

УДК 534.321.8:551.21

<https://doi.org/10.33136/stma2019.01.064>

Канд. техн. наук В. Н. Сиренко, д-р техн. наук Г. И. Сокол,  
В. Н. Савчук, В. Ю. Котлов, Т. Л. Савчук

## МОДЕЛИРОВАНИЕ АКУСТИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ СТРУИ РАКЕТЫ "ЦИКЛОН-4М" ОБЪЕМНЫМ ИСТОЧНИКОМ

При старте ракет космического назначения струя двигательной установки генерирует акустическое поле. При этом могут создаваться нагрузки, критические для стартового оборудования, корпуса самой ракеты и особенно для космических аппаратов, которые находятся под обтекателем. Для учета воздействия на эти элементы необходимо определить характеристики генерируемого акустического поля. Разработан метод, позволяющий провести моделирование акустических полей при старте ракеты космического назначения на основе определения вида акустических источников. В частности, проведено моделирование акустического излучения струи РКН "Циклон-4М" объемным источником. Это дало возможность рассчитать амплитуды акустического давления в среде, окружающей РКН, и оценить акустические воздействия на корпус ракеты в определенных точках. Метод предполагает использование для исследований волнового параметра  $kR$ . Моделирование акустического поля струи двигательной установки ракеты космического назначения как объемного источника излучения проведено на участке полета ракеты, когда высота подъема РКН превышает  $\sim 25$  м. При этом следует опираться на значение граничной частоты  $f_{gp} = 150$  Гц, которая разделяет два вида акустического поля:  $f_{gp} < 150$  Гц – фронт акустической волны сферического типа,  $f_{gp} > 150$  Гц – фронт акустической волны плоского типа. Разработаны алгоритм и программа расчета уровней звукового давления на языке JAVA. Рассчитаны характеристики уровней звукового давления акустических полей в зависимости от частоты излучения с учетом температуры окружающей среды. Максимальный уровень звукового давления на частоте 150 Гц составил в зонах: полезного груза снаружи обтекателя – 155 дБ, приборного отсека – 157 дБ, межбакового отсека – 172 дБ, хвостового отсека – 182 дБ. На частотах, меньших чем 150 Гц, уровни звукового давления составляют меньшие величины. Данные расчетов представлены графически.

**Ключевые слова:** ракета космического назначения, акустическое поле, звуковое давление, объемный источник.

Під час старту ракет космічного призначення струмין рушійної установки генерує акустичне поле. При цьому можуть створюватися навантаження, критичні для стартового устаткування, корпусу самої ракети і особливо для космічних апаратів, які розташовані під обтічником. Для урахування впливу на ці елементи необхідно визначити характеристики акустичного поля, яке генерується. Розроблено метод, що дозволяє виконати моделювання акустичних полів під час старту ракети космічного призначення на основі визначення виду акустичних джерел. Зокрема, проведено моделювання акустичного випромінювання струменя РКП «Циклон-4М» об'ємним джерелом. Це дало змогу розрахувати амплітуди акустичного тиску в середовищі, що оточує РКП, й оцінити акустичні впливи на корпус ракети в певних точках. Метод передбачає використання для досліджень хвильового параметра  $kR$ . Моделювання акустичного поля струменя рушійної установки ракети космічного призначення як об'ємного джерела випромінювання проведено на відрізку польоту ракети, коли висота підйому РКП перевищує  $\sim 25$  м. При цьому слід спиратися на значення граничної частоти  $f_{gp} = 150$  Гц, яка розділяє два види акустичного поля:  $f_{gp} < 150$  Гц – фронт акустичної хвилі сферичного типу,  $f_{gp} > 150$  Гц – фронт акустичної хвилі плоского типу. Розроблено алгоритм і програму розрахунку рівнів звукового тиску на мові JAVA. Розраховано характеристики рівнів звукового тиску акустичних полів залежно від частоти випромінювання з урахуванням температури навколишнього середовища. Максимальний рівень звукового тиску на частоті 150 Гц становив у зонах: корисного вантажу зовні обтічника – 155 дБ, приладового відсіку – 157 дБ, міжбакового відсіку – 172 дБ, хвостового відсіку – 182 дБ. На частотах, менших ніж 150 Гц, рівні звукового тиску становлять менші значення. Дані розрахунків подано графічно.

