

УДК 534.83

## ОБ ИЗЛУЧЕНИИ ВОЛН МАХА СВЕРХЗВУКОВЫМИ СТРУЯМИ

В. Г. Пимштейн

Научно-исследовательский Московский комплекс  
Центрального аэрогидродинамического института им. Н. Е. Жуковского,  
105005 Москва, Россия  
E-mail: valerii\_pimshtein@mail.ru

С использованием теневого метода визуализации исследуется процесс излучения волн Маха и ударного шума в широком диапазоне частот одиночными сверхзвуковыми струями и компоновками струй в диапазоне чисел Маха  $M = 1 \div 4$ .

Ключевые слова: сверхзвуковые струи, волны Маха, ударный шум.

DOI: 10.15372/PMTF20160611

На связь неустойчивости сдвигового слоя и излучения шума высокоскоростными струями впервые указано в работах [1, 2]. В настоящее время модель излучения звука волнами неустойчивости достаточно полно описана математически и развита в многочисленных работах, посвященных исследованию различных аспектов этого явления, а также получила экспериментальное подтверждение [3–10]. Данная модель применяется при расчете излучения шума одиночными высокоскоростными струями с тонким слоем смешения (в частности, в режимах, близких к расчетным режимам истечения сверхзвуковой струи). Применимость этой модели для объяснения механизма излучения шума компоновками струй или струями с широким слоем смешения (например, надорасширенными сверхзвуковыми струями) пока не ясна. Возможно, для этих случаев справедливо предположение о воздействии рейнольдсовых напряжений на генерацию шума турбулентностью [11, 12].

Особенностью сверхзвуковых струйных течений является их способность излучать волны Маха, что получило теоретическое и экспериментальное подтверждение [13–30]. Практически во всех указанных работах фиксируется излучение волн Маха начальным участком струи, часто отмечается излучение звука участком струи, непосредственно прилегающим к соплу. Излучение волн Маха более удаленными от среза сопла участками сверхзвуковых струй отмечается, как правило, только в случае струй небольшого диаметра ( $5 \div 10$  мм) и в опытах с ударными трубами [18]. В указанных выше работах число Маха исследуемых струй, как правило, не превышало значения  $M = 2,0 \div 2,5$ . Одним из основных следствий теории о волнах неустойчивости является предположение, что они излучают волны Маха, наиболее интенсивные из которых наблюдаются в конце сверхзвукового участка. Однако результаты проведенных исследований не подтверждают возможности излучения волн Маха большой интенсивности областью струи, прилегающей к концу сверхзвукового участка.

Целью настоящей работы является исследование излучения волн Маха различными участками одиночных сверхзвуковых струй и компоновками сверхзвуковых струй при значениях числа Маха  $M = 1,0 \div 4,0$ .

**1.** Эксперименты проводились в большой заглушенной камере акустического отделения Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ) со сверхзвуковыми струями воздуха, истекающими из конических сходящихся-расходящихся сопел. Сопла были спроектированы для чисел Маха на срезе  $M = 1,0 \div 4,0$  в широком диапазоне степеней нерасчетности и имели диаметр выходных сечений  $d = 10 \div 55$  мм. Визуализация струй, волн Маха, излучаемых струями, и звуковых волн, излучаемых образующимися возмущениями, осуществлялась с помощью прямого теневого метода. Время экспозиции составляло приблизительно  $2 \cdot 10^{-7}$  с, размер светящегося тела —  $0,2 \div 0,3$  мм, расстояние от источника света до струи — 1500 мм, расстояние от струи до фотопленки — 200 мм, размер получаемой теневой фотографии —  $200 \times 500$  мм. Разрешающая способность метода при исследованных значениях скорости истечения составляла  $0,1 \div 1,0$  мм. Используемый при аэроакустических взаимодействиях в качестве источника звука генератор Гартмана при внешнем поперечном воздействии помещался в один из фокусов эллипсоидного отражателя звука (во втором фокусе среднеквадратичное значение амплитуды образовавшейся пилообразной звуковой волны могло достигать  $\approx 170$  дБ, частота звукового воздействия менялась в диапазоне  $1 \div 10$  кГц). При внутреннем продольном воздействии генератор Гартмана помещался в форкамеру сопла. Акустические измерения осуществлялись линейкой из шести микрофонов типа 4136 V&K, расположенных на расстоянии, равном  $1 \div 20$  калибрам от границы струи и на расстоянии до 40 калибров вдоль струи. Некоторые данные о структуре звукового поля и излучении шума компоновками струй были получены в экспериментах на холодной воздушной модели двигательной установки (ДУ) ракеты-носителя “Энергия” (масштаб  $1 : 100$ ) в заглушенной акустической камере акустического отделения ЦАГИ.

