

УДК 629.7.054

В.В. КАРАЧУН, В.Н. МЕЛЬНИК, Е.А. КЛАДУН

Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев, Украина

АКУСТИЧЕСКОЕ ИЗЛУЧЕНИЕ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Проводится анализ причин возникновения акустического излучения ракет-носителей в натуральных условиях, а также устанавливается степень влияния каждого из факторов на общий характер звуковых полей.

акустическое излучение, ракета-носитель, флуктуация давления, натурные условия, волновое совпадение, волны Маха

Введение

Постановка проблемы и ее связь с научно-практическими задачами. Целый ряд исследований убедительно доказывают факт влияния звуковых полей на механические системы конструкции двигателей летательных аппаратов [1]. Вместе с тем, кроме внутренних причин, обусловленных тем или иным принципом работы двигателей, существуют внешние предпосылки появления проникающего излучения в натуральных условиях.

Охарактеризуем вкратце причину возникновения на поверхности ракеты пульсаций давления с позиций общей теории генерирования звукового поля неустойчивым аэродинамическим потоком. Частные случаи, такие как возникновение давлений, создаваемых шумом реактивной струи, задачи отраженного звука, природа атмосферной неоднородности, турбулентность в пограничном слое, осциллирующие ударные волны могут рассматриваться с позиций общей теории.

Теория пульсаций давления берет свое начало от двух классических работ by M.J. Lighthill о звуке, генерируемом в аэродинамическом потоке [2]. В них отмечается, что в натуральных условиях звук акустически эквивалентен звуку, генерируемому в идеальной среде системой распределенных источников, квадрупольей. M.J. Lighthill аналитически связал

мощность источников с тензором турбулентных напряжений T_{ij} :

$$T_{ij} = \rho U_i U_j + P_{ij} - c_0^2 \rho \delta_{ij}, \quad (1)$$

где ρ – плотность жидкости;

U_i – компонента скорости в i -м направлении;

P_{ij} – тензор напряжений, учитывающий и давление, и эффекты вязкости;

c_0 – скорость звука в идеальной среде;

δ_{ij} – символ Кронекера.

Акустическую аналогию он начал строить комбинируя точные уравнения сохранения количества движения с уравнениями неразрывности в одно – волновое, с правой частью:

$$\frac{\partial^2 \rho}{\partial t^2} - c_0^2 \nabla^2 \rho = \frac{\partial^2 T_{ij}}{\partial x_i \partial x_j}, \quad (2)$$

где x, t – соответственно координаты и время.

Таким образом, изучение влияния звуковых полей на механические системы конструкции двигателей установок не может быть полным без учета особенностей натуральных условий РН.

Обзор публикаций и выделение нерешенных задач. Наиболее удобная форма представления сверхзвукового пограничного слоя еще не найдена.

Средний квадрат акустического давления можно записать в виде:

$$\bar{P}^2 \sim \varepsilon^5 \frac{l^2}{|y|^2} \left\{ \rho U^2 \right\}^2 M^4 \left\{ (1 - M \cos \theta)^2 + \varepsilon^2 M^2 \right\}^{-\frac{5}{2}}, \quad (3)$$

где M – число Маха для движения вихрей относительно воздуха равное $c_0^{-1}U$;

ε – безразмерное значение характерного уровня турбулентности,

τ – угол между направлением движения вихрей и направлением излучения.

При малых скоростях, это уравнение выражает известный закон восьмой степени Lighthill's, в котором учтены явления связанные с конвекцией вихрей –

$$\bar{P}^2 \Big|_{M \cos \theta \ll 1} \sim \varepsilon^5 l^2 |y|^{-2} \left\{ \rho U^2 \right\}^2 M^4 (1 - M \cos \theta)^{-5}. \quad (4)$$

Соответствующее уравнение для волн, излучаемых под углом Маха, представляет собой третью форму уравнения (4) при условии, что $(1 - M \cos \theta) = 0$, то есть:

$$\bar{P}^2 (M \cos \theta = 1) \sim l^2 |y|^{-2} \left\{ \rho U^2 \right\}^2 M^{-1}. \quad (5)$$

Этот результат полностью согласуется с имеющимися данными исследований шума современных РН. При условии, когда $M \cos \theta = 1$, акустическая мощность составляет некоторую часть мощности струи и возрастает пропорционально кубу скорости. Так как эффективность такого типа излучения достаточно велика, понятно, что этим путем излучается максимальное количество звуковой энергии реактивной струи.

