

## ПОЛУЭМПИРИЧЕСКАЯ ОЦЕНКА АКУСТИЧЕСКИХ НАГРУЗОК В УСЛОВИЯХ СТАРТА РАКЕТЫ С ОТКЛОНЕНИЕМ ЕЕ ОСИ ОТ ОСИ ГАЗОХОДА ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

Т. Я. БАТУТИНА<sup>1</sup>, В. Н. ОЛИЙНЫК<sup>2</sup>

<sup>1</sup> Государственное предприятие «Конструкторское бюро

«Южное имени академика М. К. Янгеля», Днепр

<sup>2</sup> Институт гидромеханики НАН Украины, Киев

При исследовании акустических нагрузок, действующих на головную часть ракеты на стартовом участке полета основные трудности связаны с корректным учетом гидродинамического и акустического взаимодействия следа струи и сопутствующего звука с сооружениями стартового комплекса и земной поверхностью. Как показывает практика, в реальных условиях ракета может уходить со стартовой позиции по так называемой возмущенной траектории, когда ее ось испытывает угловое отклонение и линейное смещение относительно оси газохода. В рамках полуэмпирического подхода, используемого НАСА, базовую расчетную методику предложено дополнить учетом дополнительных акустических источников, возникающих при выходе периферии следа отклоненной реактивной струи на поверхность стартового стола. Показано, что в определенных случаях это может приводить к значительному росту уровней генерируемого при старте звука, по сравнению с невозмущенной траекторией. При этом на определенной высоте подъема ракеты наблюдается максимум акустических нагрузок, могущий представлять опасность для штатной работы ее приборов и систем. Этот эффект следует принимать во внимание при проектировании ракетных комплексов различного назначения.

### ВВЕДЕНИЕ

Сверхзвуковые высокотемпературные турбулентные реактивные струи ракетных двигателей являются едва ли не наиболее мощными источниками звука из всех существующих. Генерируемый при старте ракеты широкополосный шум аэродинамической природы зачастую представляет опасность для жизни и здоровья людей, находящихся неподалеку от стартового комплекса. Более того, он способен порождать акустические нагрузки такого уровня, что может возникнуть угроза выхода из строя и даже разрушения конструкции самой ракеты и оборудования, находящегося на ее борту.

Исходя из этого, оценивание и, по возможности, минимизация акустических нагрузок от ракетного старта входит в список приоритетных заданий при проектировании самих ракет и соответствующих стартовых сооружений. При этом особую сложность представляет проблема учета взаимодействия реактивной струи с конструктивными элементами стартового комплекса – стартовым столом, газоотводным лотком или каналом. В ряде исследований показано, что на стартовом участке полета гидродинамическое взаимодействие реактивной струи с указанными препятствиями порождает высокоинтенсивные дополнительные источники звука, вклад от которых может иметь один порядок с излучением свободной струи и даже превышать его.

Для того, чтобы снизить негативное воздействие ракетного выхлопа на окружающую среду, современные стартовые позиции мощных ракет космического назначения (РКН) зачастую оборудуют газоходами закрытого типа. Как показывает опыт, наличие закрытого канала, окружающего струю, оказывается также весьма выгодным с точки зрения экранирования акустического излучения от той ее части, которая еще не

вышла из канала. Это особенно важно для первых двух-трех секунд полета, когда взаимодействие реактивной струи со стартовыми сооружениями максимально.

В первые мгновения старта РКН, как правило, ориентирована строго вертикально. Тем не менее, на практике могут возникать ситуации, когда ее ось испытывает линейное смещение и угловое отклонение от оси газохода. Как правило, это происходит, когда старт осуществляется при сильном ветре и с самого начала возникает необходимость проводить корректировку траектории за счет поворота сопла реактивного двигателя РКН.

В таком «неидеальном» случае важно оценить «краевой» эффект от взаимодействия истекающей из сопла реактивной струи со стартовым столом. Действительно, при определенных значениях углов тангажа, рыскания и линейного смещения периферия следа отклоненной струи может частично попадать на горизонтальную поверхность стартового стола, лежащую вне отверстия газохода. Это должно приводить к возникновению дополнительного гидродинамического источника звука, аналогичного источнику в области прямого взаимодействия реактивной струи с нормальным плоским дефлектором.

Моделирование и оценка изменения акустической нагрузки стартовой ракеты за счет отклонения и смещения ее оси от оси газохода и является целью данной работы.