В рамках программы разработки многофазной авиационно-космической системы (МАКС) исследовались нагрузки на самолет-носитель от струй двигательной установки ракетного ускорителя. Совместно с Центральным институтом авиационного моторостроения были проведены исследования акустических и газодинамических характеристик свободных струй ДУ: при некоторых схемах и траекториях разделения ракетного ускорителя поверхность самолета-носителя оказывается в акустическом поле свободных струй. Опыты проводились на модели хвостовой части самолета-носителя с двухсопловой ДУ (масштабы  $1 : 27,5$  и  $1 : 275$ ). Сопла ДУ (масштаб  $1 : 27,5$ ) имели диаметр выходного сечения  $d = 55$  мм, в двухсопловой компоновке сопла имели эффективный диаметр 77 мм, были спроектированы для числа Маха на срезе сопла  $M = 4,0$  и функционировали при значениях степени нерасчетности  $n = 0,5; 0,8$ . В некоторых схемах разделения ракетного ускорителя и самолета ракетные двигатели включались на самолете, чем обусловлена необходимость проведения таких исследований. Для акустических измерений в заглушенной акустической камере также использовалась линейка микрофонов.

**2.** В работе [21] приведены результаты экспериментального исследования структуры ближнего акустического поля сверхзвуковых струй с числами Маха  $M = 1,0 \div 3,5$ , диаметрами выходных сечений сопла  $d = 10 \div 40$  мм при различной степени нерасчетности, а также теневые фотографии этих струй, дающие представление об их ударно-волновой структуре, размерах ячеек периодической структуры, степени расширения струй, ширине области смещения и т. д. (оригиналы фотографий обрабатывались на компьютере для выявления излучаемых этими струями волн Маха и ударного шума в широком диапазоне частот, некоторые выделенные области на снимках увеличены).

Результаты экспериментов, в которых исследовалось внешнее поперечное воздействие на струи пилообразных звуковых волн конечной амплитуды, показывают, что излучение

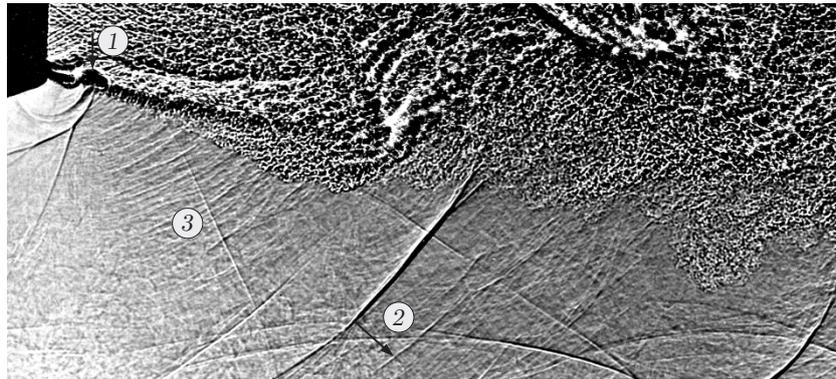


Рис. 1. Волны Маха, излучаемые при аэроакустических взаимодействиях ( $M = 2,0$ ,  $n = 1,5$ ,  $L \approx 170$  дБ):

1 — крупный вихрь, 2 — волна Маха большой интенсивности, излучаемая крупным вихрем, 3 — волны Маха, излучаемые мелкомасштабными вихрями

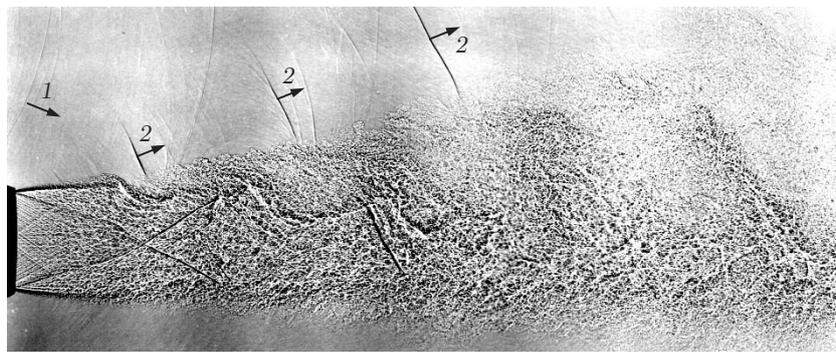


Рис. 2. Структура сверхзвуковой струи при воздействии падающей звуковой волны при  $M = 2,0$ ,  $n = 0,8$ ,  $f \approx 1,2$  кГц:

1 — падающая звуковая волна, 2 — волны Маха

волн Маха участками сверхзвуковых струй, прилегающих к соплу, обусловлено образованием мелкомасштабных дискретных вихрей при обтекании потоком кромки сопла (рис. 1). Крупный вихрь, образующийся при воздействии пилообразной звуковой волны конечной амплитуды на кромку сопла, излучает волну Маха большой интенсивности. Вследствие больших размеров скорость движения этого вихря меньше скорости движения мелкомасштабных вихрей, возникающих в невозмущенной струе, поэтому углы, под которыми излучаются волны Маха мелкомасштабными вихрями и крупным вихрем, незначительно различаются, однако характер излучения волн Маха одинаков.