**Ключові слова:** ракета космічного призначення, акустичне поле, звуковий тиск.

During lift-off of integrated launch vehicles, the propulsion system jet generates acoustic field. Therewith, the loads can be created that are critical for the launching equipment, rocket body and especially for the spacecraft, which are under the fairing. To take into account the effects on these elements, it is necessary to determine the characteristics of generated acoustic field. The method was developed that allows modeling the acoustic fields during integrated launch vehicle lift-off based on determination of acoustic sources type. In particular, modeling of Cyclone-4M ILV jet acoustic radiation by bulky source was performed. This provided the possibility to calculate acoustic pressure amplitudes in ILV ambient medium and to evaluate

acoustic effect on the rocket body at certain points. The method is expected to be used to investigate  $kR$  wave parameter. The modeling of integrated launch vehicle propulsion system (ILV PS) jet acoustic field as bulky radiation source was performed in the rocket flight leg where ILV ascent altitude does not exceed  $\sim 25$  m. In this case, one should be based on the value of boundary frequency  $f_b = 150$  Hz which separates two types of acoustic field:  $f_b < 150$  Hz – front of acoustic wave of spherical type,  $f_b > 150$  Hz – front of acoustic wave of flat type. The algorithm and program of calculation of sound pressure levels were developed in JAVA language. The characteristics of acoustic fields sound pressure levels were calculated depending on radiation frequency taking into account environmental temperature. The maximal acoustic pressure level in 150 Hz frequency in the payload area outside the fairing – 155 dB, in the instrumentation bay area – 157 dB, in the intertank bay area – 172 dB, in the aft bay area – 182 dB. In the frequencies lower than 150 Hz, the sound pressure levels are lower. The calculation data are presented graphically.

**Key words:** integrated launch vehicle, acoustic field, sound pressure.

## Введение

Известно, что при старте ракет космического назначения (РКН) струя двигательной установки (ДУ) генерирует акустическое поле, которое может создавать нагрузки, критические для стартового оборудования, корпуса самой ракеты и особенно для космических аппаратов, которые находятся под обтекателем. Для учета воздействия на эти элементы необходимо определить характеристики генерируемого акустического поля.

Учитывая, что прямой численный расчет характеристик звукового поля не всегда возможен (для этого требуются чрезвычайно большие вычислительные мощности, которыми обладают только самые производительные современные суперЭВМ), для решения этой задачи обычно используют полуэмпирические методы. В работах [1-3] рассматривается такой подход (основанный на газодинамической аналогии), когда характеристики звукового поля увязываются с характеристиками структур газовой струи.

Целью настоящей работы является моделирование акустического излучения струи ракеты "Циклон-4М" объемным источником при старте ракеты-носителя и проведение расчета характеристик акустического поля.

## Постановка задачи

Моделирование и определение типа акустического поля и его волнового фронта проводится согласно частотной характеристике акустического излучения при пуске РКН. Такой подход рассмотрен в [4, 5]. Определяющим фактором является соот-

ношение между диаметром сопла  $d$ , из которого истекает струя газов, и длиной волны излучаемых акустических колебаний  $\lambda$ . При изучении поля акустических излучателей обычно учитывается волновой параметр, учитывающий соотношение между радиусом излучателя  $R$  и длиной волны излучаемого звука  $\lambda$  (параметр  $kR$ , где  $k$  – волновое число,  $k = 2\pi/\lambda$ ;  $\pi$  – число "π", или  $z = kR$ ) [6-9]. Фактор  $kR < 1$  или  $kR > 1$  определяет тип акустического излучения: низкочастотное или высокочастотное. Звуковое давление в определенной точке акустического поля, окружающего ракету, может быть рассчитано на основе известных положений акустики, если расстояние  $r$  превышает длину волны  $\lambda$  излучаемых звуковых 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 [4]. Это существенный фактор, который дает представление о направленности акустического поля и позволяет упростить расчет значения звукового давления в зависимости от изменения расстояния от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель  $r$ . Приняв вышесказанное во внимание, следует опираться на значение граничной частоты  $f_{gp}$ , которая определяется для случая  $kR = 1$  и разделяет два вида акустического поля:  $f < f_{gp}$  Гц – фронт акустической волны сферического типа, то есть источник акустического излучения монополь. Для  $f > f_{gp}$  – фронт акустической волны плоского типа.

При подъеме ракеты в процессе старта на высоту, соответствующую длине выхода факела струи ДУ за габариты газоотводящих каналов, предлагается рассматривать струю как объемный излучатель, генерирующий дальнейшее акустическое поле. Обычно для РКН, имеющих диаметр среза сопла 1-1,5 м, это происходит на высоте ~25 м. Такое воздействие на окружающую среду часто встречается в акустических системах. Например, излучателем такого типа являются сиренные устройства [10].

Согласно [11] шум струи, генерируемый различными ее участками (ламинарным, турбулентным), обычно сосредоточен в области ближнего акустического поля и не распространяется на расстояния, превышающие значения, равные десяти диаметрам сопла, из которого струя истекает.