## 1. РАСЧЕТ АКУСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СВОБОДНОЙ СТРУИ

Исходным пунктом при построении обсуждаемой методики являлось оценивание акустических характеристик свободной реактивной струи, не взаимодействующей с какими-либо препятствиями. Для этого была использована классическая расчетная схема НАСА, известная также как методика SP-8072 в реализации «метода распределенных источников» [1]. Общая идея метода состоит в том, что реактивная струя заменяется цепочкой расположенных на ее оси сосредоточенных источников, обладающих автомодельностью распределений частотных и направленных характеристик с пространственной нормировкой по характерному масштабу звукообразования и частотной – по модифицированному числу Струхаля.

Поскольку нормативный документ с ее описанием находится в открытом доступе, здесь для экономии места будет дано лишь краткое описание пошагового алгоритма расчетов с комментариями относительно модификаций, которые были внесены с целью еще более приблизить результаты расчета к реальности, пользуясь уточненными представлениями об акустических свойствах реактивной струи.

Определяется направление оси струи, и начало отсчета – выходной срез сопла.

На основании входных данных о мгновенных значениях тяги ракеты и скорости истечения продуктов сгорания на срезе сопла определяется полная акустическая мощность струи как источника в предположении, что коэффициент преобразования ее кинетической энергии в акустическую известен и составляет  $(0.5 \pm 0.22)\%$ .

Вычисляется абсолютный интегральный уровень звука для источника по отношению к  $10^{-12}$  Вт.

Для многосопловых реактивных двигателей по общей площади их выходного сечения пересчитывается эффективный диаметр сопла  $D_e$ .

Определяется линейный масштаб области звукообразования  $x_r$ . В классической версии методики он равен длине ламинарного ядра. Однако в настоящее время предложенная в [1] оценка считается чрезмерно завышенной, поэтому в нашем случае

привязка велась к положению сечения максимальной турбулизации, рассчитываемому по формуле [2]

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

где  $M_e$  – число Маха,  $\gamma_e$  – показатель адиабаты,  $I_0 = H_a / H_e$  – отношение энтальпии окружающей среды к энтальпии струи (все – на срезе сопла).

Акустически активная область струи ( $0 \leq x \leq 5x_t$ ) разбивается на  $S$  малых отрезков длины  $\Delta x$ , каждый из которых далее рассматривается как индивидуальный источник звука.

С использованием автомодельной зависимости для нормированного распределения мощности источников по длине звукообразующего ядра струи вычисляется общая акустическая мощность каждого  $s$ -го ( $1 \leq s \leq S$ ) отрезка разбиения:

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

где  $x$  – расстояние от среза сопла до центра отрезка; в квадратных скобках – нормированное распределение мощностей по длине ядра [1, рис. 12],

Нормированный спектр, каждого из источников приводится к стандартной октавной или третьоктавной полосе шириной  $\Delta f_b$ :

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

Здесь  $W(f,x)$  – акустическая мощность на расстоянии вдоль оси, отнесенная к полосе шириной 1 Гц и единице длины струи;  $c_a$  и  $c_e$  – скорости звука в окружающей среде и на срезе сопла соответственно; в квадратных скобках – нормированный спектр мощности, определяемый автомодельной зависимостью [1, рис. 13].

В точке наблюдения  $p$  с координатами  $(r, \theta)$  относительно центра  $s$ -го отрезка разбиения струи вычисляется уровень звукового давления в каждой из частотных полос, вносимый данным отрезком:

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

где  $\text{DI}(\theta)$  – поправка на направленность излучения. В нашем случае вместо стандартных распределений использовались эмпирически установленные значения поправки уровня в сторону головной части.

Заметим, что в ходе расчетов мы продолжали использовать приближение геометрической (лучевой) акустики, как и предполагают исходные методические рекомендации НАСА.

## 2. УЧЕТ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СО СТАРТОВЫМИ СООРУЖЕНИЯМИ

При исследовании акустики ракетного старта основные трудности, как правило, связаны с корректным учетом гидродинамического и акустического взаимодействия следа струи и сопутствующего звука с сооружениями стартового комплекса и земной поверхностью. Поэтому при моделировании взаимодействия реактивной струи с конструкциями и сооружениями стартового комплекса принимались во внимание следующие обстоятельства.

Во-первых, закрытый газоход с бетонированными стенками сам по себе является достаточно хорошим звукоотражающим экраном. Это проявляется в резком (до 20 Дб) снижении уровня звука, излучаемого в окружающее пространство той частью струи, которая еще не вышла из канала газохода. Таким образом, при оценке акустических нагрузок при идеальном (т.е. соосном с газоходом) запуске ракеты в первом приближении можно значительно упростить задачу стартовой акустики, учитывая только источники, находящиеся над поверхностью стартового стола.