Следует отметить, что крупные вихри, образовавшиеся под воздействием звуковой волны, распространяясь вниз по потоку, увеличиваются, сохраняя форму на больших расстояниях от сопла (рис. 2). Такой способностью обладают также вихри в свободных невозмущенных струях, этим обусловлено излучение ударного шума в широком диапазоне частот и дискретного тона нерасчетными сверхзвуковыми струями.

3. На рис. 3 приведена увеличенная фотография, дающая достаточно полное представление о структуре поля волн Маха, излучаемых начальным участком сверхзвуковой струи. Излучение волн Маха мелкомасштабными вихрями вносит вклад в высокочастотную часть спектра шума, излучаемого сверхзвуковыми струями, в то время как основные источники шума, как показывает анализ изолиний звукового давления в ближнем поле [21], распо-

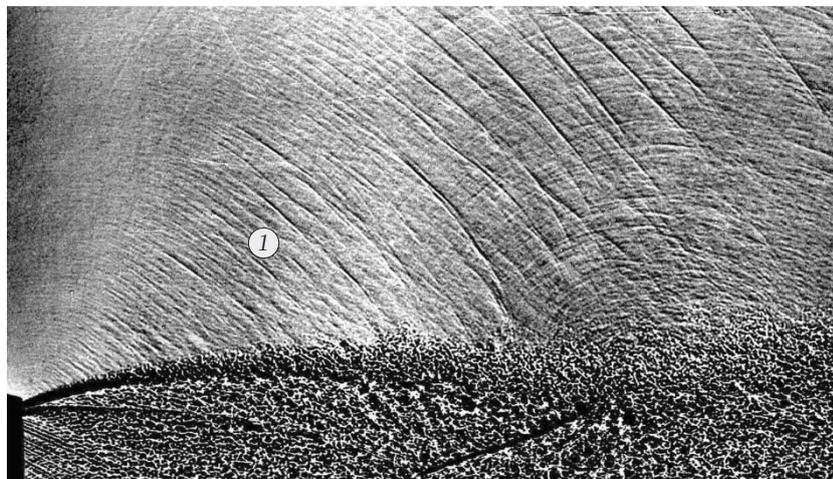


Рис. 3. Волны Маха (1), излучаемые начальным участком сверхзвуковой струи

лагаются значительно ниже по потоку. На рис. 4 приведены теньевая фотография струи ( $M = 2,0$ ,  $n = 2,0$ ,  $d = 10$  мм) и изолинии звукового давления в октавной полосе частот, центральная частота которой соответствует числу Струхала  $Sh \approx 0,3$ . В области этих частот в окрестности участка максимального шумообразования не удается обнаружить излучения волн Маха существенной интенсивности. Поскольку не все, что хорошо видно на тневых фотографиях, “хорошо слышно” (т. е. не входит в энергонесущую часть спектра излучаемой струей акустической энергии), и, наоборот, то, что нельзя наблюдать на этих фотографиях, может быть “хорошо слышно”, можно утверждать, что излучение волн Маха начальным участком сверхзвуковых струй “не слышно”.

4. Рассмотрим излучение ударного шума в широком диапазоне частот сверхзвуковыми струями при нерасчетных режимах истечения.

Начиная с работы [31], в которой предложена простая модель излучения ударного шума в широком диапазоне частот, исследовались различные аспекты этого явления и в настоящее время природа этого излучения, его источники, частота, направленность и интенсивность достаточно хорошо изучены [32–35]. Представленные в настоящей работе тневые фотографии добавляют некоторые детали в картину излучения ударного шума сверхзвуковыми струями (рис. 3, 5). Процесс взаимодействия пульсаций скорости в слое смещения сверхзвуковой струи со скачками уплотнения в структуре сверхзвуковой струи имеет четко выраженный дискретный (импульсный) характер, частота излучаемых при этом волн сжатия-разрежения достаточно велика. Как и в случае излучения волн Маха, эти частоты, как правило, не входят в энергонесущую часть спектра излучаемой акустической энергии: существенный вклад в нее вносит излучение вследствие взаимодействия скачков уплотнения с вихрями, сохраняющими форму на расстоянии, равном нескольким длинам ячеек периодической структуры струи, и обуславливающими фазовый сдвиг волн сжатия, излучаемых под определенными углами к оси струи [31]. Интенсивность излучаемого ударного шума может быть настолько велика, что на тневых фотографиях волны сжатия-разрежения могут восприниматься как волны Маха. На начальном участке струи вблизи сопла волны сжатия-разрежения в аксиальном сечении имеют вид концентрических окружностей: слой смещения узкий и взаимодействие вихрей со скачками уплотнений происходит в ограниченной области вблизи звуковой линии. Вниз по потоку струя расширяется, и волны сжатия-разрежения теряют вид концентрических окружностей: источником ударного шума становится весь скачок уплотнения, а не только его область вблизи звуковой линии. Можно предположить, что волны сжатия-разрежения, наблюдае-