Отмеченные факты дают возможность для принципиальной оценки природы возникновения пульсации давления вследствие неустойчивого аэродинамического потока. Во внимание не принималось поле давлений, вызванное вибрацией поверхности корпуса РН. Главное, что следует из имеющихся данных, состоит в том, что звук связан не с какими-либо свойствами самой энергетической установки, но с потоком в непосредственной близости от ракеты.

Изложенное позволяет сделать вывод о необходимости глубокого анализа условий полета РН в плане изучения причин появления структуры звуковых полей в различных режимах функционирования изделия.

Постановка задачи данного исследования. Основные особенности аэродинамического потока, окружающего РН при сверхзвуковом полете, просматриваются из схемы, изображенной на рис. 1. Главная из них состоит в исключительном влиянии сильных ударных волн на головной аэродинамический обтекатель (ГАО) и в местах резкого изменения профиля фюзеляжа. Турбулентный пограничный слой может отделяться от корпуса и взаимодействовать с ударной волной. В этом случае в окрестностях пограничного слоя создаются интенсивные пульсации давления, которые затем в виде звуковых волн распространяются вниз по потоку. Возникающий турбулентный слой не имеет определенной скорости конвекции. Его расстояние корреляции того же порядка, что и толщина пограничного слоя. С другой стороны, волны перемещаются по потоку со скоростью звука относительно потока, поэтому фронт волны, двигающейся вниз, будет иметь относительно корпуса ракеты число Маха равное $(M^* + 1)$, а фронт волны, движущейся вверх, – $(M^* - 1)$.

Характеристический размер этих волн определяется масштабом турбулентности, а также числом Маха ракеты M^* и численно равен произведению масштаба турбулентности на величину $\frac{M^* + 1}{M^*}$, либо

на $\frac{M^* - 1}{M^*}$, в зависимости от направления движения

волны по потоку (вверх или вниз). Большая часть потока около стенки перемещается со скоростью ниже скорости звука, так что индуцируемое ее поле давлений на стенке подобно полю давлений в дозвуковом пограничном слое.

Внешние области пограничного слоя перемещаются относительно корпуса ракеты со сверхзвуковой скоростью, поэтому появляющаяся турбулентность будет служить причиной возникновения волн Маха, которые по достижении корпуса РН создадут новый источник шума. Эти волны особенно опасны, так как могут быть достаточно интенсивными. С увеличением скорости полета все большая часть пограничного потока превращается в сверхзвуковой и, таким образом, волны Маха начнут излучаться источниками, которые ранее двигались медленно. Это, в свою очередь, приведет к росту безразмерно-го уровня давлений и к уменьшению относительной скорости конвекции.

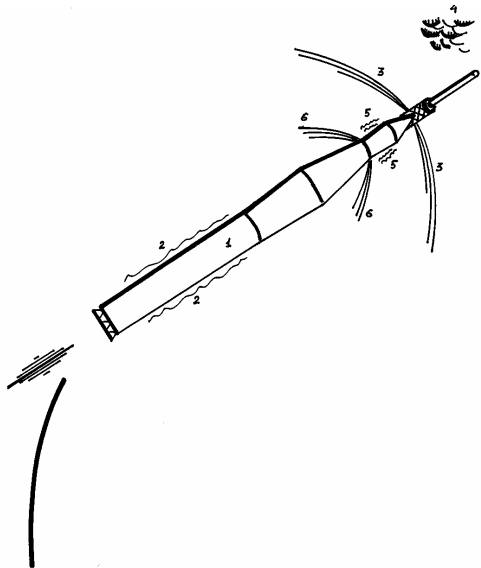


Рис. 1. Ракета-носитель **Saturn-5** с космическим кораблем **Apollo-17**: 1 – ракета; 2 – турбулентный пограничный слой; 3 – сильная ударная волна; 4 – атмосферная турбулентность; 5 – отошедший от стенки турбулентный пограничный слой; 6 – присоединенная ударная волна в месте резкого изменения поперечного сечения РН