Для РКН "Циклон-4М" известно, что частота колебаний  $f$  на участке выведения имеет диапазон 30-10000 Гц [12]. Так как длина волны  $\lambda$  излучаемых акустических волн равна  $c/f$  (здесь  $c$  – скорость звука в воздушной среде, окружающей РКН во время старта), то отсюда следует, что диапазон длин излучаемых акустических волн лежит в пределах  $11,33-34 \cdot 10^{-3}$  м. Пространство, где располагается дальнейшее акустическое поле излучателей, характеризуется начальным значением границы  $r = \lambda$  ( $r$  – расстояние от источника излучения до точки наблюдения). Значения  $r$ , равные  $11,33-34 \cdot 10^{-3}$  м, определяют расстояние до начальной границы дальнего акустического поля от среза сопла ракеты.

Определим типы акустических источников при старте РКН. Принимаем диаметр среза сопла за характерный размер поверхности акустического излучателя  $d$ . В зависимости от частоты излучения и радиуса среза сопла определяем волновой параметр  $kR$  и тип излучателя, низкочастотный или высокочастотный, как это принято в классической акустике. Фактор  $kR < 1$  или  $kR > 1$  определяет тип акустического излучения: низкочастотное или высокочастотное. Параметр  $kR = 1$  разграничивает две модели излучения. В некотором приближении можно считать, что при  $kR < 1$  фронт акустического излучения сферический, при  $kR > 1$  фронт имеет форму плоской волны

[4, 8]. Для РКН "Циклон-4М" при  $kR = 1$  частота излучения  $f_{cp}$  равна 150 Гц.

При  $f_{cp} < 150$  Гц физической моделью акустического излучения является точечное излучение, а тип акустического источника – объемный излучатель. Фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи согласно определению фронта волны совпадают с радиусами сферы [4-10].

Необходимо учесть, что старт РКН происходит в пределах зоны стартовых сооружений. Конструкция стартовых сооружений вносит коррективы в физическую картину акустических излучений.

### Алгоритм для расчета характеристик акустического поля

Для расчета акустических характеристик разработаны алгоритм и программа.

Если  $\lambda < d$ , дальнейшие расчеты акустической мощности  $W$  проводятся согласно выражению [10]

$$W = \frac{\pi \rho c N d^2}{8} v^2, \quad (1)$$

где  $\rho$  – плотность окружающей среды;  $N$  – число сопел;  $v$  – скорость истечения струи из сопла.

В случае если  $\lambda > d$ , расчет проводится согласно

$$W = \frac{\pi^3 \rho f^2 N d^4}{16c} v^2. \quad (2)$$

Значение диаметра сопла на срезе  $d$  подставляем в расчет из [12].

Полученные в результате расчета значения акустической мощности звука  $W$  согласно (1) и (2) позволяют вычислить значение интенсивности звука из выражения

$$I = W / S_{\text{пов}}. \quad (3)$$

Для акустического источника излучения сферического типа  $S_{\text{пов}}$  равна площади поверхности сферы,

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

где  $r$  – радиус сферы.

В результате расхождения волн значение звукового давления убывает с удалением от источника. Сферичность фронта низкочастотного акустического поля предполагает значительное уменьшение значения звуко-

вого давления с расстоянием по гиперболическому закону.

Волновое уравнение для этого случая имеет вид

$$\frac{\partial^2(p \cdot r)}{\partial t^2} = c^2 \cdot \frac{\partial^2(p \cdot r)}{\partial r^2}, \quad (4)$$

где  $p$  – звуковое давление;  $t$  – время;  $r$  – расстояние от центра сферической волны до точки наблюдения.

Частное решение уравнения (4) для расходящейся волны (распространяющейся в положительном направлении) имеет вид

$$p = \frac{p_i}{r} e^{i\omega(t - \frac{r}{c_0})} = p_m e^{i\omega(t - \frac{r}{c_0})}, \quad (5)$$

где  $p_i$  – амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины от центра сферы;  $\omega$  – 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:

$$I = p_m^2 / (2\rho c) = I_1 / r^2, \quad (6)$$

где  $I_1 = p_1^2 / \rho c$ .

При увеличении параметра  $kR$  излучателя сферическая волна приближается к плоской. Например, для частоты 100 Гц (длина волны  $\lambda = c / f = 340 / 100 = 3,4$  м) при расстоянии от центра источника звука 0,25 м сдвиг фаз  $\varphi$  получается равным  $65^\circ$ , а для частоты 5000 Гц ( $\lambda = 6,8$  см) при расстоянии 1 м сдвиг фаз между активной и реактивной составляющими излучения  $\varphi$  получается уже около  $0,5^\circ$ .

