

Канд. техн. наук В. Т. Гринченко

АКУСТИЧЕСКИЕ ПРОБЛЕМЫ РАКЕТНОГО СТАРТА

Увеличение мощности ракетных двигателей привело к тому, что важным фактором, определяющим успешность старта ракетного комплекса, становится высокоинтенсивное звуковое поле, генерируемое реактивной струей. Это обстоятельство порождает новые инженерные проблемы обеспечения успешности запуска. Одной из важнейших научных проблем, решение которой необходимо для поиска путей управления акустическим излучением, является проблема идентификации и определения структуры источников звука в сложном сверхзвуковом потоке. Здесь выделяются три компонента: широкополосные сигналы от крупных и мелкомасштабных составляющих турбулентного потока и тональные сигналы, которые обычно не учитываются при оценке интегрального уровня звукового давления. Рассмотрены различные аспекты проблемы акустики старта ракетного комплекса, включающие в себя характеристику источников звука в сверхзвуковых реактивных струях, а также возможности и физические пределы, в рамках которых возможен контроль акустического излучения. Среди возможных методов управления процессом генерации звука струей рассмотрена возможность использования впрыска воды в струю. При сохранении общего уровня тяги такой способ воздействия на струю может лишь незначительно ослабить излучение. Использование больших объемов водовоздушной смеси рекомендуется для защиты конструкций пускового стола от разрушения. Существенный прогресс в понимании механизмов генерации звука сверхзвуковыми струями может быть достигнут с помощью математического моделирования процесса излучения. Описаны последние достижения в решении проблемы математического моделирования процесса излучения звука струей.

Ключевые слова: акустика старта ракеты, акустическая эффективность струи, полуэмпирические модели акустики струи, численные методы аэроакустики, контроль уровня шума струи.

Збільшення потужності ракетних двигунів призвело до того, що важливим фактором, який визначає успішність старту ракетного комплексу, стає високоінтенсивне звукове поле, генероване реактивним струменем. Ця обставина викликає нові інженерні проблеми забезпечення успішності запуску. Однією з найважливіших наукових проблем, вирішення якої необхідне для пошуку шляхів керування акустичним випромінюванням, є проблема ідентифікації та визначення структури джерел звуку у складному надзвуковому потоці. Тут виділяють три компоненти: широкосмугові сигнали від великих і дрібномасштабних складових турбулентного струменя і тональні сигнали, які зазвичай не враховують під час оцінювання інтегрального рівня звукового тиску. Розглянуто різні аспекти проблеми акустики старту ракетного комплексу, що охоплюють характеристику джерел звуку у надзвукових реактивних струменях, а також можливості та фізичні межі, у рамках яких можливо контролювати акустичне випромінювання. Серед можливих методів керування процесом генерації звуку струменем розглянуто можливість використовувати впорскування води у струмінь. За збереження загального рівня тяги такий спосіб впливу на струмінь може лише знизити випромінювання. Використання великих об'ємів водоповітряної суміші рекомендовано для захисту конструкцій пускового стола від руйнування. Значного прогресу щодо розуміння механізмів генерації звуку надзвуковими струменями можна досягти, використовуючи математичне моделювання процесу випромінювання. Описано останні досягнення у вирішенні проблеми математичного моделювання процесу випромінювання звуку струменем.

Ключові слова: акустика старту ракети, акустична ефективність струменя, напівемпіричні моделі акустики струменя, числові методи аероакустики, контроль рівня шуму струменя.

Due to an increase of power of rocket engines, the high intensity sound field generated by the exhaust jets have become an important factor, which determines the success rate of a rocket launch. Ensuring a successful launch of a rocket system became harder due to new engineering problems. Identification and definition of acoustic sources structure within a complex supersonic jet, being a one of the most important scientific problems, which have to be solved to find the ways to control accoustic radiation. A three components of acoustic sources can be defined here - broadband signals from large and small components of of turbulent jet and tonal signals which usually being overlooked during the estimation of overall sound pressure level. The paper considers various aspects of acoustics of the launch of rocket systems, which includes characteristics of acoustic sources in supersonic jets, possibilities and physical limitation factors, under which it is possible to control the sound radiation. Among the possible ways to control the process of sound generation by a jet, a method of water injection in a jet is being studied. While saving the general thrust of the engine this method can not greatly reduce the sound radiation by a jet. It is recommended to use big amounts of water-air mix to protect the launch pad from damage. Significant progress on the topic of understanding the process of sound generation by supersonic jets can be achieved via mathematical modeling of

sound radiation. The latest achievements of mathematical modeling of sound generation by supersonic jets being presented.