Рис. 4. Теневая фотография и изолинии звукового давления  $L$  при  $M = 2,0$ ,  $n = 2$ ,  $d = 10$  мм,  $Sh \approx 0,3$ :  
 1 —  $L = 149$  дБ, 2 —  $L = 152$  дБ, 3 —  $L = 155$  дБ, 4 —  $L = 158$  дБ, 5 —  $L = 161$  дБ,  
 6 —  $L = 164$  дБ, 7 —  $L = 167$  дБ



Рис. 5. Широкополосная составляющая ударного шума, излучаемая из области в конце первой ячейки периодической ударно-волновой структуры струи, при  $M = 2,5$ ,  $n = 1,0$ ,  $d = 20$  мм

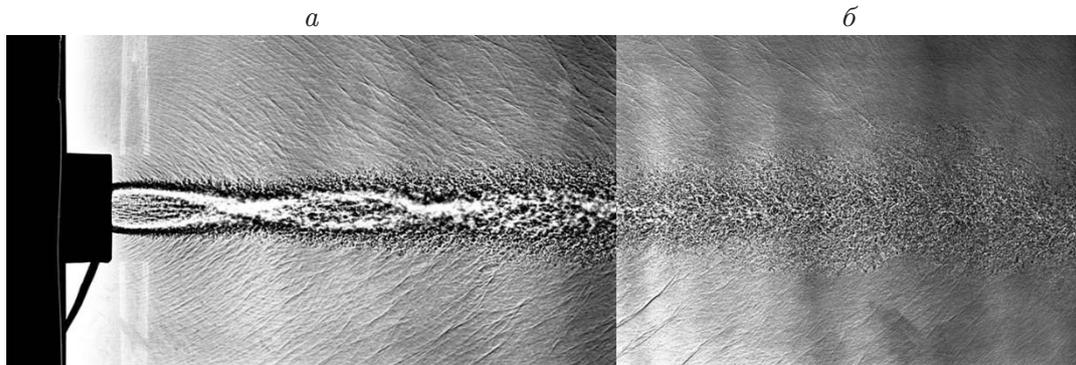


Рис. 6. Структура ближнего звукового поля сверхзвуковой струи при  $M = 4,0$ ,  $n = 0,8$ ,  $d = 5,5$  мм:

*a* — начальный участок струи, *б* — участок струи вдали от сопла

мые на достаточно большом расстоянии от сопла (иногда очень интенсивные), представляют собой составляющие ударного шума: углы, под которыми эти волны, аналогичные волнам Маха, излучаются, соответствуют существенно бóльшим значениям конвективной скорости перемещения возмущений, чем их скорость вблизи сопла, что невозможно на рассматриваемом расстоянии от сопла. Таким образом, на достаточно большом расстоянии от плоскости среза сопла в исследованных режимах не удастся обнаружить волны Маха: фронты волны сжатия-разрежения имеют кривизну, свидетельствующую о том, что они, по-видимому, являются составляющей ударного шума в широком диапазоне частот.

**5.** На рис. 6 показана структура звукового поля в близком к расчетному режиме истечения из сопла небольшого ( $d = 5,5$  мм) диаметра. Волны сжатия-разрежения излучаются под бóльшими углами, чем волны Маха, излучаемые начальным участком этой струи. Можно предположить, что наблюдаемые вблизи струи волны сжатия наряду с волнами широкополосной составляющей ударного шума (которые, как отмечалось выше, можно идентифицировать по кривизне фронта) излучаются источниками звука в струе. Звуковые волны, излучаемые источниками звука в струе, переносятся потоком, поэтому скорость их распространения всегда больше скорости звука в окружающем пространстве, и они могут излучаться в это пространство под углом, близким по величине к углу Маха. Подобное явление наблюдается в экспериментах, в которых исследуется внутреннее продольное воздействие пилообразных звуковых волн конечной амплитуды на дозвуковые и сверхзвуковые струи [30]. Компактное (импульсное) акустическое возмущение, создаваемое генератором Гартмана, помещенным в форкамеру сопла, перемещаясь по струе со сверхзвуковой скоростью, генерирует волны Маха в окружающем пространстве (рис. 7). Некоторые волны сжатия можно рассматривать как результат излучения звука источниками в струе, в случае если кривизна их фронта и место образования — концы ячеек периодической структуры — не соответствуют диапазону частот ударного шума.

