

УДК 629.764.075:534.232

В. П. ФРОЛОВ¹, Г. И. СОКОЛ², В. Ю. КОТЛОВ²¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное»
имени акад. М. К. Янгеля, Украина² Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара, Украина**ВОЛНОВОЙ ПАРАМЕТР КАК КРИТЕРИЙ В ОСНОВЕ МЕТОДА
ИССЛЕДОВАНИЯ АКУСТИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ПРИ СТАРТЕ РАКЕТ**

Целью настоящей работы стала разработка метода определения типов акустических источников излучения и их акустических полей при старте ракет космического назначения (РКН) в первые секунды на основе значений волнового параметра. Основным источником шумов при взлёте РКН является её двигательная установка (ДУ). Пересечение среза сопла принимается за источник колебаний. В основу расчёта акустической мощности струи как объёмного излучателя звука или излучателя с объёмной скоростью положена теория излучения звука сиреной. В модели объёмного 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 уменьшается с удалением от источника. Работа имеет перспективный характер для выяснения характера акустических полей и для расчёта уровней шумов от взлёта РКН при проектировании космодромов. В требованиях к строительству подобных сооружений вносится выявление влияния шумов на окружающую среду инфразвукового излучения при запусках ракет-носителей. Разработан метод определения типов акустических источников излучения при старте РКН и их акустических полей. Метод позволяет разработать физические модели акустических полей и применить к расчёту их характеристик известные математические модели. Метод применим для исследований акустических излучений в первые секунды старта РКН на основе определения волнового параметра kR и позволяет привести обоснованные данные по уровням звуковых давлений, интенсивности и акустической мощности в конкретных точках воздушного пространства вокруг РКН в первые секунды старта. Исследован характер излучения акустических волн из отверстия газохода конкретных размеров. Для расчёта акустических характеристик разработаны алгоритм и программа на языке программирования Java. Приведены две модели генерирования акустического поля в окружающей среде при работе ГУ ракеты как излучателя плоской и сферической волн в зависимости от значения волнового параметра kR , разработана методика расчёта шума ДУ в диапазоне первых 1,5-4 секунд старта РКН.

Ключевые слова: волновой параметр, акустические поля, математическое моделирование, акустика, ракета

Введение

Для создания научных основ исследования акустических источников излучения при старте ракет космического назначения (РКН) в первые секунды полёта и проведения последующих расчётов характеристик их акустических полей необходимо разработать метод, который позволит определить тип акустических излучений при старте РКН. Основным критерием в методе может быть волновой параметр излучателя акустических колебаний, который широко используется в современной акустике [1-3]. Расчёт волнового параметра акустического излучателя позволяет классифицировать его как одного из типов излучателей, широко известных в настоящее время. Такой подход в анализе акустических излу-

чений применён для классификации излучателей инфразвуковых акустических колебаний [4, 5]. В зависимости от значения волнового параметра и типа акустических источников излучения проводится разработка физических моделей их акустических полей и методик расчёта их линейных и энергетических характеристик.

В работах [6-9] рассмотрены отдельные конкретные частные задачи определения характеристик шумов и рассмотрены аспекты максимальных акустических нагрузок на ракету при старте. А в работе [10] представлен метод разработки математической модели воспроизведения и синтеза шума двигателя. Применены аналитические, экспериментальные методы исследований, а также проведено моделирование распространения акустических колебаний

численными методами. Однако не приведена общая постановка задачи по анализу взаимосвязи характеристик источников акустического излучения, появляющихся в разные моменты времени старта ракеты, с характеристиками акустических полей.

Переход в исследованиях акустических излучений при старте РКН от статистики многочисленного накопленного опыта к применению обширных знаний из классической акустики позволяет внести ясность в решение проблемы. Этим определяется актуальность выбранной темы.

Решение поставленной проблемы невозможно без детального анализа всего комплекса стартовых сооружений, элементов конструкции ракеты, её работающих агрегатов во время старта с точки зрения возможности генерирования акустических излучений. А также необходимо учесть местонахождение стартового ракетного комплекса на Земле, рельеф местности в месте старта, характер метеорологических условий.

Целью настоящей работы стала разработка метода определения типов акустических источников излучения и их акустических полей при старте ракет космического назначения РКН в первые секунды на основе значений волнового параметра.

1. Первичные и вторичные излучатели акустических колебаний

Если детально рассмотреть весь комплекс стартовых сооружений, элементы конструкции ракеты, её работающие агрегаты с точки зрения генерирования акустических излучений, то резонно разделить источники акустических колебаний на два вида. Это первичные акустические излучения и вторичные [11].

К первому типу акустических излучений следует отнести излучения от работающих агрегатов ракеты. В частности, от двигательной установки, от колеблющейся в процессе полёта самой ракеты в целом, от колеблющейся под действием вибраций оболочки корпуса, от вихрей в потоке, обтекающего корпус, и от ударных волн. Необходимо также рассмотреть воздействие ветровых потоков.

