

УДК 532+533.607.1

## **О развитии техники аэробаллистического эксперимента для исследования характеристик звукового удара**

**В.И. Звегинцев, А.В. Потапкин**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: zvegin@itam.nsc.ru

Рассмотрено предложение по использованию техники аэробаллистического эксперимента для проведения исследований характеристик ударных волн (звукового удара) на больших расстояниях от свободно летящей модели. Выполнен анализ основных технических решений, обеспечивающих возможность реализации предлагаемой экспериментальной установки с диапазоном скоростей полета исследуемых моделей от 1 до 2 чисел Маха. Приведен список научно-технических задач, относящихся к изучению характеристик звукового удара в средней и дальней зонах, которые могут быть экспериментально исследованы при помощи предлагаемой установки.

**Ключевые слова:** сверхзвуковой полет, звуковой удар, дальняя зона, баллистический эксперимент.

### **Введение**

В связи с негативным воздействием звуковых ударов, возникающих при полетах сверхзвуковых летательных аппаратов, на природу, людей, животный мир и наземные объекты еще в 70-е годы прошлого столетия допустимый перепад давления в ударной волне был ограничен величиной 90 Па [1–4]. Это обстоятельство стимулировало разработку научного оборудования и экспериментальных технологий [5–7] для изучения звукового удара. Опыт эксплуатации первых сверхзвуковых пассажирских самолетов показал, что уровень избыточного давления на поверхности Земли при сверхзвуковом режиме полета самолетов типа «Конкорд» превышал 100 Па. В процессе накопления информации о воздействии ударных волн на окружающую среду величина допустимого перепада давлений заметно уменьшалась и в ближайшее время может составлять 15–20 Па. По мнению специалистов, ужесточение экологических требований к будущему авиационному транспорту по шуму и эмиссии представляет собой основную техническую проблему на пути создания сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения.

Работы, направленные на снижение уровня звукового удара за счет оптимального распределения объема и подъемной силы по длине самолета, показали, что такой путь не позволяет обеспечить перепад давления менее 50 Па для широкого класса сверхзвуковых самолетов. Поэтому получили развитие нетрадиционные методы управления параметрами звукового удара, опирающиеся на использование компоновок неклассической схемы [4] и активное управление ударными волнами путем подвода массы и энергии [5, 8, 10]. Основу таких методов составляют теоретические и экспериментальные исследования характеристик ударных волн.

© Звегинцев В.И., Потапкин А.В., 2018

Современные расчетные методы исследования параметров звукового удара заключаются в определении параметров возмущенного потока вокруг летательного аппарата (в ближней зоне) с помощью численных методов [8–13] и в дальнейшем пересчете этих параметров на большие расстояния (в дальнюю зону). При проведении подобных расчетов возникают проблемы, связанные с большой протяженностью расчетной области, составляющей сотни длин самолета, в которой уровни давления изменяются на несколько порядков. К тому же нелинейные эффекты в ближней зоне существенно влияют на структуру течения в средней и дальней зонах. В связи с этим выбор конфигураций летательного аппарата, обеспечивающих снижение уровня звукового удара, сопровождается экспериментальными исследованиями, предоставляющими более достоверную информацию, а также валидацию результатов численных расчетов.

Экспериментальные исследования характеристик ударных волн в сверхзвуковых потоках проводятся, как правило, в аэродинамических трубах. Однако смоделировать процесс распространения ударной волны на большие расстояния в аэродинамических трубах невозможно. Так, например, даже при длине модели самолета 0,1 м для проведения измерений давления на удалении в сто длин модели (что соответствует средней зоне) поперечный размер сверхзвукового потока должен составлять более 10 м. Это существенно превышает возможности современных сверхзвуковых аэродинамических труб и баллистических трасс.

Наиболее достоверную информацию о параметрах звуковых волн, формируемых в условиях реальной атмосферы, можно получить с помощью летных экспериментов. Однако на стадии предварительных исследований по формированию общей компоновки самолета летные испытания чрезвычайно дороги, тем более что результаты зависят от атмосферных условий и точности воспроизведения параметров заданного режима полета.

