:

$$f = \frac{\chi v}{R},$$

где χ — коэффициент, R — длина обтекаемого цилиндра, v — скорость потока, обтекающего цилиндр. Для ракеты с радиусом корпуса $R = 3$ м и при скоростях воздушного потока, примерно равных 10 и 20 м/с, по формуле Струхала рассчитана частота основного тона. Определено, что частота звука «эоловых тонов» является инфразвуковой и оставляет примерно 1.6...2.4 Гц и 3.2...4.8 Гц соответственно. То есть, при обдувании ветром корпуса ракеты, стоящей на старте, генерируется инфразвуковое акустическое поле.

Физическая модель акустического поля, генерируемого струей ДУ как газогенератором применяется в первые 1.5...4.1 с полета РКН, когда струя полностью вышла из газохода.

Для расчета акустических характеристик разработаны алгоритм и программа. Для расчета уровней звукового давления составлены алгоритм и программа. Составлен алгоритм и написана программа для расчета характеристик инфразвука в зависимости от среднегодовых температур окружающей среды (-32 °C, $+20$ °C, $+43$ °C) на частотах от 31.5 до 8000 Гц. Все программы составлены на языке Java [19].

В программе производятся расчеты мощности звука w , интенсивности I (в программе обозначена переменной *intense*) и значения звукового

давления p_m в точке, находящейся на расстоянии r от источника излучения.

В программу заложены следующие исходные данные для расчета:

- n — количество сопел (в программе $n = 1$),
- d — диаметр сопла на срезе ($d = 1.51$ мм),
- v — максимальная скорость газа в отверстиях ($v = 2624.6$ м/с),
- r — расстояние от источника излучения ($r = 18.248$ м)
- f_{req} — частота инфразвука ($f_{req} = 0$ Гц).

В отдельном массиве *temperatureMap* записаны значения скорости звука в газе c и плотности газа ρ для обозначенных выше температур.

Программа состоит из двух вложенных циклов. Внешний цикл создает таблицу, в которую впоследствии будут записываться полученные в результате расчета данные для среднегодовых температур с каждым изменением частоты на заданный шаг.

Изменение частоты производит внутренний цикл, постепенно увеличивая шаг с увеличением ее значения. Например, в диапазоне частот от 65 до 125 Гц шаг составляет 5 Гц, а при диапазоне частот больше 500 Гц шаг составляет 500 Гц. Эти значения при необходимости можно изменять, тем самым настраивая необходимую точность данных. Цикл сразу увеличивает значение частоты на 0.5 Гц.

Далее вычисляется длина волны λ по формуле

$$\lambda = c / f.$$

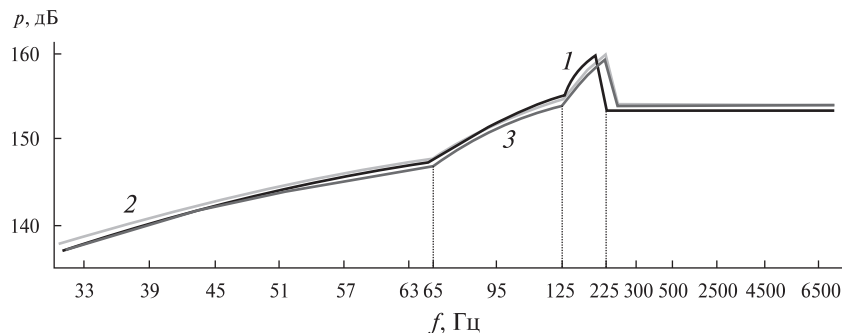
Получив промежуточный результат, программа сравнивает значение длины волны λ с диаметром сопла d :

- если $\lambda < d$, дальнейшие расчеты мощности W производятся по формуле (2),
- если $\lambda > d$, расчет проводится по формуле (1).

Полученные в результате расчета значения мощности звука W помогают вычислить значение интенсивности звука *intense*:

$$I = \frac{W}{4\pi r^2}.$$

Далее программа производит расчет звукового давления в точке излучения и на расстоянии r от источника излучения. В программе эти значения заданы переменными *pPa* и *pPaR* соответственно.