Ко второму типу следует отнести источники акустических колебаний, возникающих вследствие отражения волн, генерируемых первичными источниками. Например, от взаимодействия акустических волн с преградами типа поверхности стартового стола или поверхности Земли. Для выведения интегральной характеристики акустического поля вокруг ракеты в окружающей атмосфере важно рассмотреть взаимодействие между собой акустических колебаний от различного вида источников. Выявление вторичных источников акустического излучения

необходимо проводить при точном знании расположения стартовых сооружений, формы и размеров их поверхностей.

2. Волновой размер или параметр излучателей акустических колебаний и влияние его величины на вид акустических излучений

В аналитическое выражение волнового размера акустического источника kR входят k – волновое число ($k = 2\pi / \lambda$, $k = 2\pi f / c_0$, π – число "π", λ , f – длина волны и частота излучаемого звука соответственно, c_0 – скорость звука в окружающей среде) и R – радиус излучающей поверхности. 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 [2]. Волновой параметр определяет соотношение между радиусом излучателя R и длиной волны звука λ .

2.1. Физические модели акустических полей

Тип акустического поля определяется на основе известных представлений, изложенных в основополагающих работах по акустике [1-3]. Характер поля зависит прежде всего от типа акустических источников.

Это модели:

- точечного излучения (монополей);
- анализ акустических полей, генерируемых в среде при силовом воздействии на жёсткую поверхность, находящуюся в состоянии движения, или среду, и характеризующихся потенциалом Лэмба;
- акустического излучения и полей при колебаниях пластин и оболочек различной формы, протяжённости и площади;
- излучений, возникающих при истечении струй из сопел;
- акустического излучения, генерируемого при взаимодействии подвижной среды с поверхностями твёрдых тел различной формы;
- возбуждения и распространения акустических колебаний внутри газовых и жидкостных полостей с учётом особенностей конструктивных схем исполнения оболочек, выявление резонансов;
- монохроматического и импульсного излучения.

2.2. Математическое моделирование и расчёт акустических характеристик

Для создания математических моделей, предназначенных для расчёта характеристик акустических полей могут быть применены известные аналитические методы, ряды Тейлора и Фурье [12], а также численные методы и описания моделей в различных программных средах. Математические зависимости позволят провести анализ взаимосвязи энергетических характеристик источников акустического излучения с характеристиками их акустических полей. Важным является расчёт амплитудно-частотной характеристики акустического излучения.

Знание частоты излучения акустических волн позволяет применить известные в классической акустике модели длинноволновых и коротковолновых излучений [1, 2]. Это существенный фактор, который даёт представления о направленности акустического поля и позволяет упростить расчёты величины звукового давления в зависимости от изменения расстояний от источника колебаний до точки, где находится условный наблюдатель.

Звуковое давление в определённой точке акустического поля, окружающего ракету, может быть рассчитано на основе известных теоретических положений акустики, если расстояние r превышает длину волны λ излучаемых звуковых колебаний, то есть в зоне дальнего акустического поля.

Рассмотрим характеристики такой РКН, для которой известно, что частота колебаний, зарегистрированная вибродатчиками телеметрической аппаратуры на участке выведения, имеет диапазон 0,3-3000 Гц. Так как длина волны λ излучаемых акустических волн равна $\lambda=c_0/f$, то отсюда следует, что диапазон длин волн, излучаемых от летящей ракеты колебаний лежит в пределах 1133 м – 0,11 м соответственно. Пространство, где располагается дальнее акустическое поле излучателей, характеризуется начальным значением границы $r = \lambda$ (r – расстояние от источника излучения до точки наблюдения). Значения r , равные 1133 м – 0,11 м, определяют начальную границу дальнего акустического поля от среза сопла ракеты или от каких-либо её выступающих частей.

Основным источником шумов при взлёте РКН является её двигательная установка (ДУ). При включении двигателя на невозмущённую ранее атмосферу, окружающую ракету, начинают воздействовать силы колебательного характера, генерируемые в потоке продуктов сгорания, истекающего из сопла. То есть сечение среза сопла принимается за источник колебаний.

Принимаем диаметр среза сопла за характерный размер поверхности акустического излучателя.

В зависимости от частоты излучения и радиуса среза сопла определяется волновой параметр и тип излучателя.

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

3. Влияние на процесс генерации акустического излучения схемы старта РКН

Схема стартового комплекса и сооружений для каждой ракеты должна быть рассмотрена отдельно (рис. 1). Схема даёт возможность перейти к выявлению первичных и вторичных акустических источников акустического излучения. Например, в [13] представлено пусковое устройство (ПУ), с которого стартует ракета-носитель «Зенит» (11К77), общий вид пускового стола с установленной на нем ракетой. Отмечено, что до высоты подъёма 4 м хвостовой отсек ракеты находится в цилиндрическом заглублении. Величина зазора между движущейся ракетой и стартовым сооружением составляет - 1 м. Во время движения хвостового отсека ракеты происходит уменьшение зазора между корпусом ракеты и стаканом стартового сооружения.