В настоящей работе предлагается новое направление техники аэробаллистического эксперимента для исследования в лабораторных условиях характеристик ударных волн на больших расстояниях от летательного аппарата.

## 1. Известные методики выполнения экспериментов по звуковому удару

### 1.1. Испытания в аэродинамических трубах

В ИТПМ СО РАН накоплен достаточно большой опыт экспериментальных исследований характеристик звукового удара в аэродинамических трубах [4, 5]. Для проведения таких исследований использовались два варианта испытаний, которые показаны на рис. 1 и 2.

Первый вариант (рис. 1) сводится к измерению возмущенного статического давления вблизи модели за отраженной головной ударной волной с помощью дренированной пластины. Во втором варианте (рис. 2) проводится измерение возмущенного статического давления вблизи модели за падающей ударной волной с помощью пневмометрического зонда. Модель непрерывно перемещается относительно неподвижного зонда, измеряющего полное и статическое давление в одной точке.

Испытания в аэродинамических трубах достаточно дешевы и позволяют провести измерения с высокой контролируемой точностью. Основным

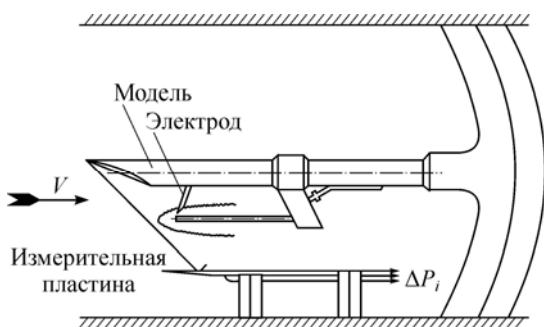


Рис. 1. Схема эксперимента в аэродинамической трубе Т-313.

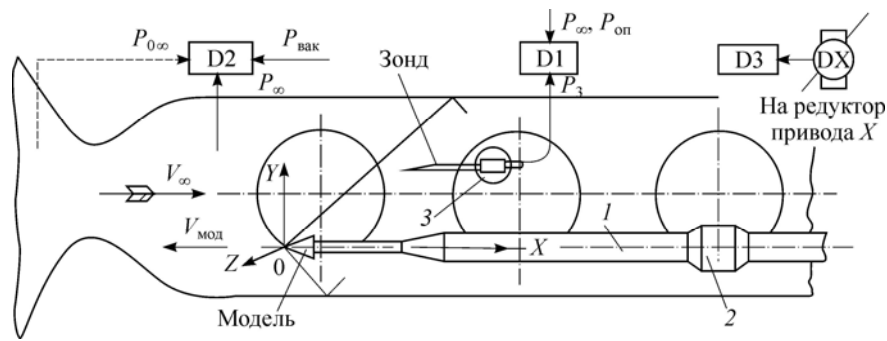


Рис. 2. Система измерений параметров звукового удара в аэродинамической трубе Т-325.

D1 — датчик давления возмущенного потока, D2 — датчик давления невозмущенного потока, D3 — датчик координаты положения модели.

недостатком является физическое ограничение расстояний от модели до плоскости измерения. Поперечные размеры потока в существующих сверхзвуковых аэродинамических трубах не превышают 0,5–1,0 м, следовательно при длине модели  $L = 0,1$  м максимальное удаление не превышает  $X/L = 5–10$ . Методика испытаний в аэродинамических трубах пригодна для измерений параметров звукового удара в ближней зоне.

## 1.2. Испытания в баллистических трассах

В качестве примера использования баллистической трассы для измерения параметров  $N$ -волны от летящего стального шарика диаметром 14,5 мм весом 12,5 г можно привести результаты работы [2]. Шарик выстреливался из пороховой пушки при числе Маха  $M = 1,35 \div 2,0$ . Расстояние от трассы полета до экрана, на котором проводились измерения давления за отраженной ударной волной, достигало 40 диаметров шарика (до 580 мм). Пример результатов измерений представлен на рис. 3. Измерения, выполненные на различных расстояниях, отразили процесс формирования  $N$ -волны. В частности было показано, что длина  $N$ -волны увеличивается от 4 до 10 калибров по мере удаления от трассы полета. В качестве вывода указано, что «многократная повторяемость данных настоящего эксперимента и хорошее совпадение результатов, полученных различными методами, свидетельствуют о применимости аэробаллистической методики для изучения характеристик звукового удара». Тем не менее, продолжения работы не последовало, что может объясняться малыми размерами используемых моделей.