Keywords: Acoustics of rocket launch, acoustic efficiency of a jet, semi-empirical models of jet acoustics, numeric-computational methods in aeroacoustics, control of jet-generated acoustic levels.

Введение

Инженерный интерес к определению характеристик звукового поля, излучаемого реактивной струей, и к поиску возможностей контролировать его сформировался довольно давно. В определенном смысле рубежной датой в становлении такой дисциплины, как акустика потока, является 1952 год – год появления первой статьи Д. Лайтхилла [1]. Этим был сделан важный шаг к разработке подходов к построению математических моделей процесса генерации звука потоком. Сорок пятая годовщина с момента выхода статьи Д. Лайтхилла отмечена публикацией детального обзора результатов исследований акустики струй, описывающего ряд важных достижений в этом разделе прикладной аэродинамики [2]. Можно сказать, что с момента опубликования этой статьи интерес к проблемам излучения звука реактивными струями постоянно возрастал. С ростом мощностей реактивных, и прежде всего ракетных, двигателей пришло и понимание огромной роли звуковых и вибрационных возмущений как фактора, определяющего работоспособность ответственных инженерных конструкций.

Максимальное акусто-вибрационное нагружение ракетного комплекса, естественно, приходится на период старта. В англоязычной литературе для него появился специальный термин – launch vehicle acoustics [3].

Описание исследуемой проблемы

Практическая важность исследований в области аэроакустики определяется возможностью использовать их результаты для решения сложных инженерных задач контроля звука и вибраций при создании скоростных летательных аппаратов и изделий ракетной техники. Здесь приведем два примера, иллюстрирующих потребность в таком контроле. Имеется довольно обширный пласт литературы, предоставляющий ответы астронавтов на вопросы о космиче-

ских полетах. В одном из источников [4] описаны ощущения во время старта ракетного комплекса: «Когда главные двигатели загорелись за шесть секунд до старта, весь орбитальный корабль вздрогнул и затрясся, как небоскреб во время землетрясения. Глубокий грохот сотрясал кабину, когда главные двигатели развили полную тягу». Подобные ощущения также описывает американский астронавт, стартовавший на корабле «Союз» для полета на Международную космическую станцию [5].

Это интересные впечатления о поведении ракетных комплексов во время старта, указывающие на необходимость серьезного подхода к проблемам шума и вибрации при запуске пилотируемых космических аппаратов. Более важным для характеристики этой серьезной инженерной проблемы при создании новых ракетных комплексов могут быть результаты обсуждения новых проектов пилотируемых полетов на Луну и на Марс. О первом заседании комиссии по анализу предлагаемых проектов сообщает технологический бюллетень Массачусетского технологического института [6]. Руководитель группы экспертов, созданной для анализа проектов, Н. Августин на пресс-конференции после заседания заявил, что наиболее примечательным в обсуждении был вопрос о том, как вибрации влияют на конструкцию ракеты. Это важно, поскольку в наступившем 2020 году планируются четыре запуска космических аппаратов на Марс.

Полуэмпирические модели старта

Анализ соотношений акустической аналогии Д. Лайтхилла позволил установить важные интегральные оценки звуковых полей, генерируемых потоком. Самым автором модели с использованием теории размерностей было установлено, что мощность акустического излучения турбулентного потока пропорциональна средней скорости потока в восьмой степени. Более детальный анализ зависимости коэффициента пропорциональности от числа Маха позво-

лил Ф. Вильямсу установить, что для сверхзвуковых турбулентных струй мощность акустического излучения пропорциональна средней скорости струи в третьей степени. Соотношения $W \sim V^8$ и $W \sim V^3$ являются определяющими в аэроакустике.

Указанные энергетические оценки важны для понимания физической сути процесса генерации звука потоком. Для практического применения более важными являются количественные оценки коэффициентов пропорциональности. Количественной характеристикой трансформации энергии потока в энергию звуковой волны является коэффициент η , определяемый соотношением

$$\eta = A/M,$$

где η – коэффициент преобразования струи; A – акустическая мощность струи, Вт; M – механическая мощность струи, Вт [1].

Прежде всего следует отметить, что этот коэффициент акустической эффективности существенно зависит от сжимаемости среды. Для источников в воде он имеет порядок $10^{-8} - 10^{-9}$. Для воздуха его значение может находиться в пределах $10^{-4} - 10^{-2}$ [7]. Такие оценки являются результатом обобщений большого количества экспериментальных и расчетных данных. Для конкретных условий старта мощных ракетных комплексов в современных источниках для коэффициента эффективности принимают значение $\eta = 0,005 \pm 0,002$.