Графики зависимости звукового давления от частоты при заданных температурах $t = 32\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 1), $+20\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 2), $+43\text{ }^{\circ}\text{C}$ (кривая 3). (Для экономии места цена шкалы частот изменяется скачкообразно)

Формулы для расчета имеют следующий вид:

- в точке излучения $p_{mPa} = \sqrt{I \cdot \rho c}$,
- на расстоянии r от источника излучения $p_{mPa} = \sqrt{I \cdot \rho c} / r$.

Полученные в паскалях величины нужно перевести в децибелы. Используем уравнение децибел для амплитуд, чтобы получить необходимую размерность звукового давления. Для расчета также установлена постоянная давления, в программе обозначенная как константа BN_1 . Итоговая формула вычисления выглядит следующим образом:

$$p_{mDb} = 20 \lg(p_{mPa} / BN_1).$$

Далее все полученные в текущей итерации цикла значения записываются в таблицу, подготовленную заранее внешним циклом.

После этого внутренний цикл возвращается на свое начало, сравнивает по условию текущее значение частоты с заданными в программе и будет считать до тех пор, пока значение частоты не станет равным 8000 Гц. После этого цикл завершит свою работу и закончит работу программы, закрыв соединение с таблицей для записи данных.

ДАнные РЕЗУЛЬТАТОВ РАСЧЕТА

По результатам расчетов на основе разработанной программы были получены зависимости звукового давления p от частоты f на заданных температурных уровнях ($-32\text{ }^{\circ}\text{C}$, $20\text{ }^{\circ}\text{C}$ и $42\text{ }^{\circ}\text{C}$), представленные в таблице и на рисунке.

ОБСУЖДЕНИЕ ПОЛУЧЕННЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Согласно конструктивным данным диаметр d среза сопла равен 1.51 м. Тогда для всех излучаемых акустических волн, длина волны λ которых меньше 1.51 м, рассчитываем акустическую мощность по формуле (2), а если частота f излучаемых акустических колебаний не превышает 225.17 Гц, то по формуле (1).

Данные расчетов показали, что значение уровня звукового давления на частоте примерно 250 Гц составляет 150...155 дБ. Звуковое давление возрастает от низких частот к высоким в диапазоне частот, ниже 250 Гц. Мощность звука на частоте излучения 31.5 Гц приблизительно будет равна 0.3 ГВт при уровне звукового давления 137 дБ. А при частотах около 250 Гц мощность звука составит примерно 28 ГВт, а уровень звукового давления будет равен 153 дБ.

Подобные зависимости уровня звукового давления от частоты можно наблюдать для всех заданных температур. Изменения температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

Зависимость звукового давления от частоты при заданных температурах

Зависимость звукового давления от частоты при заданных температурах

f, Гц	p, дБ		
	t = +43 °C	t = +20 °C	t = -32 °C
31.5	136.96	133.7	134.55
63	147.07	144.14	144.9
125	155.15	152.59	153.25
250	153.62	152.52	152.76
500	153.62	152.52	152.76
1000	153.62	152.52	152.76
2000	153.62	152.52	152.76
4000	153.62	152.52	152.76
8000	153.62	152.52	152.76

Анализируя полученные результаты можно сделать вывод, что для всех частот акустического излучения объемным излучателем меньших 225 Гц, величина уровня звукового давления в точке $r = 18$ м составит величину, меньшую чем 153 дБ. Например, на частоте 8000 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ. Такое акустическое излучение возможно на участке полета ракеты 1.5...4.1 с.

ВЫВОДЫ

1. Предложена новая модель акустического поля от двигательной установки РКН как объемного источника излучения в первые 1.5...4.1 секунды полета. При этом для имеющихся конструктивных данных ДУ РКН и рассчитанного волнового параметра следует опираться на значение граничной частоты $f_{гр} = 225$ Гц, которая разделяет два вида акустического поля: $f_{гр} < 225$ Гц — фронт акустической волны сферического типа, $f_{гр} > 225$ Гц — фронт акустической волны плоского типа. Для всех частот акустического излучения объемным излучателем меньших 225 Гц, значение уровня звукового давления в точке $r = 18$ м не превысит 153 дБ. Например, на частоте 31.5 Гц уровень звукового давления составит 136 дБ (расчеты по частотному диапазону приведены в тексте).