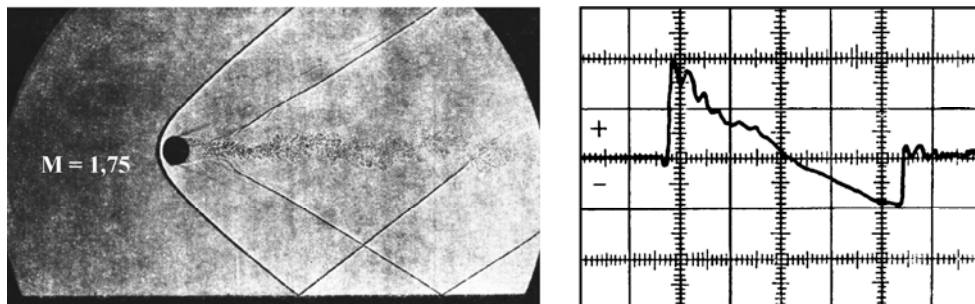


Рис. 3. Результаты измерения звукового удара в баллистической трассе [2].

### 1.3. Испытания в натурном полете

Измерения параметров звукового удара в летных экспериментах с использованием реальных самолетов, пролетающих над площадками с измерительной аппаратурой, проводились в СССР и во Франции в 60–70-х годах. Для измерения давления применялись сравнительно низкочастотные датчики индуктивного типа (2–5 кГц) и осуществлялась регистрация с помощью светолучевых осциллографов. Как и следовало ожидать, опыты были сложными по организации, а получаемые результаты малоинформативными. Кроме сложности и высокой стоимости к недостаткам летных испытаний следует отнести возможность проведения измерений только с реально существующими летательными аппаратами, что сильно затрудняет проведение поисковых исследований. Опыт создания различных газодинамических установок кратковременного действия, накопленный в ИТПМ СО РАН [14, 15], позволяет предложить новый подход для проведения экспериментов по исследованию звукового удара.

### 2. Описание установки для выполнения экспериментов

Для выполнения экспериментов по исследованию характеристик звукового удара предлагается использовать установку типа баллистического стенда, но имеющую возможности для выполнения измерений на расстоянии более 10 м от трассы полета и на расстояниях до 30 м вдоль трассы. Общий вид установки показан на рис. 4. В помещении размерами 20×50 м и высотой до 10 м располагается газодинамическая пушка, из которой производится запуск моделей. Трасса полета модели проходит на расстоянии 4–5 м над уровнем пола. Длина участка полета модели составляет 30 м. Измерительные датчики давления располагаются на боковом удалении до 16 м от трассы модели. В процессе полета модели измеряется изменение статического давления в различных точках вдоль траектории, по которому восстанавливаются характеристики *N*-волны на различных удалениях от модели. В конце трассы полета модель попадает в ловитель, представляющий собой канал 0,3×0,3 м, заполненный ватой и древесными опилками.