**6.** Ближнее акустическое поле, аналогичное описанному выше, можно наблюдать при истечении струй из компоновки блоков и из всей компоновки модели ДУ ракеты-носителя “Энергия” (масштаб 1 : 100) (рис. 8). На теневых фотографиях в ближнем акустическом поле высокоскоростных струй наблюдаются волны сжатия ограниченных по фронту размеров. Это может свидетельствовать о том, что процесс генерации шума в струе имеет импульсный характер, т. е. некоторый объем в слое турбулентного смешения излучает шум не постоянно, а периодически. Периоды более интенсивного и менее интенсивного излучения шума струей в целом, отмеченные в работе [36], можно считать излучением шума некоторым элементарным источником шума в струе. Подобное явление, возможно,

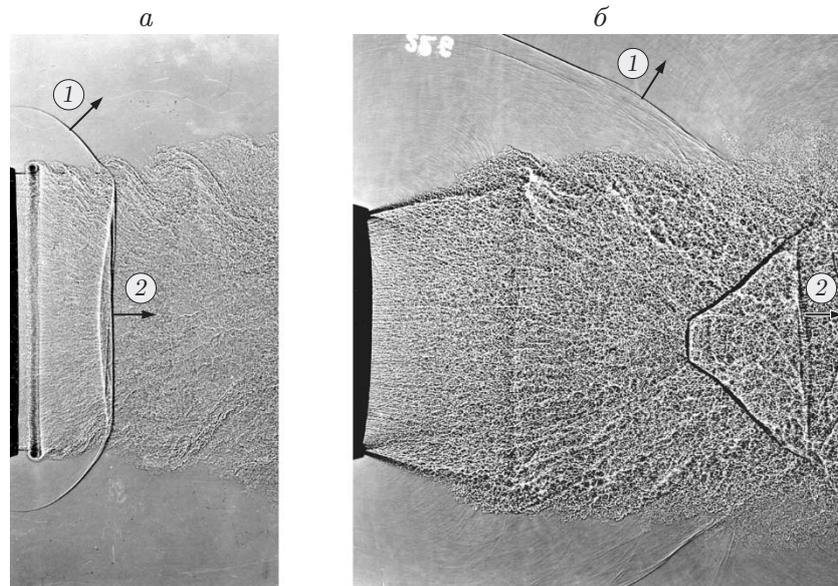


Рис. 7. Волны Маха при компактном акустическом излучении в дозвуковой ( $\bar{P}_0 = 1,4$ ,  $f = 1,6$  кГц) (а) и сверхзвуковой ( $\bar{P}_0 = 4,2$ ,  $f = 2,0$  кГц) (б) струях: 1 — волны Маха; 2 — пилообразная звуковая волна конечной амплитуды

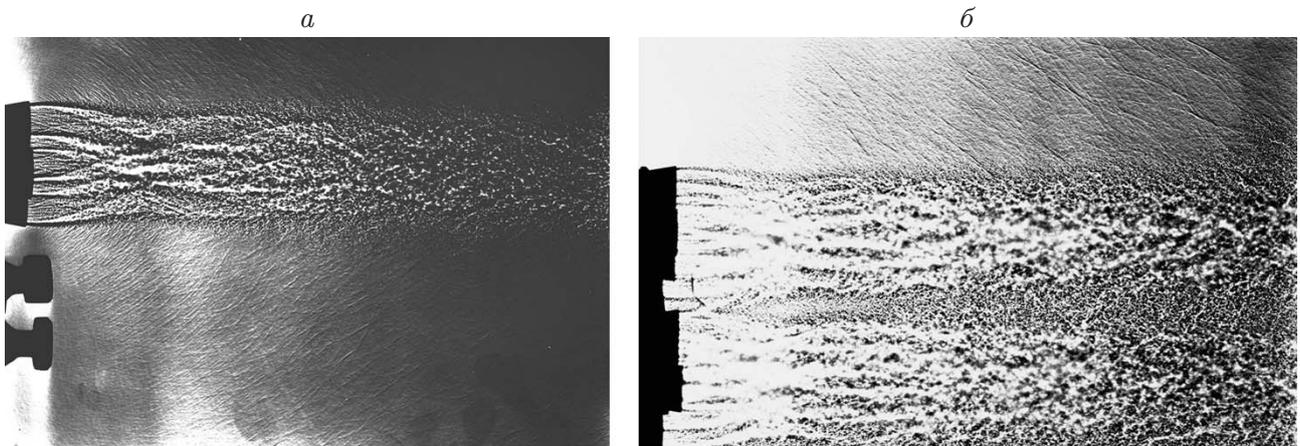


Рис. 8. Структура ближнего звукового поля при истечении струй из блока (а) и из всей компоновки ДУ ракеты-носителя “Энергия” (б) (масштаб 1 : 100)

имеет место и в дозвуковых струях. Согласно работам [37, 38] генерация звука струями, возможно, обусловлена движением и разрушением завихренности, а быстрое разрушение крупномасштабных структур является основным механизмом излучения шума. Использование прямого теневого метода не позволяет обнаружить волны сжатия в дозвуковых струях при малых перепадах давления. Это может быть вызвано тем, что интенсивность излучаемого шума при этом сравнительно невелика, а процесс генерации шума более длительный.