Рис. 1. Вид на старт РКН

В схеме стартового стола также заложен канал, по которому движутся газы, представляющие собой струю продуктов сгорания, что обеспечивает требование осуществления безударного старта.

При изучении акустического излучения можно заметить, что для такой схемы старта характерно отсутствие воздействия струи из продуктов сгорания на окружающую среду вокруг корпуса ракеты в первые ~1,5 с полёта. На основании представленных данных можно считать незначительным воздействие шума на окружающую среду при полете РН до высоты 4 м в первые 1,5 секунды полёта.

Возникновение акустического поля от качания ракеты в целом можно также считать отсутствующим, так как согласно данным работы [11] конструкторам системы управления (СУ) обычно удаётся разработать алгоритм работы СУ на основе требования минимальности перемещения по рысканью хвостового отсека. Это даёт возможность избежать существенных колебаний ракеты в целом.

В [13] представлены исследования стабилизации движения РКН «Зенит-3SL», запускаемой в рамках международной программы «Морской старт». При разработке СУ ракеты с целью стабилизации движения с плавучей платформы должны были учитываться дополнительные возмущающие воздействия, обусловленные качкой платформы. Кроме безударности старта здесь были наложены ограничения на положение следов струй двигательной установки на палубе платформы из условий обеспечения допустимых уровней акустического, газодинамического и теплового воздействия. Показано, что было осуществлено устойчивое движение РКН до высот полёта 4 м, 8 м. В [13] отмечено, что была обеспечена техническая устойчивость ракеты в полете до высоты 200 м. Контроль осуществлялся по следам струй ДУ на палубе стартовой платформы.

Анализ акустического излучения в последующие секунды полёта необходимо проводить, опираясь на данные стартовых характеристик ракет.

Выявление вторичных источников акустического излучения необходимо проводить при точном знании расположения стартовых сооружений, формы и размеров их поверхностей.

В данной работе рассмотрена схема стартового сооружения ракеты, когда хвостовой отсек ракеты не заглублён в проём стартовой тележки. Поэтому анализ акустического излучения необходимо производить с нулевого отсчёта времени старта.

4. Волновой размер или волновой параметр как характеристика излучения акустических колебаний отверстием газохода

Анализ акустического излучения из отверстия газохода проведём, основываясь на данных о конструктивных размерах, представленных на рис. 2. В

первые доли секунд запуска ДУ истекающие газы струи полностью проходят через газоход. Источником акустического излучения следует считать отверстие выхода из газохода в окружающую среду. Известен частотный диапазон колебаний, на которых наблюдаются акустические излучения. Обычно в ракетной технике этот диапазон частот составляет 31,5 – 8000 Гц.

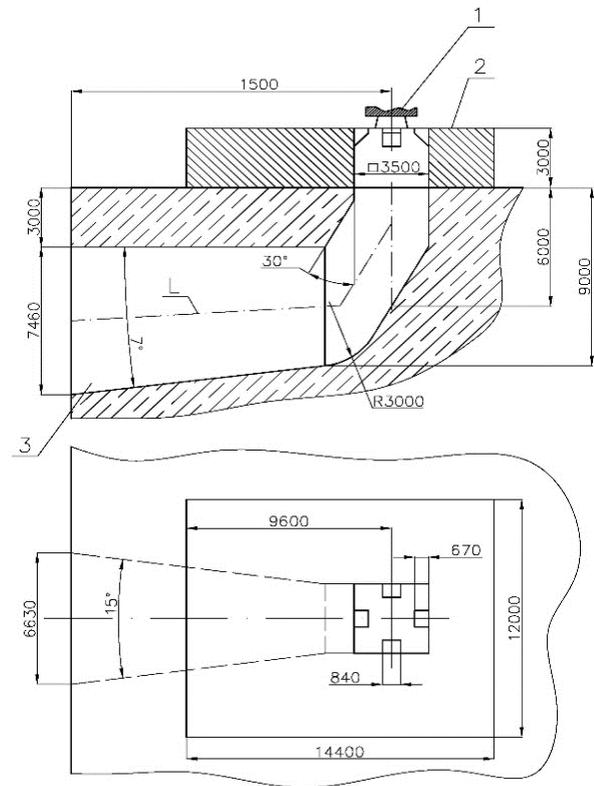


Рис. 2. Размеры газохода. 1 – РКН, 2 – ПСП, 3 – газоход, L – условная ось газотводящего канала

Определим параметр kR . Выходное отверстие газохода имеет вид прямоугольного отверстия размером 6630 на 7460 мм. Площадь такого отверстия составляет величину 4945800 мм², то есть 49,4598 м². Чтобы перейти к замене излучателя прямоугольного типа излучателем с круглым отверстием введём понятие эффективного радиуса излучателя $R_{эфф}$. Эффективный радиус такого излучателя может быть найден из корня квадратного частного от деления площади на число π и составит $R_{эфф} = 3,97$ м.