2. Разработана методика расчета характеристик акустических излучений при старте РКН, которая дает возможность определить величины амплитуд акустического давления, акустические воздействия на корпус ракеты и характер акустических полей.

3. Представлен метод исследований акустического излучения при старте ракет космического назначения, основанный на определении величины волнового параметра kR акустического источника.

4. Для расчета акустических характеристик разработаны алгоритм и программа на языке Java.

5. Данные расчетов показали, что значение уровня звукового давления на частоте примерно 250 Гц составляет 150...155 дБ. Изучение зависимости звукового давления от частоты при заданных температурных уровнях внешней среды $t = -32, 20$ и 42 °С показало, что изменения

температуры оказывают незначительное влияние на значение уровня звукового давления.

6. Акустическое излучение на участке полета ракеты 0...1.5 с требует уточнения из-за того, что струя полностью или частично заглублена во внутреннюю полость газохода.

ЛИТЕРАТУРА

1. Баженов Д. В. *К механизму излучения звука потоком в случае золотых тонов*. Сб. тр. 9-й Всемирной акустической конф. Москва, 1977. С. 53—56.
2. Бейгель М. З., Зеликман Н. Х., Иванов В. В., Портной Ю. В., Степанов Б. Н. О передаче низкочастотного звукового давления при разных числах Рейнольдса. *Акустический журнал*. 1979. Вып. 25, № 6. С. 924—926.
3. Блохинцев Д. И. Вихревой звук. *ЖТФ*. 1945. 15. С. 1—2.
4. Гринченко В. Т., Вовк И. В., Маципура В. Т. *Основы акустики*. Київ: Наук. думка, 2007. 640 с.
5. *Дослідження акустичних джерел випромінювання, їх поля та методи розрахунків їх характеристик при старті РКП*. Звіт про наукову роботу за Договором № 792 від 31.03.2017. Дніпро, 2017. 150 с.
6. *Методика № 1 (№ 2) задания ветровых воздействий при проектировании ракет*. Москва: НИИ-88, 1963. 20 с.
7. Ржевкин С. Н. *Курс лекций по теории звука*. Москва: МГУ, 1960. 261 с.
8. Сапожков М. А. *Электроакустика*. Москва: Связь, 1978. 272 с.
9. Сокол Г. И. *Особенности акустических процессов в инфразвуковом диапазоне частот*. Днепропетровск: Промінь, 2000. 136 с.
10. Сокол Г. И., Котлов В. Ю. *Двигательная установка (ДУ) ракеты космического назначения (РКН) как объемный источник излучения в первые секунды полета. Алгоритм для расчета характеристик акустического поля*. Акустический Симпозиум «Консонанс 2017»: Тез. докл. (2-3 октября 2017 Киев). Киев, 2017. С. 25.
11. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Шумы от двигателей при запусках ракетносителей космического назначения*. XIX Міжнар. молодіжна наук.-практична конф. «Людина і космос»: Зб. тез. Дніпро, 2017. С. 14.
12. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Экологические аспекты в изучении пульсирующих двигателей*. XII междунар. конф. «Дни науки». Praha Publishing House «Education and Science», 2017. Vol. 10. С. 8—12. ISBN 978-966-8736-05-6. — 224029.
13. Сокол Г. И., Мироненко Е. С. *Энергетические воздействия шумов ракетных двигателей при старте ракет*. Матер. V міжнар. наук.-практичної конф. «Сучасний стан та проблеми розвитку статистики, обліку та аудиту в умовах глобалізації та енергозбереження» (4—5 квітня 2017 Дніпро). Дніпро, 2017. Т. 2. С. 135—138.