Приведенные выше результаты исследования структуры ближнего звукового поля одиночных холодных воздушных сверхзвуковых струй и компоновок струй в широком диапазоне чисел Маха и степеней нерасчетности с использованием прямого теневого метода не позволили выявить интенсивное излучение волн Маха достаточно удаленными участками сверхзвуковых струй, несмотря на предположение, что они вносят основной вклад в излучаемую акустическую энергию.

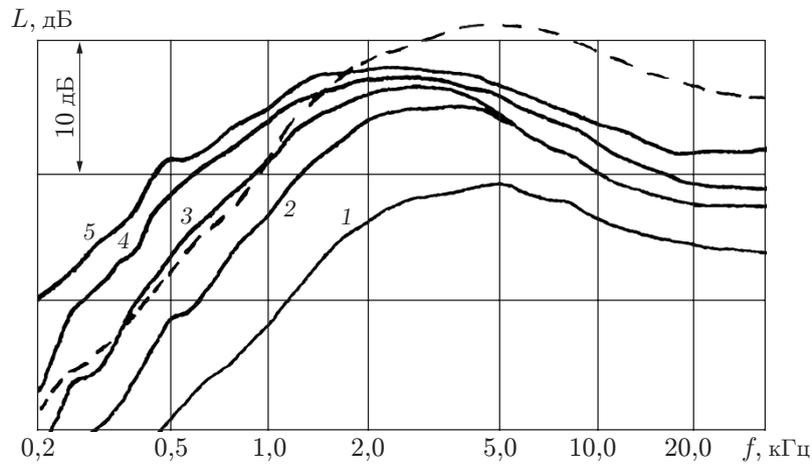


Рис. 9. Спектры шума струй, генерируемых при  $\theta = 30^\circ$  блоками модели ДУ ракеты-носителя “Энергия” (масштаб 1 : 100) в различных компоновках: 1 — одна струя, 2 — две струи, 3 — блок из четырех струй, 4 — два блока из четырех струй, 5 — четыре блока из четырех струй; штриховая линия — компоновка без учета взаимодействия струй

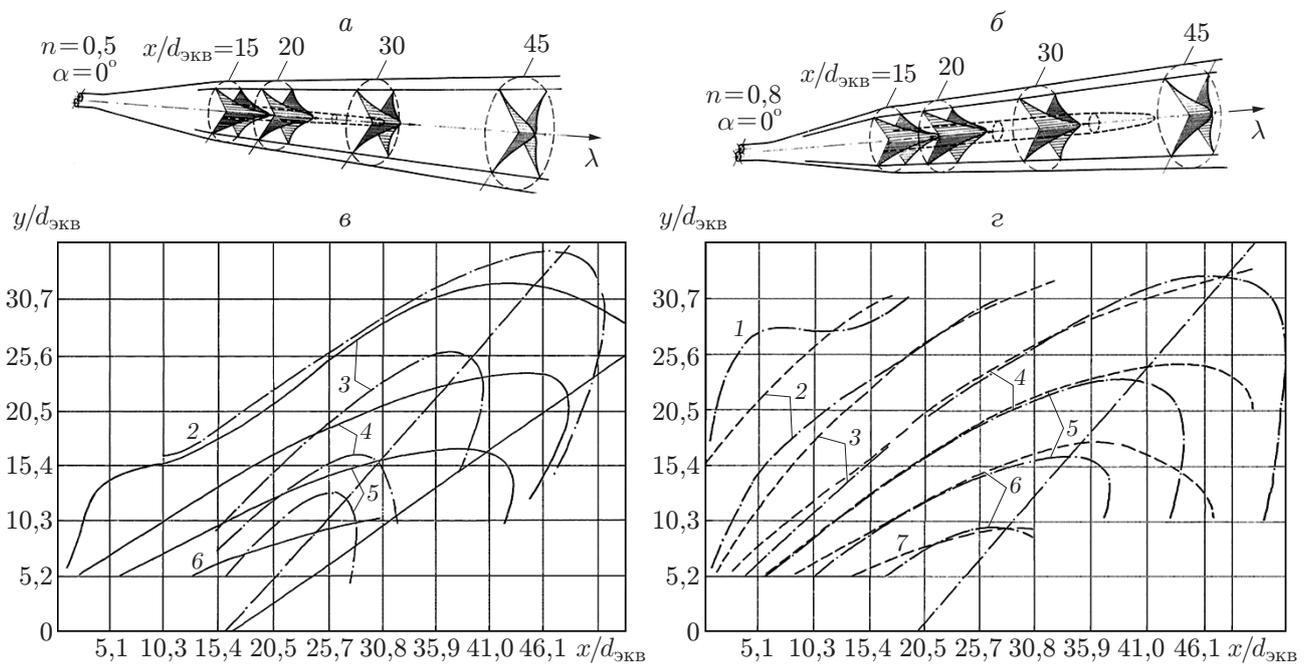


Рис. 10. Поля скоростей (а, б) модели ДУ ракетного ускорителя (МАКС) и изолинии суммарного звукового давления (в, г) в плоскости симметрии (сплошные линии) и в плоскости взаимодействия (штриховые линии) для струй  $n = 0,5$  (а, в),  $n = 0,8$  (б, г) (масштаб 1 : 27,5):