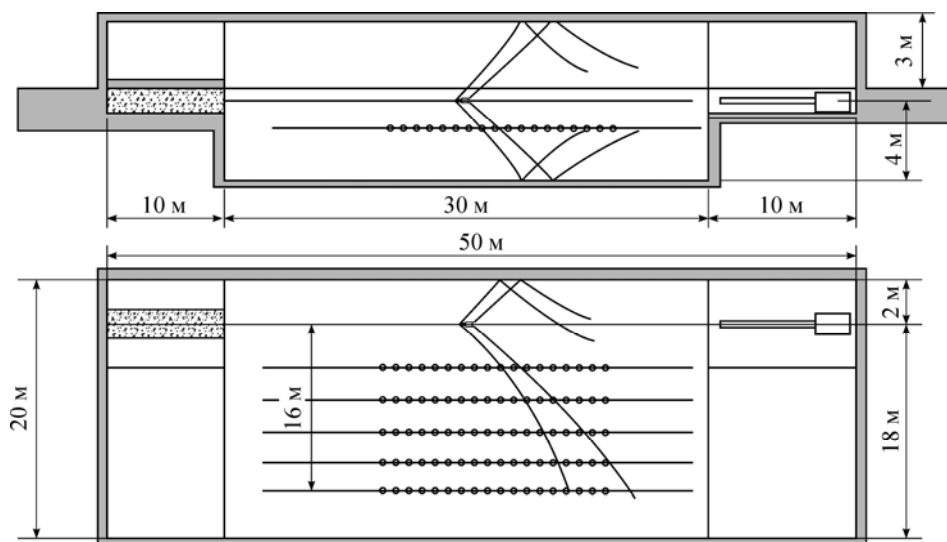


Рис. 4. Общая схема экспериментальной установки.

### 3. Элементы конструкции установки

**Газодинамическая пушка.** Для разгона моделей может быть использована одноступенчатая газодинамическая пушка. Ствол газодинамической пушки длиной от 10 до 25 м может быть выполнен как осесимметричным с диаметром 150 мм, так и прямоугольным с размерами 70×250 мм. Ориентировочная масса модели и поддона — до 5 кг. Как показывают предварительные расчеты, при этих условиях одноступенчатая пневматическая пушка позволяет обеспечить максимальную скорость моделей от 500 до 700 м/с ( $M = 1,5 \div 2,0$ ).

**Испытываемые модели.** Предполагаемая длина моделей около 200 мм. Запускаемые модели могут быть как осесимметричной формы, так и самолетной конфигурации с размахом крыльев 100–150 мм. Желательно, чтобы они были многократного использования. Масса моделей, выполненных из стали или из пластмассы, составляет до 2 кг. Перегрузки в процессе разгона не превышают  $35000 \text{ м/с}^2$ . Перед запуском модель размещается в поддоне с поперечными размерами по размерам ствола и длиной около 200 мм, изготовленном из пластмассы. Масса поддона диаметром 150 мм составляет 2–3 кг.

**Ловитель моделей.** Данный элемент установки представляет собой прямоугольный канал с поперечным сечением 0,3×0,3 м длиной 10–20 или более метров, заполненный ватой и опилками. При торможении ловитель обеспечивает сохранность модели, включая крылья и оперение, для повторного использования.

**Измерительное оборудование.** Величина измеряемого давления зависит от расстояния от летящей модели до точки измерения. Типичные оценки уровня давлений приведены на рис. 5. Видно, что на расстоянии 250 длин тела (при типичной длине  $L = 200 \text{ мм}$  на расстоянии 50 м) перепад давления составит 200 Па, на расстоянии 25 длин тела (5 м) — 1000 Па. Таким образом, задача измерений сводится к определению быстроменяющихся давлений низкого уровня.

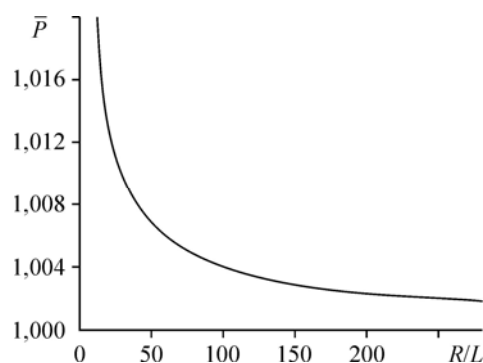
При скорости  $M = 2$  (~700 м/с) время регистрации волны от тела длиной 200 мм составит 0,29 мс. На исследуемом профиле желательно получить не менее 10 точек. Следовательно, отсчеты должны следовать с частотой не менее  $1000/0,29/10 = 34500 \text{ Гц}$ . Соответствующий диапазон рабочих частот должны иметь применяемые для измерений датчики давления.