Во-вторых, плоскую в целом поверхность стартового стола следует рассматривать как акустически жесткую стенку, дополнив расчет вкладками мнимых источников, возникающих за счет отражения звука в приближении геометрической акустики.

В-третьих, при достаточно сильных отклонениях и смещениях оси струи от оси газохода возможен частичный или полный выход ее следа на стартовый стол. Для моделирования такого взаимодействия предложено использовать полуэмпирическую модель взаимодействия сверхзвуковой струи с плоским дефлектором [3], разработанную в ФГУП ЦНИИМаш. В рамках этого подхода на основе полученных экспериментальных данных были получены универсальная зависимость нормированного уровня пристеночных турбулентных пульсаций давления при относительном удалении выхода сопла на определенное число диаметров  $D_e$  и формулы пересчета уровня пристеночных пульсаций в уровень звукового давления, начиная со средних (в акустическом смысле) удалений от источника.

Поскольку углы отклонения оси струи от вертикали на практике не превышают нескольких градусов, можно ограничиться случаем ее нормального падения на стартовый стол. Это позволяет исключить из рассмотрения вторичный источник в так называемой зоне растекания, моделируя только область непосредственного газодинамического взаимодействия струи с поверхностью [3,4].

Исходя из рекомендаций [5], при коллизии существенно сверхзвуковой струи с нормальной твердой плоскостью в качестве нормирующего масштаба для интенсивности пристеночных пульсаций выбирался удвоенный динамический напор. Для определения соответствующих значений плотности и скорости потока в сечении струи, падающем на стартовый стол, использовалась полуэмпирическая модель распределения ее газодинамических параметров, развитая в [2].

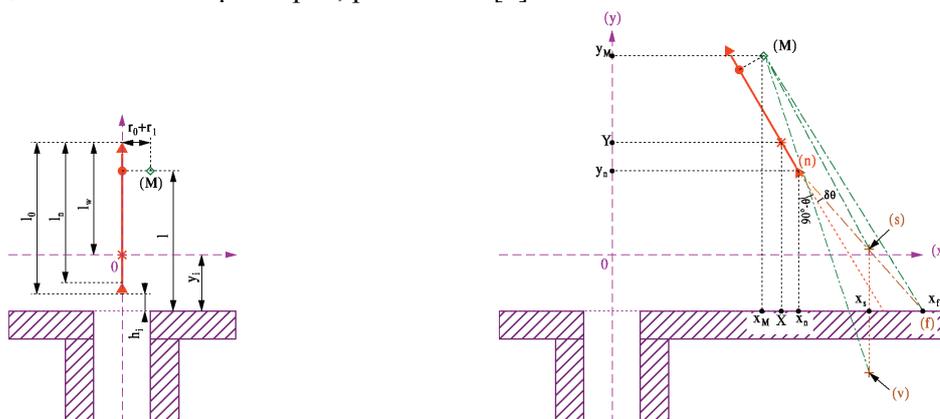


Рис. 1 – Схема основных геометрических параметров ракеты (слева) и схема полетных отклонений в плоскости  $xOy$  (справа). Красным показана ось ракеты, коричневым – ось струи. Поверхность стартового стола и стенки газохода выделены штриховкой; М – точка наблюдения (для расчета акустического поля вблизи головной части)

Для простоты считалось, что мощность акустического источника в зоне прямого взаимодействия пропорциональна площади  $S$  части следа струи, вышедшей за пределы газохода, имеющего известную конфигурацию. Площадь  $S$  вычислялась в приближении идеально расширенной реактивной струи кругового сечения по заданным баллистическим характеристикам стартового участка траектории.

На рис. 1 схематически показана геометрия системы, дающая общее представление о возможном взаимном расположении осей ракеты, реактивной струи и газохода на стартовом участке полета.

## АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

Тестовые расчеты по описанной выше методике были проведены на примере ракеты космического назначения среднего класса, стартующей с оборудованной закрытым газоходом позиции в условиях сильного ветра. Все сведения об основных параметрах стартового комплекса и ракеты, включая двигательную установку, а также результаты баллистического расчета отклоненной траектории старта были заимствованы из проектной документации, разработанной КБ «Южное имени академика М. К. Янгеля». Для анализа был выбран «пессимистический» сценарий, предполагающий наибольшие отклонения и линейные смещения оси ракеты по отношению к оси газохода.

Временная зависимость общего уровня звукового давления в точке наблюдения М для расчетной траектории приведена на рис. 2. Соответствующие ей максимальные октавные уровни звука в диапазоне высот подъема до 160 м показаны на рис. 3. Для сравнения здесь же отображены предельно допустимые значения уровней звука и кривые, соответствующие «идеальной» (неотклоненной) траектории.