штрихпунктирные линии — одиночная струя, прямые линии — направления максимального излучения шума; 1 —  $L = 133$  дБ, 2 —  $L = 136$  дБ, 3 —  $L = 139$  дБ, 4 —  $L = 142$  дБ, 5 —  $L = 145$  дБ, 6 —  $L = 148$  дБ, 7 —  $L = 152$  дБ

На рис. 9 приведены спектры шума в дальнем поле ( $R = 200d$ ) в направлении максимального излучения  $\theta$  струй, генерируемых блоками, входящими в компоновку модели в различных сочетаниях. Наряду с уменьшением интенсивности излучения высокочастотных составляющих спектра (частично связанных с экранированием) можно наблюдать существенное увеличение уровней шума на низких частотах, обусловленное увеличением характерного размера образовавшейся струи.

7. Как показали газодинамические измерения, концы сверхзвукового участка модельных струй ДУ, исследованных в рамках программы разработки МАКС, расположены на расстояниях  $\approx 30d_{\text{ЭКВ}}$  и  $40d_{\text{ЭКВ}}$  соответственно для струй с  $n = 0,5; 0,8$  (рис. 10). Видно, что источники шума компоновки из двух сверхзвуковых струй расположены в области существенно сверхзвуковых скоростей.

**Закключение.** В работе представлены данные, не позволяющие подтвердить предположение, что основной вклад в излучаемую высокоскоростными струями акустическую энергию вносят волны Маха большой интенсивности, излучаемые областью вблизи конца участка сверхзвукового потока, несмотря на то что отсутствие интенсивных волн Маха не исключает возможности излучения звука в направлении, образующем угол Маха с осью струи. Полученные данные свидетельствуют о том, что основной источник звука сверхзвуковых струй с достаточно большим значением числа Маха (порядка  $M = 4,0$ ) расположен в области существенно сверхзвуковых скоростей течения. Результаты исследования шума, излучаемого компоновками струй, показывают, что область турбулентного смешения большого размера, характерная для компоновок струй и струй с большой степенью нерасчетности, вносит значительный вклад в полную акустическую энергию, излучаемую сверхзвуковыми струями, что соответствует представлению о механизме излучения шума как о процессе, связанном с действием рейнольдсовых напряжений.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Седелъников Т. Х.** О частотном спектре шума сверхзвуковой струи // Физика аэродинамических шумов. М.: Наука, 1967. С. 83–87.
2. **Mollo-Christensen E.** Jet noise and shear flow instability seen from an experimenters viewpoint // J. Appl. Mech. 1967. V. 34. P. 1–7.
3. **Tam C. K. W., Morris P. J.** The radiation of sound by the instability waves of a compressible plane turbulent shear layer // J. Fluid Mech. 1980. V. 98, pt 2. P. 349–381.
4. **Tam C. K. W., Burton D. S.** Sound generation by instability waves of supersonic flows. 1. Two-dimensional mixing layers // J. Fluid Mech. 1984. V. 138. P. 249–271.
5. **Morrison G. L., McLaughlin D. E.** Instability process in low Reynolds number supersonic jets // AIAA J. 1980. V. 18, N 7. P. 973–980.
6. **Gutmark E., Shadow K. C., Wilson K. Y., Picker C. J.** Acoustics radiation and flow instabilities in low supersonic circular and elliptic jets. S. 1., 1987. (Paper / AIAA; N 87-2696).
7. **Rya J., Zele S. K., Viswanathan K.** Investigation of the role of instability waves in jet noise radiation. S. 1., 2008. (Paper / AIAA; N 2008-26).
8. **McLaughlin D. E., Morrison G. L., Troutt T. R.** Experiments on the instability waves in supersonic jet and their acoustic radiation // J. Fluid Mech. 1975. V. 69, N 1. P. 73–95.
9. **Kopiev V. F., Belyaev J. V., Faranosov G. A., et al.** Instability wave control in turbulent jet. S. 1., 2013. (Paper / AIAA; N 2013-2085).
10. **Kearney-Fisher M., Kim J.-H., Samimy M.** A study of Mach wave radiation in an axisymmetric jet using active control. S. 1., 2011. (Paper / AIAA; N 2011-2834).