Описанный эффект был обнаружен вначале на малых сверхзвуковых скоростях. Он был неустойчив, но с увеличением скорости плавно стабилизировался, поскольку при высоких ее градиентах требовал и больших изменений скорости потока для сколь-нибудь существенного увеличения объема

турбулентного пограничного слоя. Эти рассуждения вполне согласуются с экспериментальными данными [3].

Таким образом, необходимо классифицировать источники, порождающие акустические нагрузки в натуральных условиях с перспективой их воссоздания на испытательных стендах двигательных установок. Это даст более четкую картину происходящих процессов при полете аппаратов.

Изложение основного материала с обоснованием полученных результатов

Проанализируем другой важный случай – полет ракеты с дозвуковой скоростью и вдали от других объектов. Из экспериментальных работ, здесь наиболее значительными представляются две – Willmarth's W.W., Wooldridge's C.E. [4] и Hodgson's T.H. [5]. В первой работе показано, что среднее квадратическое значение давления в 2,15 раза превышает среднее касательное напряжение и в 0,0047 раз – скоростной напор. Во второй – эти цифры составляют 2,2 и 0,005 соответственно. Указывается, что пространственный масштаб турбулентности имеет порядок толщины пограничного слоя, а поле давлений движется вниз со скоростью конвекции, лежащей в пределах 0,56...0,83 скорости свободного потока. Другой, иногда более значимый источник пульсаций давления на поверхности РН при дозвуковой скорости, обусловлен шумом струи ракетного двигателя.

На рис. 1 схематично изображена структура струи и указаны особенности генерируемого звука. При изучении вопроса о звуковом давлении на поверхности фюзеляжа необходимо более детальное рассмотрение некоторых свойств этого поля. Теоретические исследования предполагают наличие наиболее интенсивных волн Маха в направлении, где имеет место равенство $(1 - M \cos \theta) = 0$. Очевидно, что для поверхности корпуса это равенство никогда не выполняется, так как здесь угол θ близок к π .

Удовлетворительная теоретическая трактовка должна опираться на уравнение (5) с доплеровским эффектом $(1 - M \cos \theta)$, который в данном случае будет равен $(1 + M)$, где M – число Маха для движения вихрей относительно воздуха.

Несомненно, что основным источником шума являются остронаправленные волны Маха, появление которых предопределено соблюдением условия $(1 - M \cos \theta) = 0$. Теория показывает, что в этом случае интенсивность звука пропорциональна третьей степени скорости истечения и квадрату плотности потока. Оба эти утверждения удовлетворительно согласуются с экспериментом [6]. Однако только при запуске из шахты ракета может подвергаться действию звукового излучения такого типа, поскольку лишь в данном случае имеют место поверхности, отражающие звук в направлении ракеты.

Основным же источником вибрации корпуса ракеты во время старта служит звук, создаваемый сильно турбулентным потоком, падающим на площадку. Этот звук, излучаемый эквивалентными диполями, превосходит создаваемый квадрупольями, и имеет максимум направленности по нормали к поверхности стартовой площадки. С удалением – интенсивность этого звука резко снижается.

Среднеквадратическое значение давления в этом случае пропорционально шестой степени скорости, связанной с медленным движением потока от отражающей поверхности, до малых значений, порядка толщины сверхзвукового пограничного слоя. Спектр индуцируемых акустических давлений занимает достаточно широкую область частот.

На ракете имеют место два основных изменения звукового поля. Вблизи среза сопла звук наиболее интенсивен и уменьшается при удалении в сторону носовой части. Второй эффект менее очевиден. Вблизи среза сопла имеется мелкомасштабный турбулентный поток, который создает высокочастотное

излучение, тогда как основные источники низкочастотного звука находятся сравнительно далеко.