14. Сокол Г. І. та ін. *Дослідження акустичних джерел випромінювання, їх поля та методи розрахунків їх характеристик при старті РКП*. Звіт про науково-дослідну роботу за Договором № 792 від 31.03.2017. Дніпро, 2017. 150 с.
15. Сокол Г. І. та ін. *Перерахунок результатів вимірювань на моделях на натурний об'єкт*. Звіт про науково-дослідну роботу за Договором № 820 від 26.06.2018. Дніпро, 2018. 72 с.
16. Тюлин В. Н. *Введение в теорию излучения и рассеяния звука*. Москва: Наука, 1976. 253 с.
17. *Ультразвук: Малая энциклопедия*. Москва: Наука, 1983. 400 с.
18. Фролов В. П., Сокол Г. І. *Акустические излучения при старте ракет космического назначения в первые секунды полета*. 6-я междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее»: Тез. докладов (23–26 мая 2017 Днепр). Днепр: ДП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля», 2017. С. 37.
19. Шилдт Г. *Java 8. Полное руководство* (9-е изд.): Пер. с англ. Москва: ООО «И. Д. Вильямс», 2015. 1376 с.
20. Bedard A. J., Georges T. M. Atmospheric infrasound. *Physics Today*. March 2000. P. 32–37.
21. de Groot-Hedlin C. D., Hedlin M. A. H., Drob D. P. *Atmospheric Variability and Infrasound Monitoring*. Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies. 2010.
22. Blanc E., Ceranna L. *Infrasound*. Science for Security: International Scientific Studies (ISS) (10–12 June 2009 Vienna). Vienna, 2009. P. 11–16.
23. Panda, J., Mosher R., Porter D. J. Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array. NASA. TM-2013-216625. December 2013. P. 1–20.
24. Sokol G. I., Frolov V. P., Kotlov V. Yu., Davydova A. V., Geti C. V. Research of acoustic emitting sources and calculation of their characteristics during the launch of the space rocket. Vienna: EGU General Assembly, 2018. EGU2018-1760.

Стаття надійшла до редакції 25.06.2018

REFERENCES

1. Bazhenov D. V. (1977). *To the mechanism of sound emission by a stream in the case of eolian tones*. 9th World Acoustical Conference. Moscow [in Russian].
2. Beigel' M. Z., Zelikman N. Kh., Ivanov V. V., Portnoi Yu. V., Stepanov B. N. (1979). About the transmission of low-frequency sound pressure at different Reynolds numbers. *Acoustic journal*, 25(6), 924–926 [in Russian].
3. Blokhintsev D. I. (1945). Vortex sound. *ZhTF*, 15, 1–2 [in Russian].
4. Grinchenko V. T. (2007). *Acoustic bases*. Kiiiv: Naukova dumka [in Russian]
5. Sokol G. I. et al. (2017). Investigation of acoustic radiation sources, their fields and methods for calculating their characteristics at the start of the space rocket. Zvit pro naukovu robotu za Dogovorom #792 vid 31.03.2017. Dnipro [in Ukrainian]
6. *Method № 1 (№ 2) of setting wind influences in the rocket's design*. (1963). Moscow: NII-88 [in Russian].
7. Rzhvekin S. N. (1960). *Course of lectures of the sound theory*. Moscow: MGU [in Russian].
8. Sapozhkov M. A. (1978). *Electroacoustics*. Moscow: Svyaz' [in Russian].
9. Sokol G. I. (2000). *Features of acoustic processes in the infrasonic frequency range*. Dnepropetrovsk: Promin' [in Russian].
10. Sokol G. I., Kotlov V. Yu. (2017). *The propulsion unit (PU) of a space rocket as a volumetric radiation source in the first seconds of flight. Algorithm for calculating the acoustic field characteristics*. Acoustic Symposium «Konsonans 2017». Kiev [in Russian].
11. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Noise from engines during the space vehicles launch*. 19th International Youth Scientific and Practical Conference «Space Human». Dnipro [in Russian].
12. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Environmental aspects in the study of pulsating engines*. 12th International Conference «Days of Science». Praha: Publishing House «Education and Science». ISBN 978-966-8736-05-6. – 224029 [in Russian].
13. Sokol G. I., Mironenko E. S. (2017). *Energy impacts of rocket engine noise during the launch of space rocket*. 5th International scientific conference «Current state and problems of statistics, accounting and auditing in the context of globalization and energy efficiency». Dnipro [in Russian].
14. Sokol G. I. et al. (2017). *Investigation of radial acoustic sources, their fields and methods of calculating their characteristics at the space rocket launch*. Report on research work under the Contract No. 820 dated 26/06/2018. Dnipro. [in Ukrainian].
15. Sokol G. I. et al. (2018). *Recalculating the results of measurements on models to a real object*. Report on research work under the Contract No. 820 dated 26/06/2018. Dnipro [in Ukrainian].
16. Tyulin V. N. (1976). *Introduction to the theory of sound radiation and sound scattering*. Moscow: Nauka [in Russian].
17. *Ultrasound: The small encyclopedia*. (1983). Moscow: Nauka [in Russian].
18. Frolov V. P., Sokol G. I. (2017). *Acoustic emissions during the launch of space rockets in the first seconds of flight*. 6th International Conference “Space Technologies: Present and Future». Dnepr: DP «КБ «Yuzhnoe» im. akad. M. K. Yangelya». [in Russian].
19. Shildt G. (2015). *Java 8. Polnoe rukovodstvo [Java 8. The Complete Guide]* – Moscow : ООО «И.Д. Vil'yams». [in Russian]
20. Bedard A. J., Georges T. M. (2000). Atmospheric infrasound. *Physics Today*. 32–37.