Давление и колебательная скорость в поле сферической волны находятся не в фазе и составляют между собой некоторый угол  $\varphi$  [8, 10]

$$\text{Cos}(\varphi) = \frac{k^2 \cdot r^2}{1 + k^2 \cdot r^2}. \quad (7)$$

Поэтому при расчете значения акустической мощности следует учитывать ее активную составляющую. Она определяется величиной активного сопротивления  $R_a$ . Активное сопротивление составляет от полного некоторую часть и находится согласно [8] по формуле

$$R_a = S_{\text{сф}} \cdot \rho \cdot c \frac{k^2 \cdot r^2}{1 + k^2 \cdot r^2}, \quad (8)$$

где  $S_{\text{сф}}$  – поверхность сферы.

Поэтому расчет активной составляющей акустической мощности следует проводить согласно выражению

$$W = \frac{\pi^3 \rho f^2 N d^4}{16c} v^2 \frac{k^2 \cdot r^2}{1 + k^2 \cdot r^2}. \quad (9)$$

Для расчета уровня звукового давления в децибелах в акустических полях используем постоянную давления, обозначенную как константа  $BN_1$ . Известная формула для вычисления выглядит так:

$$p_{mDb} = 20 \cdot \lg(p_{mPa} / BN_1). \quad (10)$$

В модели излучателя, у которого волновой параметр  $kR > 1$ , фронт излучаемой волны имеет плоскую форму [4-6]. Для частот излучения, когда  $f > f_{zp}$  Гц, то есть до значения 150 Гц, расчеты акустических характеристик в поле следует проводить руководствуясь волновым уравнением плоской волны

$$\frac{\partial^2 \mathbf{p}}{\partial t^2} = c^2 \left( \frac{\partial^2 \mathbf{p}}{\partial r^2} \right).$$

Значение звукового давления  $p$  с удалением от излучающей поверхности не меняется, если не учитывать затухания в среде и накопления нелинейных эффектов при генерировании волны большой амплитуды.

### Структура программы

Для программирования использован язык JAVA [13].

В программе проводятся 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  $n = 4$ );

$d$  – диаметр сопла на срезе, мм;

$v$  – максимальная скорость газа в отверстиях, м/с;

$r$  – расстояние от источника излучения до точки, в которой проводится расчет звукового давления;

*freq* – частота звука, Гц.



В отдельном массиве *temperatureMap* записаны значения скорости звука в газе  $c$  и плотности газа  $\rho$  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 возрастанием ее значения. Например, в диапазоне частот от 65 до 150 Гц шаг составляет 5 Гц, а при диапазоне частот больше 500 Гц шаг составит 500 Гц. Эти значения при необходимости можно изменять, тем самым настраивая необходимую точность получаемых при расчетах данных. Цикл сразу увеличивает значение частоты на 1 Гц.

Далее проводится вычисление длины волны  $\lambda$ .

Получив промежуточный результат, программа сравнивает значения длины волны  $\lambda$  и диаметра сопла  $d$ . Проверяется условие:

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

На основе полученных в результате расчета значения мощности звука  $W$  вычисляются значения интенсивности звука  $I$  *intense* (согласно (3)).

Далее в программе проводится расчет звукового давления в точке, расположенной на заданном расстоянии от источника излучения  $r$ . В программе эти значения заданы переменными  $pPa$  и  $pPaR$  соответственно.

Формулы для расчета имеют следующий вид:

$$p_{mPa} = \sqrt{I \cdot \rho c} \text{ – в точке излучения;}$$

$$p_{mPa} = \frac{\sqrt{I \cdot \rho c}}{r} \text{ – на расстоянии от источника излучения } r.$$

Полученные в паскалях величины переводятся в децибелы. В расчет введена постоянная, обозначенная в программе как константа  $BN\_1$  (10).

Все значения величин, полученные в текущей итерации цикла, записываются в таблицу, сформированную внешним циклом.

После этого внутренний цикл возвращается в свое начало, сравнивает по условию текущее значение частоты с заданными в программе, и счет ведется до тех пор, пока значение частоты не станет равным заданному, например 10 000 Гц. После этого цикл завершит свою работу и закончит работу программы, закрыв соединение с таблицей для записи данных.

В программе расчеты характеристик звука проводятся в зависимости от среднегодовых температур окружающей среды (-30, +20, +27°C) на частотах от 30 до 10 000 Гц.

### Результаты расчета

Рассчитанные согласно программе уровни звукового давления в конкретных точках акустического поля вблизи корпуса РКН "Циклон-4М" представлены графически. На рис. 1-4 представлены кривые изменения звукового давления от частоты и температуры окружающей среды вблизи зоны полезного груза (рис. 1), межбакового отсека (рис. 2), приборного отсека (рис. 3), хвостового отсека (рис. 4).