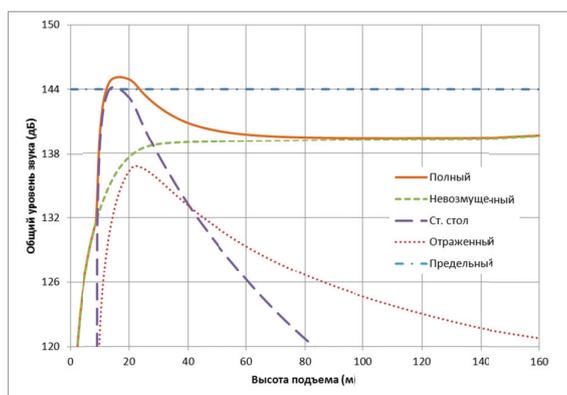


Рис. 2 – Изменение общего уровня звука на стартовом участке полета ракеты для отклоненной траектории

Из рис. 2 видно, что при неотклоненном старте и общий, и октавные уровни все время остаются в пределах допустимых величин. В то же время, рассматриваемый сценарий предполагает резкий подъем уровня звука в диапазоне высот (10...30) м с последующим его спаданием. В рассматриваемом случае даже наблюдается кратковременное превышение интегрального уровня звука в окрестности головной части ракеты. Как показывает расчет, влияние возмущения нивелируется только к (80...100) м подъема или более 50 диаметров сопла.

Как показывает более подробный анализ, здесь добавка к «невозмущенному» уровню формируется преимущественно за счет вклада области прямого взаимодействия

периферії сліда струї со стартовим столом. Інтересно, що для траєкторій с меншими відхиленнями осі ракети може домінувати добувка от акустических отражений.

Таке поведіння досліджуемої системи обусловлено комбінірованим впливом двох факторів, соотвєтствующих высотам підьема ракети, близким к продольному масштабу максимального звукообразования струї: за счєт скоростей потоку, близких к скорости истечения, значения динамического напора еще достаточно большие; уже достаточно развита турбулізация на препятствии.

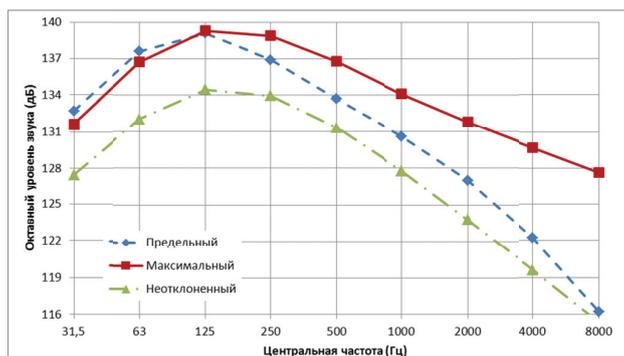


Рис. 3 – Максимальні рівні звуку в октавних полосах для стартового участка відхиленої траєкторії

Що каєасєтєся октавних рівней звуку, то, как видно из рис. 3, вклады низкочастотных полос практически всегда находятся в пределах допустимого, в то время, как с ростом частоты появляется и нарастает превышение пороговых значений.

## ВЫВОДЫ

1. Развита эффективная полуэмпирическая методика расчета акустических нагрузок при старте ракеты с малыми отклонениями от оси газохода.
2. Продемонстрирована значимость дополнительных источников звука, возникающих при выходе следа реактивной струи за пределы газохода.
3. Полученная информация о результирующих превышениях максимально допустимых уровней звука является основанием для принятия дополнительных мер по звукозащите приборного отсека головной части ракеты.

## ЛИТЕРАТУРА

1. *Eldred K.M.* Acoustic loads generated by the propulsion system. – NASA SP-8072, 1971. – 49 p.
2. *Varnier J., Koudriavtsev V., Safronov A.* Simplified approach of jet aerodynamics with a view to acoustics // AIAA J. – 2006. – Vol. 44, No. 7. – P. 1690–1693.
3. *Kudryavtsev V.V.* Acoustic environment at jet interaction with a plate // 29th Int. Congr. Exhibit. Noise Control Eng. (Inter.Noise 2000) – Pap. 775, 2000. – 6 p.
4. *Nonomura T., Goto Y., Fujii K.* Aeroacoustic waves generated from a supersonic jet impinging on an inclined flat plate // Int. J. Aeroacoust. – 2011. – Vol. 10, No. 4. – P. 401–425.
5. *Черный Г.Г.* Течения газа с большой сверхзвуковой скоростью. – М. : ГИФМЛ, 1959. – 220 с.