Значение параметра $kR_{эфф} = 1$ является важным в определении характера излучаемого акустического поля. Примем во внимание, что [2] при $kR_{эфф} > 1$ фронт акустического излучения из отверстия газохода имеет вид плоской акустической волны. При $kR_{эфф} < 1$ имеем излучение сферической акустической волны. При $kR_{эфф} = 1$ получаем значение частоты акустического излучения, которое разделит эти два вида излучения. Определим значение волнового числа k . $k = 1 / R_{эфф} = 0,252$. Так как $k = \omega / c_0$

(ω – круговая частота), то при $c_0 = 340$ м/с (для температуры воздуха 20°C) имеем значение круговой частоты $\omega = k \cdot c_0 = 85,68$. А частота излучаемого звука f равна $f = \omega/2\pi = 13,64$ Гц.

То есть для излучаемых из отверстия газохода акустических волн с частотами, ниже 13,64 Гц, фронт волны будет сферическим, а частот, которые выше величины 13,64 Гц, фронт волны будет плоским.

Учитывая, что рассматриваемый диапазон частот имеет значения 31,5 – 8000 Гц, а полученное значение частоты, разграничивающей фронты волн, составляет 13,64 Гц, можно смело утверждать, что характер излучения из отверстия газохода будет представлять собой акустическую волну с плоским фронтом. Акустические волны из газохода будут продолжать распространяться в окружающей воздушной среде в направлении, параллельном оси газохода.

5. Модель акустического излучения ДУ как объёмного сферического излучателя и излучателя волны с плоским фронтом

В данном разделе предложена методика расчёта шума ДУ РКН в первые 0 – 4,1 секунды полёта, позволяющие определить звуковое давление в окружающей среде.

В основе методики расчёта лежит моделирование акустического поля от ДУ РКН возможных двух типов излучения. Первый тип – это сферическое излучение от объёмного источника, второй тип – излучение акустической волны с плоским фронтом.

Определим диапазон частот излучения колебаний, для которого применимо такое моделирование. Сделать это позволяет применение параметра kR как критерия типа акустического излучения. Значение параметра $kR = 1$ позволяет разграничить две модели излучения. При $kR < 1$ фронт акустического излучения сферический, при $kR > 1$ фронт имеет форму плоской волны.

В зависимости от диаметра среза сопла, характерного размера поверхности акустического излучателя, определялся тип излучателя. Для диаметра сопла 1,5 м и диапазона частот от 31 Гц до 8000 Гц определяем волновой размер акустического источника излучения kR .

Приняв вышесказанное за внимание, следует опираться на значение граничной частоты $f_{gr} = 225$ Гц, которая разделяет два вида акустического поля: $f_{gr} < 225$ Гц – фронт акустической волны сферического типа, то есть источник акустиче-

ского излучения монополь. Для $f_{gr} > 225$ Гц – фронт акустической волны плоского типа.

В основу расчёта акустической мощности струи как объёмного излучателя звука или излучателя с объёмной скоростью положена теория излучения звука сиреной.

В модели объёмного сферического излучателя фронт сферической волны представляет собой сферическую поверхность, а звуковые лучи, согласно определению фронта волны, совпадают с радиусами сферы [4, 5]. 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 [1]

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = c_0 \left(\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} \right) + \frac{2\partial p}{r\partial r}, \quad (1)$$

где p – звуковое давление;

c_0 – скорость звука в среде;

t – время;

r – расстояние от центра сферической волны до точки наблюдения.

Частное решение уравнения (1) для расходящейся волны (распространяющейся в положительном направлении) имеет вид

$$p = \frac{p_i}{r} e^{i\omega \left(t - \frac{r}{c_0} \right)} = p_m e^{i\omega \left(t - \frac{r}{c_0} \right)}, \quad (2)$$

где p_i – амплитуда звукового давления на расстоянии, единицы длины от центра сферы;

$p_i = p_m / r \cdot r_m$ – амплитуда звукового давления на расстоянии единицы длины волны от центра сферы.

Закон убывания интенсивности звука I в сферической волне квадратичный

$$I = p_m^2 = p_m^2 / 2\rho c_0 = I_1 / r^2, \quad (3)$$

где $I_1 = p_m^2 / \rho c_0$ – ρ – плотность.

При увеличении параметра kR излучателя сферическая волна приближается к плоской. Например, для частоты 100 Гц (длина волны $\lambda = c_0 / f = 340 / 100 = 3,4$ м) при расстоянии от центра источника звука 0,25 м сдвиг фаз получается равным 65° , а для частоты 5000 Гц ($\lambda = 6,8$ см) при расстоянии 1 м

сдвиг фаз между активной и реактивной составляющими излучения получается уже около $0,5^\circ$.

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 объёмного источника в диапазоне частот $fgr < 225$ Гц.

Такой источник акустического излучения аппроксимируется сферическим излучателем с объёмной скоростью.