Как показано на рис. 6, на больших расстояниях от модели можно ожидать увеличение длины  $N$ -волны в 4–5 раз. Выигранный запас по времени можно использовать для получения большего числа точек измерения. Проблема измерений осложняется тем, что в экспериментах требуется фиксировать очень низкие величины давления, а датчики для измерения низких давлений имеют, как правило, малый диапазон рабочих частот. Анализ рынка измерительной техники показывает возможность использования пьезорезистивных датчиков фирмы Endevco Corporation (USA, CA; [www.endevco.com](http://www.endevco.com)) марки 8507C. Характеристики датчиков приведены в табл. 1.

Можно также использовать датчики EPE Series Pressure Sensors (Low pressure —

Рис. 5. Безразмерное давление  $\bar{P} = (P_0 + P)/P_0$  за головной ударной волной.

$P_0$  — давление в невозмущенной атмосфере,  
 $\Delta P$  — интенсивность головной волны,  
 $R$  — расстояние от траектории полета,  
 $L$  — длина тела; график построен для тела с относительной толщиной 10 %, т.е.  $D/L = 0,1$ ,  
 где  $D$  — диаметр мишени тела.



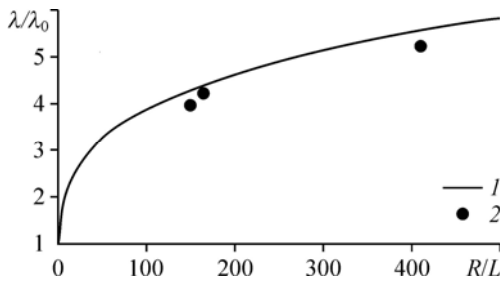


Рис. 6. Зависимости длины  $N$ -волны  $\lambda$  от расстояния от траектории полета  $R/L$ .  
 $M = 2$ ;  $\lambda_0 = L/2$ , где  $L$  — длина тела,  $\lambda$  — длина  $N$ -волны по нормали к ударной волне;  
 общая формула для тонкого тела имеет вид:  
 $\lambda/\lambda_0 = (R/L)^{1/4} [M^2 / (M^2 - 1)^{1/2}]^{1/4}$ ;  
 точки на графике — данные работы [2];  
 1 — тонкое тело ( $D/L \sim 0,1$ ), 2 — сфера ( $D/L \sim 1,0$ ).

Таблица 1

Датчики фирмы Endevco Corporation

| Модель   | Диапазон, Па | Резонансная частота, кГц | Выходной сигнал, мВ | Точность, % | Диаметр, мм |
|----------|--------------|--------------------------|---------------------|-------------|-------------|
| 8507C-1  | 7000         | 55                       | 200                 | 1,5         | 2,34        |
| 8507C-2  | 15000        | 70                       | 200                 | 1,5         | 2,34        |
| 8507C-5  | 35000        | 85                       | 300                 | 0,75        | 2,34        |
| 8507C-15 | 105000       | 130                      | 300                 | 0,5         | 2,34        |

Таблица 2

Датчики EPE Series Pressure Sensors

| Диапазон, Па | Резонансная частота, кГц | Выходной сигнал, мВ | Точность, % | Диаметр, мм |
|--------------|--------------------------|---------------------|-------------|-------------|
| 13000        | 80                       | 300                 | 1,5         | 2,36        |
| 35000        | 100                      | 400                 | 0,75        | 2,36        |

High Sensitivity) фирмы Entran Sensors & Electronics (USA, Fairfield, NJ; www.entran.com). Характеристики датчиков приведены в табл. 2.

#### 4. Возможные задачи для экспериментов по звуковому удару в аэробаллистической установке

**Исследование интенсивности ударных волн для осесимметричных тел с присоединенной или отошедшей ударными волнами.** Предлагаемая серия экспериментов предназначена для получения экспериментальной информации о поле давления на различных расстояниях от осесимметричного тела при сверхзвуковом полете. Эта информация составит основу базы данных для сравнения с другими экспериментами и будет использована для верификации численных исследований. На рис. 7а показана картина ударных