21. de Groot-Hedlin C. D., Hedlin M. A. H., Drob D. P. (2010). *Atmospheric Variability and Infrasound Monitoring*. Infrasound Monitoring for Atmospheric Studies.
22. Blanc E., Ceranna L. (2009). *Infrasound*. Science for Security: International Scientific Studies (ISS), Vienna, 11–16.
23. Panda J., Mosher R., Porter D. J. (2013). Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array. NASA. TM-2013-216625. 1–20.
24. Sokol G. I., Frolov V. P., Kotlov V. Yu., Davydova A. V., Geti C. V. (2018). *Research of acoustic emitting sources and calculation of their characteristics during the launch of the space rocket*. Vienna: EGU General Assembly. EGU2018-1760.

Received 25.06.2018

Г. І. Сокол, В. Ю. Котлов

Дніпровський національний університет
ім. Олеся Гончара, Дніпро, Україна

МЕТОД, МОДЕЛЬ ТА МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ АКУСТИЧНИХ ВИПРОМІНЮВАНЬ ДВИГУННОЇ УСТАНОВКИ У ПЕРШІ 1.5...4.1 СЕКУНДИ ПОЛЬОТУ РАКЕТИ КОСМІЧНОГО ПРИЗНАЧЕННЯ

При старті ракети космічного призначення (РКП) в атмосфері виникають різноманітні за характером випромінювання акустичні поля. Тому необхідно виявити особливості і визначити напрямки досліджень акустичного випромінювання при старті РКП на основі уявлень про генерування та поширення звукових хвиль. Важливим є розрахунок амплітудно-частотної характеристики акустичного випромінювання. Знання частоти випромінювання акустичних хвиль дозволяє застосувати відомі в класичній акустиці моделі довгохвильових і короткохвильових випромінювань. Це суттєвий фактор, який дає уявлення про спрямованість акустичного поля і дозволяє спростити розрахунок величини звукового тиску в залежності від зміни відстаней від джерела коливань до точки, де перебуває умовний спостерігач. Метою цієї роботи стало створення методу моделювання струменя як джерела акустичних коливань та розроблення методики розрахунку шуму рухової установки ракети космічного призначення у перші 1.5...4.1 с польоту, а також складання алгоритму і програми для розрахунку акустичних характеристик. В основі методики розрахунку лежить моделювання акустичного поля від двигунної установки РКП як об'ємного джерела випромінювання. Спочатку визначається діапазон частот випромінювання коливань, для якого може бути застосовано таке моделювання. Залежно від діаметра зрізу сопла і характерного розміру поверхні визначався тип акустичного випромінювача. У моделі об'ємного сфе-