Для расчёта акустической мощности W используют известные в акустике соотношения [14]

$$W = \frac{\pi^3 p f^2 N d^4 v^2 k^2 r^2}{16 c^0 1 + k^2 r^2} \text{ при } \lambda \leq dkR \leq 1, \quad (4)$$

где N – количество сопел у объёмного излучателя;

d – диаметр сопла, из которого истекает струя;

v – максимальная скорость газа в отверстии.

В выражении (4) множителем учтён сдвиг фаз между звуковым давлением и колебательной скоростью на низких частотах излучения. То есть введён множитель, учитывающий активную составляющую акустической мощности [2].

Согласно принятым конструктивным данным имеем диаметр среза сопла ДУ ракеты d , равное 1,51 м. Тогда для всех излучаемых акустических волн, длина которых меньше $\lambda \leq 1,51$ м, а частота равна или меньше 225,17 Гц можно рассчитать акустическую мощность излучения согласно выражению (4).

Максимальную скорость газа в отверстии берём равной скорости истечения продуктов сгорания на срезе сопла. Эта величина принята 2624,6 м/с. Для случая, когда частота излучения $f = 225,17$ Гц, а $N = 1$, акустическая мощность излучения составит примерно 4 МВт.

Из выражений (2) и (3) рассчитаем звуковое давление p и интенсивность I . При площади поверхности акустического излучателя $S = \pi d^2/4$, имеем $S = 7,16$ м². Тогда интенсивность $I = 290 \cdot 10^6$ кВт/м². Звуковое давление p при такой интенсивности составит 836 Па.

Интерес представляет уровень звукового давления в децибелах (дБ) в точках, расположенных вдоль корпуса РКН, например, можно вычислить звуковое давление на расстоянии от источника излучения – среза сопла, равном r равно 18 м. Величина звукового давления в этой точке определяется согласно (3) и составит 46,4 Па или 127 дБ.

Расчёты по модели сферического излучателя должны быть проведены для всего частотного диапазона $f = 225,17$ Гц и ниже. Для частот излучения, когда $f > 225,17$ Гц выше до величины 3000 Гц, рас-

чёты акустической мощности следует проводить по формуле (5).

Из полученного результата можно сделать вывод, что для всех частот акустического излучения объёмным излучателем, меньших 225 Гц, величина уровня звукового давления в точке $r = 18$ м составит величину, меньшую, чем 127 дБ. Такое излучение возможно на участке полёта ракеты 1,5 – 3,8 с.

В модели излучателя, у которого волновой параметр $kR > 1$ фронт имеет форму плоской волны [1, 2]. Волновое уравнение для этого случая

$$\frac{\partial^2 p}{\partial t^2} = c_0 \left(\frac{\partial^2 p}{\partial r^2} \right), \quad (5)$$

где p – звуковое давление;

r – расстояние от поверхности излучения до точки наблюдения.

При $\lambda < d$, для излучателя параметр $kR > 1$ акустическая мощность излучения определяется из выражения [14]

$$W = \frac{\pi p c_0 N d v^2}{8} \quad (6)$$

Для всех частот акустического излучения со значением, большим чем 225 Гц, уровень звукового давления составит 153 дБ. Это акустическое излучение с плоским фронтом волны распространяется вдоль струи. Для расчёта акустических характеристик разработаны алгоритм и программа на языке JAVA.

На основе расчёта получены зависимости звукового давления от частоты при заданных температурных уровнях внешней среды (-32° С, 20° С и 42° С). Данные расчёта показали, что значение уровня звукового давления на частоте ~ 250 Гц составляет 150-155 дБ.

Заключение

Настоящая работа имеет перспективный характер для выяснения характера акустических полей и для расчёта уровней шумов от взлетающей РКН при проектировании космодромов. В требованиях к строительству подобных сооружений вносится выявление воздействия шумов на окружающую среду инфразвукового излучения при запусках ракет-носителей. Разработанный метод определения вида акустических источников при старте РКН даёт возможность определить величины амплитуд акустического давления, акустические воздействия на корпус ракеты и направленность акустических полей [15 – 18]. В данной работе разработан метод

исследований акустического излучения при старте ракет космического назначения на основе определения волнового параметра kR .

Исследован характер излучения акустических волн из отверстия газохода конкретных размеров. Получено, что для частот, выше 13,64 Гц, для рассмотренного газохода с определёнными размерами выходного отверстия излучение акустических волн имеет фронт плоской волны.

Приведены две модели генерирования акустического поля в окружающей среде при работе ДУ ракеты как излучателя плоской и сферической волн в зависимости от значения волнового параметра kR , разработана методика расчёта шума ДУ в диапазоне первых 1,5 – 4 секунд времени старта РКН.

Акустическое излучение на участке полёта ракеты 0 – 1,5 секунды требует уточнения из-за того, что струя полностью или частично заглублена во внутреннюю полость газохода.