### Обсуждение результатов

Согласно разработанной программе рассчитаны характеристики уровней звукового давления акустических полей в зависимости от частоты излучения с учетом температуры окружающей среды. Максимальный уровень звукового давления на частоте 150 Гц составил в зонах: полезного груза снаружи обтекателя – 155 дБ, приборного отсека – 157 дБ, межбакового отсека – 172 дБ, хвостового отсека – 182 дБ. На частотах от 3 до 150 Гц уровни звукового давления составляют меньшие величины.

Из графиков видно, что изменение уровней звукового давления в диапазоне частот, меньших чем 150 Гц, соответствует его росту. Для частот, выше чем 150 Гц, рост уровней не наблюдается, величина уровней остается постоянной.

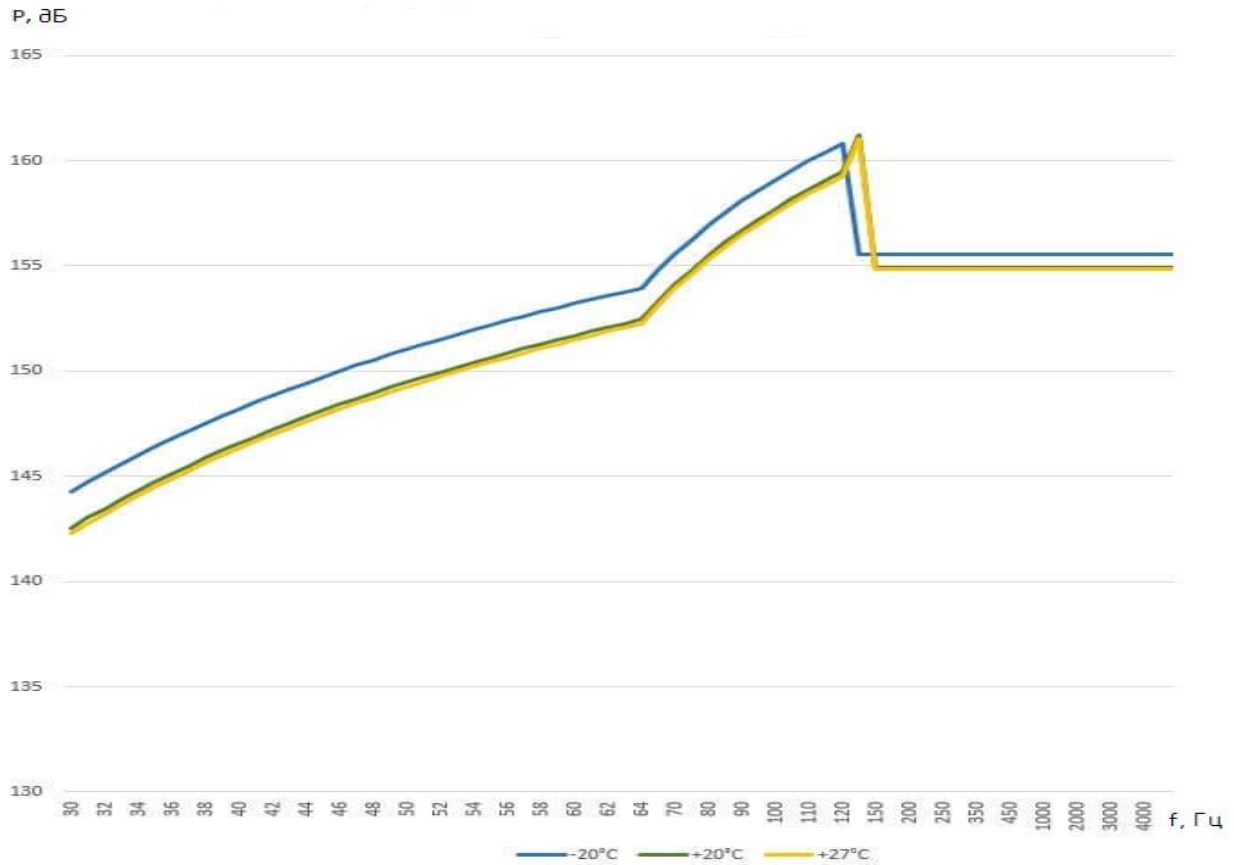


Рис. 1. График изменения звукового давления в зависимости от частоты вблизи зоны полезного груза