ричного випромінювача фронт сферичної хвилі має сферичну поверхню, а звукові промені, згідно з визначенням фронту хвилі, збігаються з радіусами сфери. В результаті розбіжності хвиль інтенсивність звуку зменшується з віддаленням від джерела. Запропоновано модель випромінювача акустичних коливань та методику розрахунку шуму двигунної установки РКП в перші 1.5...4.1 с польоту, що дозволяють визначити звуковий тиск в навколишньому середовищі. Пропонується вважати струмінь двигуна об'ємним акустичним джерелом. Розроблено алгоритм та програму для розрахунку акустичних характеристик на мові програмування Java. За результатами розрахунків на основі розробленої програми були отримані залежності звукового тиску від частоти на заданих температурних рівнях зовнішнього середовища (-32, 20 і 42 °C). На основі отриманих результатів можна зробити висновок, що для всіх частот, менших за 225 Гц, рівень звукового тиску в точці $r = 18$ м становитиме величину, меншу, ніж 153 дБ. Наприклад, на частоті 8000 Гц рівень звукового тиску дорівнюватиме 136 дБ. Таке акустичне випромінювання можливе на ділянці польоту ракети 1.5...4.1 с. Зміни температури мають незначний вплив на значення рівня звукового тиску. Розроблена методика розрахунку акустичних випромінювань при старті РКП дає можливість визначити величини амплітуд акустичного тиску, акустичний вплив на корпус ракети і характер акустичних полів. Представлено метод досліджень акустичного випромінювання при старті ракет космічного призначення на основі визначення хвильового параметра kR .

Ключові слова: модель, об'ємне акустичне джерело, струмінь ракетного двигуна, методика розрахунку, інфразвук, акустичні випромінювання, двигунна установка, звуковий тиск, ракета космічного призначення.

G. I. Sokol, V. Yu. Kotlov

Oles Honchar Dnipro National University, Dnipro, Ukraine

METHOD, MODEL AND CALCULATING TECHNIQUE FOR THE PROPULSION SYSTEM'S ACOUSTIC RADIATIONS IN THE FIRST 1.5...4.1 SECONDS OF THE SPACE ROCKET FLIGHT

Many different acoustic fields appear in the atmosphere during the start of a space rocket. Therefore, it is necessary to identify the features and determine the research directions of acoustic emitting at the start of a space rocket based on existing ideas about the generation and propagation of sound waves. It is important to calculate the amplitude-frequency characteristic of acoustic emitting. Knowledge of the emitting frequency of acoustic waves makes it possible to apply models of long-wave and short-wave emitting, known in classical acoustics. This is an important factor that gives an idea of the acoustic field direction and makes it possible to simplify the calculation of sound pressure magnitude as a function

of distance variation from the source of oscillations to the point where the conditioned observer is located. The aim of this study was to create a method for modeling a jet flow as a source of acoustic oscillations and to develop a technique for calculating the noise of a propulsion system for a space rocket during the first 1.5...4.1 seconds of flight and also compiling an algorithm and a program for calculating acoustic characteristics. The calculation technique is based on the modeling of the acoustic field from the propulsion system of the space rocket as a volumetric radiation source. First, it is necessary to determine the frequency range of the oscillation radiation, for which such modeling is applicable. The type of radiator was determined depending on the diameter of the nozzle cut and the acoustic radiator surface's characteristic size. The low-frequency acoustic field front sphericity assumes a significant decrease in the magnitude of the sound pressure with distance according to the hyperbolic law which is a significant magnitude. An acoustic oscillator model and a technique for calculating the noise of a propulsion system of a space rocket in the first 1.5...4.1 seconds of flight are proposed. They make it possible to determine the sound pressure in the environment. It is proposed to present the flow of the engine as a three-dimensional acoustic source. An algorithm and a program for calculating acoustic characteristics in the Java programming language were developed. According to the

results of calculations based on the developed program, the dependence of sound pressure on the frequency at the given temperature levels was obtained. Based on the calculations, a graph was drawn which shows the change in the sound pressure level at adjusted point A with increasing frequency. The sound pressure dependences on frequency are obtained at given temperature levels of the external environment (-32, 20, and 42 °C). The obtained results show that for all acoustic emission frequencies less than 225 Hz the value of the sound pressure level at the point $r = 18$ m is less than 153 dB. For example, at a frequency of 8000 Hz, the sound pressure level will be 136 dB. Such acoustic radiation is possible on the rocket flight leg from 1.5 to 4.1 seconds. The temperature changes have little effect on the value of the sound pressure level. The developed technique for calculating acoustic radiation at the start of the RCS makes it possible to determine the values of the acoustic pressure amplitudes, the acoustic effects on the rocket body and the nature of the acoustic fields. A method for studying acoustic radiation during the launch of a space rocket based on the determination of the wave parameter kR is presented.

Keywords: model, volume acoustic source, jet engine flow, calculation technique, infrasound, acoustic radiation, propulsion system, sound pressure, space rocket.