Метод применим для исследований акустических излучений в первые секунды старта РКН и позволяет привести обоснованные данные по уровням звуковых давлений, интенсивности и акустической мощности в конкретных точках воздушного пространства вокруг РКН в первые секунды старта.

Литература

1. Ржевкин, С. Н. Курс лекций по теории звука / С. Н. Ржевкин. – М. : МГУ, 1960. – 261 с.
2. Сапожков, М. А. Электроакустика / М. А. Сапожков. – М. : Связь, 1978. – 272 с.
3. Гринченко, В. Т. Основы акустики / В. Т. Гринченко, В. В. Вовк, В. Т. Маципура. – Київ : Науково-виробниче підприємство «Видавництво «Наукова думка» НАН України, 2007. – 640 с.
4. Сокол, Г. И. Особенности инфразвуковых процессов в инфразвуковом диапазоне частот : монография / Г. И. Сокол. – Днепропетровск : Промінь, 2000. – 136 с.
5. Pimonov, L. *Les infra – sons* / L. Pimonov. – Paris : CNRS, 1976. – 277 p.
6. 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. – 44 с.
7. *Acoustic Design of Launch Pad for Epsilon Launch Vehicle* / S. Tsutsumi, T. Ishii, K. Ut, S. Tokudone, Y. Chiuouku, K. Wado // *Proceedings of AJCPP2014. Asian Joint Conference on Propulsion and Power, March 5–8, 2014, Jeju Island, Korea. AJCPP2014-090.*
8. Panda, J. *Identification of Noise Sources during Rocket Engine Test Firings and a Rocket Launch a Microphone Phased-Array* / J. Panda, R. Mosher, D. J. Porter // *NASA / TM-2013-216625, December 2013. – P. 1–20.*

9. Волков, К. Н. Турбулентные струи – статистические модели и моделирование крупных вихрей / К. Н. Волков, В. Н. Емельянов, В. А. Зазимко. – М. : ФИЗМАТЛИТ, 2013. – 960 с.

10. Sameer, Ahamed P. S. *Mathematical modeling and simulation of engine noise for automotive applications* / Institute of Noise Control Engineering / Ahamed P. S. Sameer, Punithavathi Duraiswamy // *Noise Control Engineering Journal. – February 2017. – Vol. 65, No. 1. – P. 33–41.*

11. 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 // Виконавці : Сокол Г. І. та інші. – Дніпро, 2017. – 150 с.*

12. Бронштейн, И. Н. *Справочник по математике для инженеров и учащихся вузов* / И. Н. Бронштейн, К. А. Семендяев. – М. : Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1986. – 554 с.

13. *Ракета как объект управления* / И. М. Игдалов, Л. Д. Шептун, Н. В. Поляков, Ю. Д. Шептун; под ред. акад. С. Н. Конюхова. – Днепропетровск: АРТ-ПРЕСС, 2004. – 544 с.

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

15. Сокол, Г. И. *Экологические аспекты в изучении пульсирующих двигателей* / Г. И. Сокол, Е. С. Мироненко // XII международная конференция «Дни науки», «ДНУ vedy», 2017, 22–30 srezna: Praha Publishing House «Education and Science», 2017. – Vol. 10. – P. 8–12. ISBN 978-966-8736-05-6. – 224029.

16. Сокол, Г. И. *Шумы от двигателей при запусках ракетополетов космического назначения* / Г. И. Сокол, Е. С. Мироненко // XIX Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос» : Збірник тез. – Дніпро, 2017. – 14 с.

17. Фролов, В. П. *Акустические излучения при старте ракет космического назначения в первые секунды полета* / В. П. Фролов, Г. И. Сокол // 6-я международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее», Днепр, 23-26 мая 2017 г. Украина: Тезисы докладов. – Днепр : ДП «КБ «Южное» им. акад. М. К. Янгеля», 2017. – 37 с.

18. Сокол, Г. И. *Энергетические воздействия шумов ракетных двигателей при старте ракет* / Г. И. Сокол, Е. С. Мироненко // *Матеріали V міжнародної науково-практичної конференції «Сучасний стан та проблеми розвитку статистики, обліку та аудиту в умовах глобалізації та енергозбереження», 4–5 квітня 2017р. – т. 2. – Дніпро, 2017. – С. 135–138.*

References

1. Rzhavkin, S. N. *Kurs lekcij po teorii zvuka*. [The course of lectures on the theory of sound]. Moscow, MSU, 1960. 261 p.