На первый взгляд можно отметить довольно большой разброс значений. Однако здесь следует иметь в виду, что речь идет о специфических акустических ситуациях. Как отмечалось в [3], уже на первых этапах развития космической техники существовало понимание того, что при старте ракет в плоскости среза сопла может возникать экстремальное звуковое поле с интенсивностью до 200 дБ. При таком масштабе возмущений ошибка в определении значения коэффициента эффективности в 2 раза (100%) приведет к ошибке в определении интенсивности звука в 3 дБ. Это значение меньше допустимой ошибки в измерении интенсивности звуковых полей, преду-

смотренной ГОСТами для процесса измерения. Оценка значения этого коэффициента получена из экспериментов. Если принять во внимание приведенное выше впечатление астронавта о старте, то можно заключить, что во время старта интенсивно вибрирует весь корпус ракеты в дополнение к струйным источникам звука. Было бы интересно определить экспериментально амплитуды и спектры вибраций с тем, чтобы эти дополнительные источники звука оценить количественно.

Численное моделирование старта

Быстрое развитие современных компьютеров открывает потенциальную возможность получить количественные оценки характеристик шума сверхзвуковых реактивных струй путем численного моделирования. Попытки построить и реализовать алгоритмы таких расчетов предпринимаются постоянно. Однако в настоящее время отсутствуют примеры надежных расчетов характеристик звуковых полей, генерируемых сверхзвуковыми струями. По-видимому, главной причиной является не отсутствие достаточно мощных вычислительных средств, а неполное понимание особенностей турбулентных течений. Именно оно позволит выработать более точные представления о турбулентном движении как источнике звука, отсеяв те составляющие, которые могут вызывать существенные вычислительные трудности, но связаны, по сути, с псевдозвуковыми составляющими.

В ракетных сверхзвуковых струях одним из важных факторов является относительно короткое время развития каскадных процессов передачи энергии по структурам потока с различными масштабами. В связи с этим, как и во многих других областях инженерной практики, для оценки характеристик звуковых полей развиты полуэмпирические подходы, опирающиеся на данные экспериментов и натурных наблюдений. Наиболее популярным из них является модель NASA SP-8072 [9]. Эффективность ее использования существенно зависит от то-

го, насколько полно и адекватно ее соотношения дополняются априорными данными о конкретном ракетном комплексе. Следует отметить, что с момента формирования этой полуэмпирической модели в области аэроакустики сверхзвуковых струй накоплен огромный массив данных о характере источников звука, их классификации, пространственном распределении по объему струи. Получены оценки эффективной с точки зрения излучения звука длины струи. Использование этих данных в рамках модели SP-8072 позволяет получить первое надежное приближение к количественной оценке энергетических и спектральных характеристик звукового излучения ракетной струи. Некоторым критерием достоверности расчетов может служить использование соотношений закона сохранения акустической энергии, основанных на известном заранее коэффициенте трансформации энергии потока в энергию звука.

Во многих практических ситуациях важным является достижение максимального акустического излучения в момент полного выхода (на высоту порядка 30 диаметров сопла) струи из дефлектора. Однако в некоторых случаях наблюдается горизонтальное смещение струи, и она начинает взаимодействовать с элементами конструкции пускового стола. Ситуация исследовалась экспериментально [10] при попадании струи на плоскую пластину. В работе нет оценки уровня дополнительного звука, который генерирует такая разрушительная струя. Однако в ней отмечено влияние геометрии сопла на уровень излучаемого звука. Установлено, что круглое сопло является самым шумным. Струя из прямоугольного сопла при прочих равных условиях излучала на 5-8 дБ меньше. Этот факт важен для понимания роли когерентных структур как источников шума. Наиболее эффективно такие крупные осесимметричные структуры формируются при истечении из круглого сопла. При оценке вклада в звуковое поле взаимодействия реактивной струи с конструкцией стола следует учиты-

вать, что при определенных условиях это дополнительный шум, который может быть энергетически соизмерим с шумом свободной струи [11].