Несколько слов о некоторых, менее изученных, аспектах шума ракет. Закон третьей степени скорости – квадрата плотности, ярко выраженная направленность под углом Маха, а также возможность использования числа Струхала в качестве масштаба частоты, – все эти особенности, предсказанные теорией, в настоящее время уже получили надежное практическое подтверждение. Имеется достаточно убедительное натурное обоснование и того факта, что основной причиной шума РН является радиация, излучаемая движущимися со сверхзвуковой скоростью квадрупольями. Установлено, что 0,5% мощности современных носителей излучается в виде звука.

Рассмотрение вопроса шумообразования было бы неполным, если не затронуть наименее ясные аспекты проблемы. К ним относятся: влияние сильных ударных волн в зоне перемешивания струи, температурная неоднородность вследствие плохого сгорания, демпфирование турбулентности звуковыми волнами и некоторые другие.

Так, логично предположить, что местные перегревы поверхности увеличивают излучаемый звук. Однако эксперимент доказывает обратное [6].

Неполное сгорание топлива увеличивает шум на 5 дБ по сравнению с номинальным режимом.

Наличие ударных волн, по существу, уменьшает излучаемый звук [7].

Вообще говоря, звук, генерируемый температурными неоднородностями и сильными ударными волнами, является несущественным по сравнению со звуком, создаваемым другими турбулентными источниками. Это подтверждается и экспериментом. Вместе с тем, эти факторы могут воздействовать непосредственно на поток и изменять природу турбулентных источников, что приведет в итоге к изменению их эффективности.

Выводы и перспективы дальнейших исследований в данном направлении

Изложенное убедительно доказывает о необходимости при проверке паспортных характеристик двигателей учитывать особенности функционирования изделий в натуральных условиях – как в режиме старта, так и при полете.

Приведенные данные не претендуют на полноту изложения природы явления, вместе с тем, раскрывают перспективы собственно изучения режимов РН, а также их трансформацию на стенды натуральных и полунатурных испытаний наземных комплексов.

Логическим продолжением должен послужить последующий выбор средств и методов уменьшения влияния акустического излучения на конструкцию двигателей. В первую очередь это относится к устранению возможностей проявления особенностей резонансного типа, например, волнового совпадения.

Литература

1. Інжекція акустичної енергії та її вплив на імпульсність конструкції двигунів / В.М. Мельник, В.В. Карачун, І.Г. Баранова, О.С. Шадріна // Авіаційно-космічна техніка і технологія: Наук.-техн. журн. – 2006. – № 8 (34). – С. 80-82.

2. Lilley G.M. Wall pressure fluctuations under turbulent boundary layers at subsonic and supersonic speed // Paper presented to the AGARD specialist meeting on noise held in Brussels. – 1963. – 271 p.

3. Kistler F.L., Chen W.S. The fluctuating pressure field in a supersonic turbulent boundary layer // Propulsion Laboratory Technical Report. – 1962. – № 326. – 277 p.

4. Willmarth W.W., Wooldridge C.E. Measurements of the fluctuating pressure at the wall beneath a thick turbulent boundary layer // University of Michigan Technical Report № 02920. – 1962. – I-T. – 317 p.

5. Hodgson T.H. Pressure fluctuations in shear flow turbulence. Ph. D. Thesis, The College of Aeronautics, Cranfield, Co A Note № 129, limited circulation, 1964. – 179 p.

6. Cole J.N., von Gierke H.E., Kyrazis D.T., Eldret K.M. Humphrey A.J. Noise radiation from fourteen types of rockets in the 1,000 to 130,000 pounds thrust range. Wright Air Development Center Report № NR 57-354, 1957. – 199 p.

7. Flowes Williams J.E., Kschetson B.W. Rocket Noise. Chapter 9 in Agardograph on Aerodynamic Noise edited by G.M. Lilley, 1963. – 176 p.

Поступила в редакцию 22.05.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.Н. Безвесильная, Национальный технический университет Украины «КПИ», Киев.