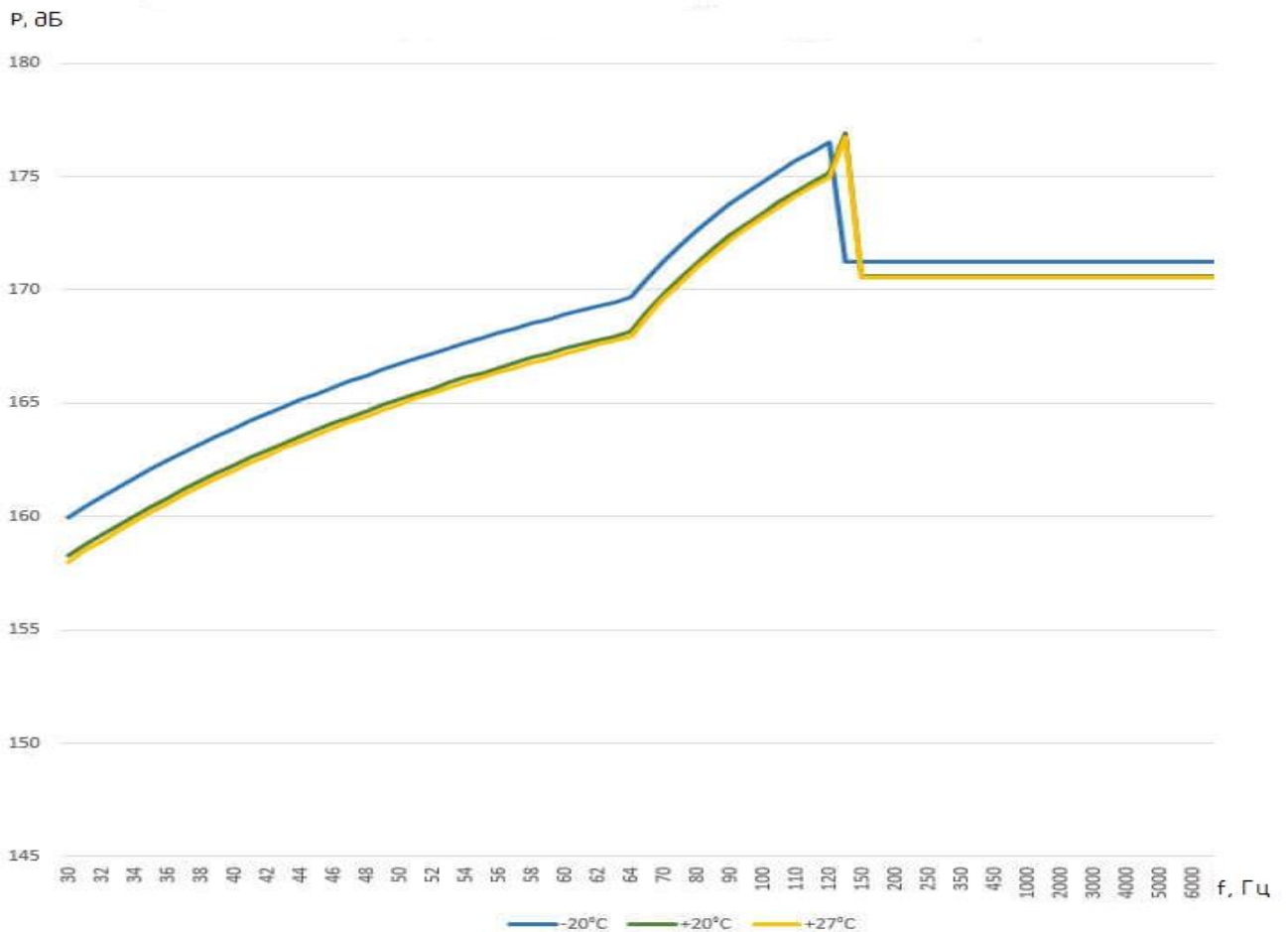


Рис. 2. Графики изменения звукового давления в зависимости от частоты вблизи межбакового отсека