2. Sapozhkov, M. A. *Jelektroakustika*. [Electroacoustics]. Moscow, Communication Publ., 1978. 272 p.
3. Grinchenko, V. T., Vovk, V. V., Masyura, V. T. *Osnovy akustyky*. [Acoustic bases]. Kiev, Research and Production Enterprise «Publishing house «Scientific Idea» NAS Ukraine, 2007. 640 p.
4. Sokol, G. I. *Osobennosti infrazvukovyh processov v infrazvukovom diapazone chastot* [Features of infrasonic processes in the infrasonic frequency range : sci. monograph]. Dnepropetrovsk, Beam Publ., 2000. 136 p.
5. Pimonov, L. *Les infra - sons*. Paris, CNRS Publ., 1976. 277 p.
6. Dement'ev, V. K., Dumnov, G. E., Komarov, V. V., Mel'nikov, D. A. O maksimal'nyh akusticheskikh nagruzkah na raketu pri starte. [About the maximum acoustic loads on the rocket at launch]. *Astronautics and rocket science. Scientific and technical*, 2000, vol. 19. 44 p.
7. Tsutsumi, S., Ishii, T., Ut, K., Tokudone, S., Chuou-ku 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.
8. 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, pp. 1–20.
9. Volkov, K. N., Emel'janov, V. N., Zazimko, V. A. *Turbulentnye strui – staticheskie modeli i modelirovanie krupnyh vihrej* [Turbulent jets - static models and simulation of large vortex]. Moscow, PHYSMATHLIT Publ., 2013. 960 p.
10. Sameer Ahamed, P. S., Duraiswamy, Punithavathi. Mathematical modeling and simulation of engine noise for automotive applications / Institute of Noise Control Engineering. *Noise Control Engineering Journal*, vol. 65, no. 1, February 2017, pp. 33–41.
11. Sokol, G. I. and other *Doslidzhennja akustychnykh dzherel vyprominjuvannja, i'h polja ta metody rozrahunkiv i'h harakterystyk pry starti RKP* [Investigation of acoustic sources of radiation, their fields and methods of calculating their characteristics at the start of the space rocket]. Report on scientific work under Contract №792 from 31.03.2017, Dnipro, 2017. 150 p.
12. Bronshtejn, I. N., Semendjaev, K. A. *Spravochnik po matematike dlja inzhenerov i uchashhihsja vuzov* [A handbook on mathematics for engineers and university students]. Moscow, Science, Ch. ed. phys. - math. lit. Publ., 1986. 554 p.
13. Igdalov, I. M., Sheptun, L. D., Poljakov, N. V., Sheptun, Ju. D. *Raketa kak ob'ekt upravlenija* [The rocket as an object of control]. Dnepropetrovsk, ART-PRESS Publ., 2004. 544 p.
14. *Ul'trazvuk. Malaja jenciklopedija*. [Ultrasound. Small Encyclopedia]. Moscow, Science Publ., 1983. 400 p.
15. Sokol, G. I., Mironenko, E. S. *Jekologicheskie aspekty v izuchenii pul'sirujushhih dvigatelej* [Environmental aspects in the study of pulsating engines]. *XII International Conference «Days of Science», «DNU vedy»*, 2017, 22-30 srezna, Prahai Publishing House «Education and Science», 2017, vol. 10, pp. 8–12. ISBN 978-966-8736-05-6. – 224029.
16. Sokol, G. I., Mironenko, E. S. *Shumy ot dvigatelej pri zapuskah raketonositelej kosmicheskogo naznachenija* [Noise from engines during the launch of space launch vehicles]. *XIX International Youth Scientific and Practical Conference «Spacehuman» : Abstracts*, Dnipro, 2017. 14 p.
17. Frolov, V. P., Sokol, G. I. *Akusticheskie izluchenija pri starte raket kosmicheskogo naznachenija v pervye sekundy poleta* [Acoustic emissions during the launch of space rockets in the first seconds of flight]. *6-th International Conference «Space technology: the present and the future»*, Dnepr, 23-26 may 2017 y. Ukraine: Abstracts, Dnepr, DP «DD «South» named after acad. M.K. Jangel'» Publ., 2017. 37 p.
18. Sokol, G. I., Mironenko, E. S. *Jenergeticheskie vozdejstvija шумов ракетных двигателей при старте ракет* [Energy impacts of rocket engine noise during the rocket launch]. *Materials of the V International Scientific and Practical Conference «Current state and problems of statistic development, accounting and auditing in the conditions of globalization and energy saving»*, 4–5 april 2017 y., vol. 2, Dnipro, 2017, pp. 135–138.

Поступила в редакцию 29.03.2018, рассмотрена на редколлегии 19.06.2018

ХВИЛЬОВИЙ ПАРАМЕТР ЯК КРИТЕРІЙ В ОСНОВІ МЕТОДУ ДОСЛІДЖЕННЯ АКУСТИЧНИХ ДЖЕРЕЛ ПРИ СТАРТІ РАКЕТ

В. П. Фролов, Г. І. Сокол, В. Ю. Котлов

Метою цієї роботи стала розробка методу визначення типів акустичних джерел випромінювання і їх акустичних полів при старті ракет космічного призначення (РКП) в перші секунди на основі значень хвильового параметра. Основним джерелом шумів при зльоті ракет космічного призначення є її двигунова установка (ДУ). Перетин зрізу сопла приймається за джерело коливаний. В основу розрахунку акустичної потужності струменя як об'ємного випромінювача звуку або випромінювача з об'ємною швидкістю покладена теорія випромінювання звуку сиреною. У моделі об'ємного сферичного випромінювача фронт сферичної