11. **Morris P. J., Farassat F.** Acoustic analogy and alternative theories for jet noise prediction // AIAA J. 2002. V. 40, N 4. P. 671–680.
12. **Morris P. J., Farassat F.** Reply by the authors to C. K. W. Tam // AIAA J. 2003. V. 41, N 9. P. 1844–1846.
13. **Lowson M. V., Ollerhead J. B.** Visualization of noise from cold supersonic jets // J. Acoust. Soc. Amer. 1968. V. 44, N 2. P. 624–630.
14. **Pao S. P.** Theoretical prediction of supersonic jet noise. S. l., 1971. (Paper / AIAA; N 71-584).
15. **Ackerman U.** Sound radiation from cold and heated underexpanded supersonic jets. S. l., 1980. (Paper / AIAA; N 80-0981).
16. **Viswanathan K.** Does a model scale nozzle emit the same jet noise as a jet engine. S. l., 2005. (Paper / AIAA; N 2005-2936).
17. **Kim H. D., Aoki T., Setoguchi T.** The effect of a cross wire device on supersonic jet noise. S. l., 2005. (Paper / AIAA; N 2005-2891).
18. **Tam C. K. W., Hu F. Q.** On the three families of instability waves of high-speed jets // J. Fluid Mech. 1989. V. 201. P. 447–483.
19. **Louis Y. E., Letty K., Patel N. J.** A systematic study of supersonic jet noise. S. l., 1972. (Paper / AIAA; N 72-641).
20. **Massier P., Parthasanathy S.** Mach wave emission from supersonic jets. S. l., 1976. (Paper / AIAA; N 76-505).
21. **Пимштейн В. Г.** Атлас. Структура акустического ближнего поля сверхзвуковой струи. М.: Издат. отд. Центр. аэрогидродинам. ин-та, 2007. (Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та; Вып. 2674).
22. **Jones J. S. F.** Finite amplitude waves from a supersonic jet. S. l., 1972. (Paper / AIAA; N 71-151).
23. **Laufer J., Schlinker R.** Experiments on supersonic jet noise. S. l., 1975. (Paper / AIAA; N 75-478).
24. **Tam C. K. W.** Mach wave radiation from high-speed jet. S. l., 2009. (Paper / AIAA; N 2009-2013).
25. **Paramoschou D., Debiasi M.** Mach wave elimination method in supersonic jet // AIAA J. 1997. V. 35, N 10. P. 1604–1611.
26. **Kuo C.-W., Power R., McLaughlin D. K.** Space-time correlation of flow and acoustic field measurements in supersonic helium-air mixture jet using optical deflectometry. S. l., 2011. (Paper / AIAA; N 2011-2789).
27. **Kim H.-D., Samimy M., Keamey-Fisher M.** A study of Mach wave radiation in an axisymmetric jet resing active control. S. l., 2001. (Paper / AIAA; N 2011-2834).
28. **Debiasi M., Paramoschou D.** Noise from imperfectly expanded supersonic coaxial jets // AIAA J. 2001. V. 39, N 3. P. 388–395.
29. **Седельников Т. Х.** О дискретной составляющей частотного спектра шума свободной сверхзвуковой струи // Физика аэродинамических шумов. М.: Наука, 1967. С. 88–94.
30. **Пимштейн В. Г.** Альбом. Аэроакустические взаимодействия в турбулентных струях. М.: Физматлит, 2010.
31. **Harper-Bourne M., Fisher M. J.** The noise from shock waves in supersonic jets // Proc. of the AGARD conf. on noise mechanisms. Brussels: S. n., 1973. CR 131.
32. **Pao S. P., Seiner J. M.** A theoretical and experimental investigations of shock-associated noise in supersonic jets. S. l., 1981. (Paper / AIAA; N 81-1973).
33. **Long D. F.** The structure of shock cell noise from supersonic jets. S. l., 2005. (Paper / AIAA; N 2005-2840).

34. **Tam C. R. W., Seiner J., Yu J.** Proposed relationship between broadband shock associated noise and screech tones // J. Sound Vibrat. 1986. V. 110. P. 309–321.
35. **Zaman K. B. M. Q.** Noise characteristics of overexpanded jets from convergent-divergent nozzles. S. l., 2008. (Paper / AIAA; N 2008-25).
36. **Hiliman J., Caraballo E., Thurow B., Samimy M.** Differences in dynamics of an ideally expanded Mach 1.3 jet during noise generation and relative quiet periods. S. l., 2004. (Paper / AIAA; N 2004-3015).
37. **Eldredge J. D.** The acoustics of two-dimensional leapfrogging vortices. S. l., 2005. (Paper / AIAA; N 2065-2954).
38. **Kastner J., Samimy M., Hilerman J., Freund J. B.** Comparison on noise sources in high and low Reynolds number high speed jets. S. l., 2005. (Paper / AIAA; N 2005-3092).

*Поступила в редакцию 16/X 2014 г.,  
в окончательном варианте — 20/X 2015 г.*

---