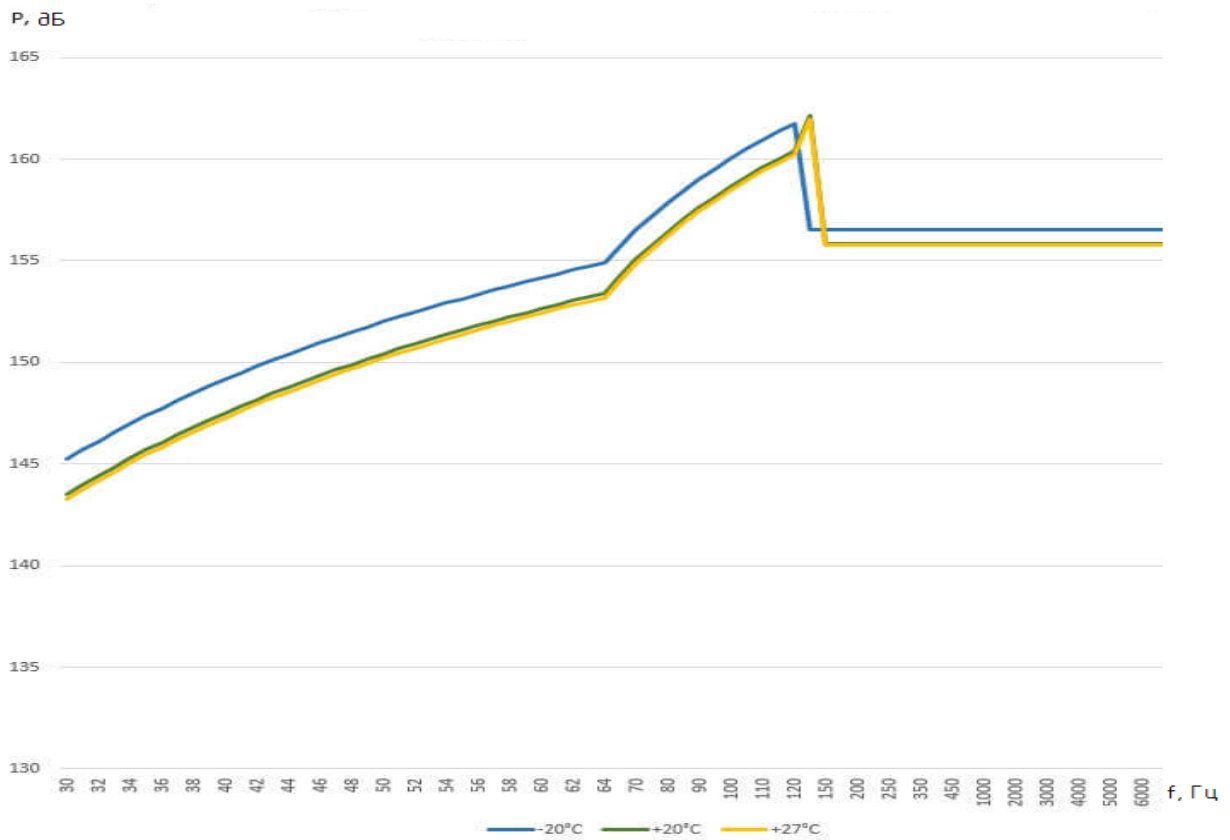


Рис. 3. Графики изменения звукового давления в зависимости от частоты вблизи приборного отсека