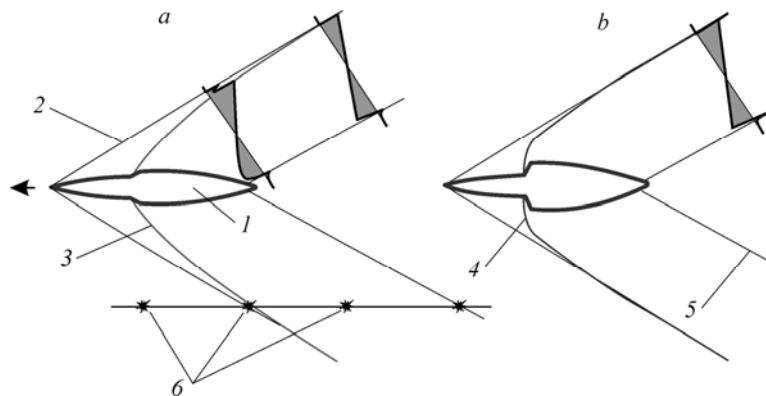


Рис. 7. Обтекание осесимметричного тела с присоединенной и отошедшей ударными волнами.

1 — осесимметричное тело, 2 — головная ударная волна, 3 — присоединенный скачок, 4 — отошедшая ударная волна, 5 — хвостовой скачок, 6 — датчики для измерения давления.

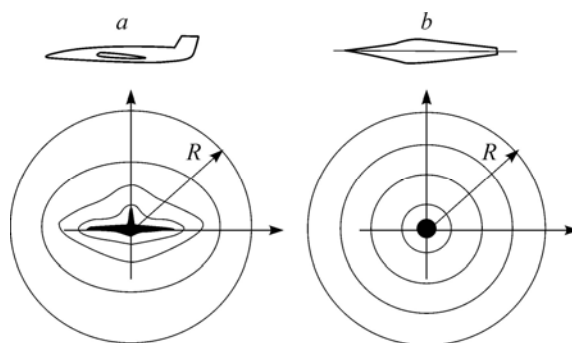


Рис. 8. Выравнивание ударных волн от тела пространственной геометрии.

волн около осесимметричного тела с присоединенными ударными волнами, на рис. 7*b* — картина с отошедшей ударной волной перед утолщением на теле.

**Исследование звукового удара от тел с пространственной конфигурацией.** Предполагается серия экспериментов, направленных на изучение звукового удара от тел пространственной формы и определения расстояний от траектории полета, на которых может быть использована асимптотическая теория звукового удара для эквивалентных тел вращения. На рис. 8*a* представлен вид пространственного тела спереди и форма головной ударной волны в плоскости, перпендикулярной траектории полета тела, на рис. 8*b* показан вид эквивалентного тела вращения спереди и форма головной ударной волны в плоскости, перпендикулярной траектории полета тела, здесь  $R$  — расстояние от траектории полета тела.

**Исследования звукового удара с моделированием геометрии реальных летательных аппаратов.** На рис. 9 приведена схематичная картина ударных волн. Рассматриваемая методика допускает применение моделей самолетной конфигурации с размахом крыльев до 100–150 мм. Исследуемые модели могут в полете иметь угол атаки от 5 до 10 градусов.

**Исследование вторичного удара в стратифицированной атмосфере.** Серия экспериментов для изучения вторичного звукового удара при отражении ударных волн от холодных слоев атмосферы иллюстрируется на рис. 10. Имитация холодных атмосферных слоев может быть обеспечена за счет испарения сухого льда ( $\text{CO}_2$ ) и/или жидкого азота ( $\text{N}_2$ ) в определенной области вдоль траектории полета модели.

**Исследование влияния тепловыделения перед телом в непрерывном и/или пульсирующем режимах на параметры звукового удара.** Данная серия экспериментов предполагает использование источников тепла от искрового разряда или от сжигания

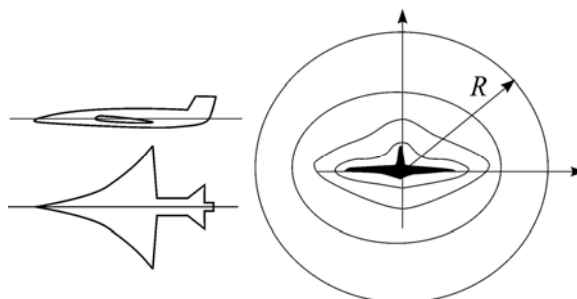


Рис. 9. Распространение ударных волн с моделированием геометрии летательного аппарата.