хвилі являє собою 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. Робота має перспективний характер для з'ясування характеру акустичних полів і для розрахунку рівнів шумів від зльоту РКП при проектуванні космодромів. У вимогах до будівництва подібних споруд вноситься виявлення впливу шумів на навколишнє середовище інфразвукового випромінювання при запусках ракет-носіїв. Розроблено метод визначення типів акустичних джерел випромінювання при старті РКП і їх акустичних полів. Метод дозволяє розробити фізичні моделі акустичних полів і застосувати до розрахунку їх характеристик відомі математичні моделі. Метод застосовується для досліджень акустичних випромінювань в перші секунди старту РКП на основі визначення хвильового параметра kR і дозволяє привести обґрунтовані дані за рівнями звукового тиску, інтенсивності та акустичної потужності в конкретних точках повітряного простору навколо РКП в перші секунди старту. Досліджено характер випромінювання акустичних хвиль з отвору газоходу конкретних розмірів. Для розрахунку акустичних характеристик розроблені алгоритм і програма на мові програмування Java. Наведено дві моделі генерування акустичного поля в навколишньому середовищі при роботі ДУ ракети як випромінювача плоскої і сферичної хвиль в залежності від значення хвильового параметра kR , розроблена методика розрахунку шуму ДУ в діапазоні перших 1,5-4 секунд старту РКП.

Ключові слова: хвильовий параметр, акустичні поля, математичне моделювання, акустика, ракета

WAVE PARAMETER AS A CRITERIA IN THE BASIS OF THE STUDYING ACOUSTIC SOURCES METHOD DURING THE ROCKET LAUNCHING

V. P. Frolov, G. I. Sokol, V. Yu. Kotlov

The purpose of this work is to develop a method for determining the types of acoustic sources of radiation and their acoustic fields during the space rockets launch in the first seconds based on the wave parameter values. The main noise source during the space rocket launch is its propulsion system (PS). The cross-section of the nozzle is taken as the oscillation source. The theory of siren sound emission is based on the acoustic power calculation of a jet as a volume sound radiator or a radiator with a space velocity. In the model of a volumetric spherical radiator, the front of a spherical wave is a spherical surface, and the sound rays, according to the definition of the wave front, coincide with the radii of the sphere. As a result of the divergence of waves, the sound intensity decreases with distance from the source. The present work has a prospective character for clarifying the nature of the acoustic fields and for calculating the noise levels from the space rocket launch when designing the cosmodromes. In the requirements for the construction of such structures, the noise impact on the environment of infrasound radiation upon launching launch vehicles is identified. A method for determining the types of acoustic radiation sources during the space rocket launch and their acoustic fields has been developed. The method makes it possible to develop physical models of acoustic fields and apply known mathematical models to calculating their characteristics. The method is applicable for the study of acoustic emissions in the first seconds of the space rocket launch based on the determination of the wave parameter kR and allows us to provide valid data on the levels of sound pressure, intensity and acoustic power at specific points of airspace around the PS in the first seconds of the launch. The character of the acoustic wave radiation from a hole in a specific size gas flue has been studied. To calculate the acoustic characteristics, an algorithm and a program on Java programming language have been developed. Two models of acoustic field generation in the environment are described during the work of a rocket as a plane radiator and spherical waves, depending on the value of the wave parameter kR . A technique for calculating the noise of a remote control in the range for the first 1.5-4 seconds of the space rocket start time is developed.

Keywords: wave parameter, acoustic fields, mathematical modeling, acoustics, rocket

Фролов Виктор Петрович – д-р техн. наук, профессор каф. «Механотроники», Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени акад. М.К. Янгеля, Днепр, Украина, e-mail: vpfrolov@gmail.com.

Сокол Галина Ивановна – д-р техн. наук, профессор каф. «Механотроники», Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара, Днепр, Украина, e-mail: gsokol@ukr.net.

Котлов Владислав Юрьевич – аспирант каф. «Механотроники», Днепропетровский национальный университет имени Олеса Гончара, Днепр, Украина, e-mail: vlander8@gmail.com.

Frolov Viktor Petrovich – Candidate of Engineering Sciences, prof. of Mechatronics Department, State Enterprise "Design Bureau "Yuzhnoye" named after acad. M. K. Yangel, Dnipro, Ukraine, e-mail: vpfrolov@gmail.com.

Sokol Galyna Ivanovna – Candidate of Engineering Sciences, prof. of Mechatronics Department, Dnipropetrovs'k national university named after Oles' Honchar, Dnipro, Ukraine, e-mail: gsokol@ukr.net.

Kotlov Vladyslav Yurevich – PhD student of Mechatronics Department, Dnipropetrovs'k national university named after Oles' Honchar, Dnipro, Ukraine, e-mail: vlander8@gmail.com.