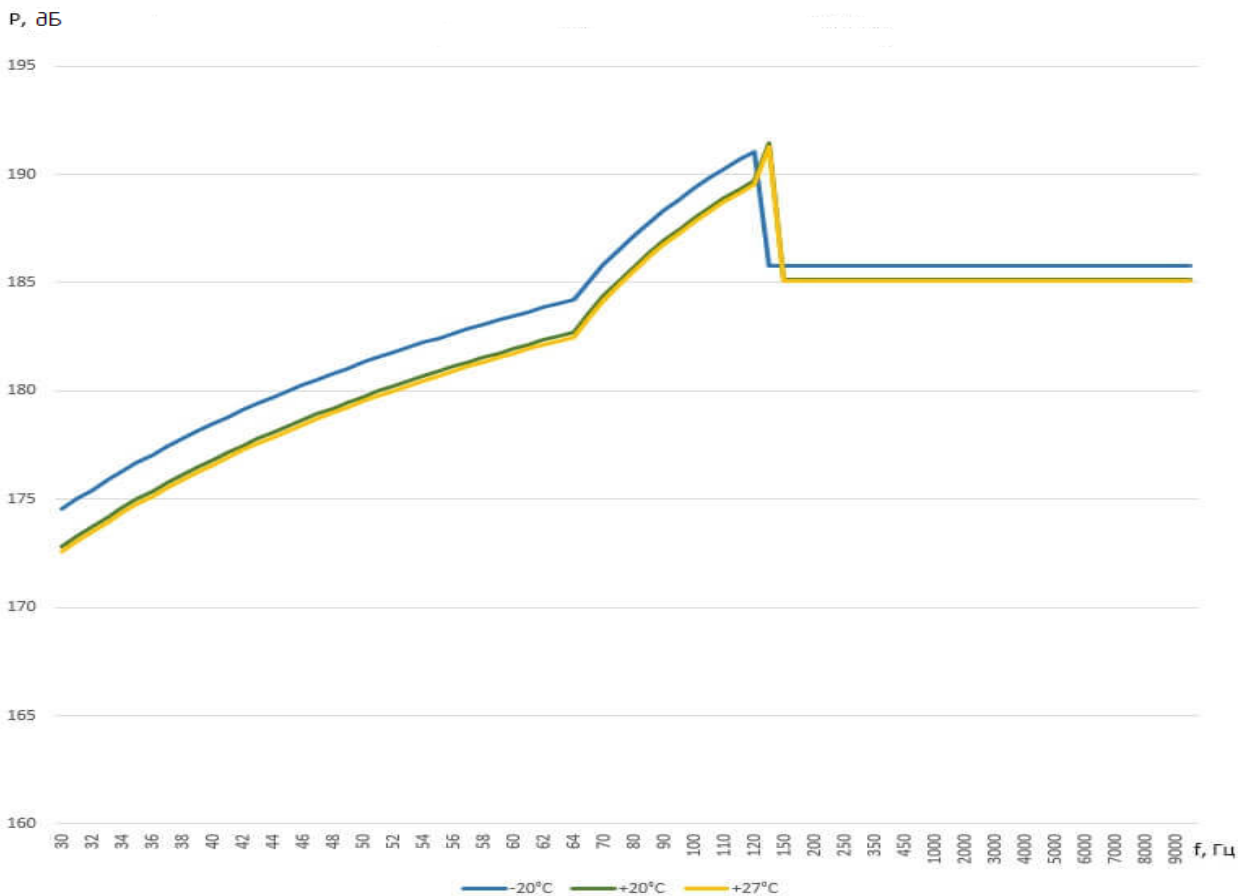


Рис. 4. Графики изменения звукового давления в зависимости от частоты вблизи хвостового отсека

Такое изменение уровней звукового давления связано с тем, что для частот, меньших чем 150 Гц, уровни рассчитывались на основе закономерностей, присущих акустическому полю сферического типа. А для частот, выше чем 150 Гц, рост уровней остается постоянным как для случая акустического поля с плоским фронтом.

### Выводы

Разработанный метод позволил провести моделирование акустических полей при старте РКН на основе определения вида акустических источников. В частности, проведено моделирование акустического излучения струи РКН "Циклон-4М" объемным источником.

Это дало возможность рассчитать амплитуды акустического давления в среде, окружающей РКН, и оценить акустические воздействия на корпус ракеты в определенных точках. Метод предполагает использование для исследований волнового параметра  $kR$ .

Моделирование акустического поля струи ДУ РКН как объемного источника излучения проведено на участке полета ракеты, когда высота подъема РКН превышает ~25 м. При этом следует опираться на значение граничной частоты  $f_{zp} = 150$  Гц, которая разделяет два вида акустического поля:  $f_{zp} < 150$  Гц – фронт акустической волны сферического типа,  $f_{zp} > 150$  Гц – фронт акустической волны плоского типа.

Разработаны алгоритм и программа расчета уровней звукового давления на языке JAVA.

Рассчитаны характеристики уровней звукового давления акустических полей в зависимости от частоты излучения с учетом температуры окружающей среды.

### Список использованной литературы

1. Дементьев В. К. О максимальных акустических нагрузках на ракету при старте / В. К. Дементьев, Г. Е. Думнов, В. В. Комаров, Д.А. Мельников // Космонавтика и ракетостроение. – 2000. – Вып. 19. – С. 44-55.

2. Tsutsumi S., Ishii T., Ut K., Tokudone S., Chuouoku Y., Wado K. Acoustic Design of Launch Pad for Epsilon Launch Vehicle // Proceedings of AJCPP2014 . Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 5-8, 2014, Jeju Island, Korea. AJCPP2014-090.

3. 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.

4. Сокол Г. И. Метод определения вида источников акустического излучения в первые секунды старта ракет космического назначения / Г. И. Сокол // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. пр. – 2018. – XXIV. – Дніпро: Ліра, 2018. – С. 91-101.

5. Сокол Г. И. Волновой параметр как критерий в основе метода исследования акустических источников при старте ракет / Г. И. Сокол, В. П. Фролов, В. Ю. Котлов // Авиационно-космическая техника и технология. – 2018. – 3 (147), май-июнь 2018. – Харьков: ХАИ, 2018. – С. 4-13. DOI: <http://doi.org/10.20535/0203-3771332017119600>.

6. Ржевкин С. Н. Курс лекций по теории звука / С. Н. Ржевкин. – М.: МГУ, 1960. – 261 с.

7. Тюлин В. Н. Введение в теорию излучения и рассеяния звука / В. Н. Тюлин. – М.: Наука, 1976. – 253 с.

8. Сапожков М. А. Электроакустика / М. А. Сапожков. – М.: Связь, 1978. – 272 с.

9. Грінченко В. Т. Основы акустики / В. Т. Грінченко, В. В. Вовк, В. Т. Маципура. – Київ: Наук. думка, 2007. – 640 с.

10. Ультразвук: Малая энциклопедия. – М.: Наука, 1983. – 400 с.

11. Волков К. Н. Турбулентные струи – статические модели и моделирование крупных вихрей / К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, В. А. Зазимко. – М.: Физматлит, 2013. – 960 с.

12. Шилдт Г. Java 8. Полное руководство. – 9-е изд. – М.: Вильямс, 2015. – 137 с.

Статья поступила 07.02.2019