Заключительная оценка проблемы моделирования

По-видимому, в ближайшее время в проблематике акустики ракетного старта, наряду с другими, сохраняют актуальность две проблемы: поиск инженерных решений для снижения уровня акустической нагрузки на экипаж и ответственные элементы ракетного комплекса и поиск методов успешного математического моделирования акустики старта. Что касается проблемы шума, то само существование довольно узких пределов для коэффициента трансформации энергии потока в звук указывает на существование принципиальных ограничений, поэтому можно надеяться снизить акустическую нагрузку на значение порядка 3 дБ. Несмотря на это, обсуждается большое количество возможных подходов к снижению уровня шума [13]. Дополнительно его можно получить за счет некоторого экранирования путем охлаждения поверхностного слоя струи впрыском воды. Для оценки возможностей такого способа влияния на акустическое излучение выполнен большой объем экспериментальных исследований [14]. В большинстве из них получены предсказуемые значения 3 дБ. Указываются некоторые результаты, связанные с большими расходами воды, со снижением уровня на 6-8 дБ. Однако в таких экспериментах следует контролировать значение тяги двигателя. Такое мощное воздействие на струю может привести к снижению ее интенсивности. Показанные NASA способы окутывания пускового стола водовоздушной смесью скорее обеспечивают защиту конструкций от разрушения мощной струей. Ожидается, что за счет поглощения звука в такой водовоздушной смеси возможно снижение уровня шума на те же 3 дБ.

В заключение отметим одну из последних работ о численных методах оценки излучения звука струей [14]. Хотя в этой работе речь идет о широко используемом ме-

тоде LES (Large Eddy Simulation), который адаптируется к акустическим проблемам за счет высокого порядка аппроксимационных полиномов в конечных элементах. Авторы подробно обсуждают тонкости вычислительных процедур для задач аэроакустики. Наиболее интересным является указание на использование свободно распространяемого программного продукта Nectar++. Опыт группы его пользователей может быть очень полезен при разработке собственных программных продуктов. И хотя тестирование алгоритмов выполнено для случая относительно малых чисел Рейнольдса, полученные результаты позволяют надеяться на возможность вычислять характеристики шумов реактивных струй для реалистичных значений их параметров струи.

Список использованной литературы

1. Lighthill M.J. On Sound Generated Aerodynamically: I. General Theory. Proc. Roy. Soc. London Ser. A, 211. 1952. P. 564–581.
2. Tam C. K. W. Jet noise. Theoretical Computational Fluid Dynamics. 1998. No 10. P. 393–405.
3. Lubert C. P. Sixty years of launch vehicle acoustics. Proc.Mtgs.Acoust. Vol. 31. 2017. doi:10.1121/2.0000704.
4. Ask the Astronaut: What does launch feel like? URL: <https://www.airspacemag.com/ask-astronaut/ask-astronaut-what-does-launch-feel-what-thoughts-and-emotions-run-through-your-mind-180959920/>
5. Tim P. Ask an Astronaut: My Guide to Life in Space. 2018. 272 p.
6. Saucer B. What's the Deal with Rocket Vibration? MIT Technology Review. July 15, 2009. URL: <https://www.technologyreview.com/s/414364https://whats-the-deal-with-rocket-vibrations/>.
7. Ross D. Mechanics of Underwater noise. 1976. 266 p.
8. Varnier J. Experimental study and simulation of rocket engine free jet noise. AIAA J. 2001. Vol. 39, No 10. P. 1851–1859.
9. Eldred K. M. Acoustic loads generated by the propulsion system. NASA SP-8072, 1971. 49 p.
10. Balakrishnan P., Srinivason K. Impinging get noise reduction using non-circular jets. Applied Acoustics. 2019. Vol. 143. P. 19-30.
11. Tsutsumi S. Acoustic generation mechanism of a supersonic jet impinging on deflectors / S. Tsutsumi, R. Takaki, Y. Nakanishi, K. Okamoto, S. Teramoto 52th AIAA Aerospace Sci. Meet. AIAA Pap. 2014-0882. 2014. 12 p.
12. Ahuja K. K., Manes J. P., Massey K. C., Calloway A. B. An Evaluation of various concepts of Reducing Supersonic Jet Noise, AIAA-90-3982. AIAA 13th Aeroacoustic Conference, 1990. P. 1-21.
13. Krathapalli A., Lenkatakrishnan L., Elovarsan R., Laurenc L. Supersonic Jet Noise Suppression by Water Injection. AIAA 2000-2025. 6th AIAA/CEAS Aeroacoustic Conference, 2000. P. 1-25.
14. Moratilla-Vega M. A., Lackhole K., Janicka J., Xia H., Page C. J. Jet Noise Analysis using an Efficient LES/ High-Order Acoustic Coupling Method. Computer and Fluid. 2020.

Статья поступила 30.01.2020