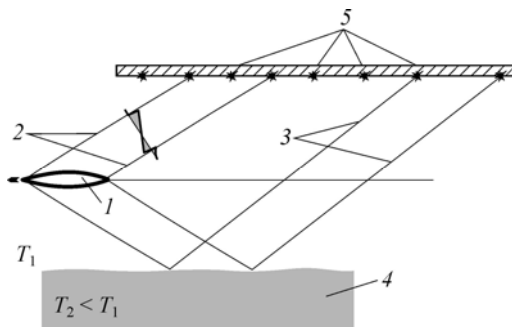


Рис. 10. Исследование вторичного звукового удара.

- 1 — осесимметричное тело, 2 — ударные волны от тела, 3 — отраженные ударные волны, 4 — низкотемпературный атмосферный слой, 5 — датчики для измерения давления,  $T_1$  — температура невозмущенной атмосферы,  $T_2$  — температура холодного атмосферного слоя.

пиротехнических и/или газовых смесей ( $H_2 + O_2$ ). Возможный способ разогрева воздуха перед телом показан на рис. 11.

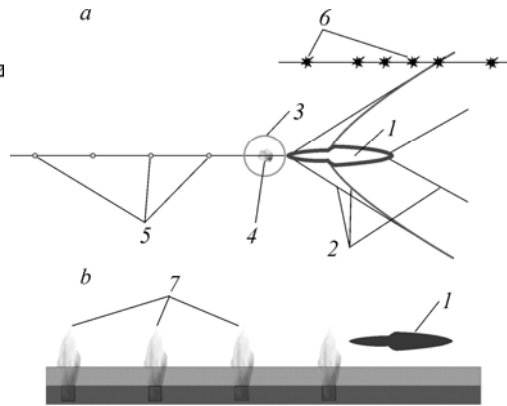


Рис. 11. Исследование влияния подвода энергии на характеристики звукового удара.

- a — схема организации экспериментов при локальном и периодическом тепловыделении перед телом, b — эксперименты при пролете тела относительно неподвижных источников тепла; 1 — осесимметричное тело, 2 — ударные волны от тела, 3 — ударная волна от источника тепла, 4 — область тепловыделения, 5 — распределенные заряды, 6 — датчики давления, 7 — высокотемпературные области перед телом.

**Имитация кольцевого источника тепла.** Рассматривается полет моделей в тонких рукавах. Поверхность рукавов покрыта горючими материалами для создания тепловой «рубашки» перед моделью. В отличие от предыдущего способа, разогрев воздуха производится кольцевыми зарядами, как показано на рис. 12.

**Исследование прохождения ударных волн через зону высоких температур (тепловой заслон).** Эксперименты с прохождением ударных волн через зоны восходящих потоков с высокими температурами представлены на рис. 13.

**Исследование нестационарных режимов полета.** Ускоренный полет может быть обеспечен за счет реактивной тяги. При этом реализуется картина, как показано на рис. 14, с искривленными ударными волнами, что вызывает фокусировку ударных волн. Использование источников тепла в этой задаче позволит определить влияние теплоподвода на уровень звукового удара при нестационарных режимах полета тела.

**Фокусировка ударных волн на температурных неоднородностях — пятнах низкой или высокой температуры.** Искривление ударных волн и их фокусировка может произойти при распространении ударных волн через разогретые области воздуха, как показано на рис. 15.

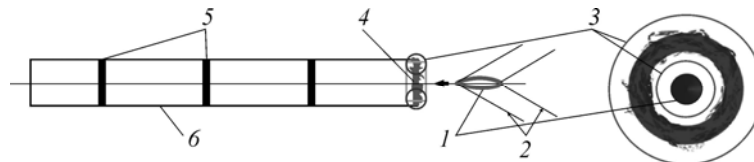


Рис. 12. Прохождение ударных волн через кольцевые тепловые неоднородности.

- 1 — осесимметричное тело, 2 — ударные волны от тела, 3 — ударные волны от источника тепла, 4 — область тепловыделения, 5 — распределенные заряды, 6 — тонкий рукав.



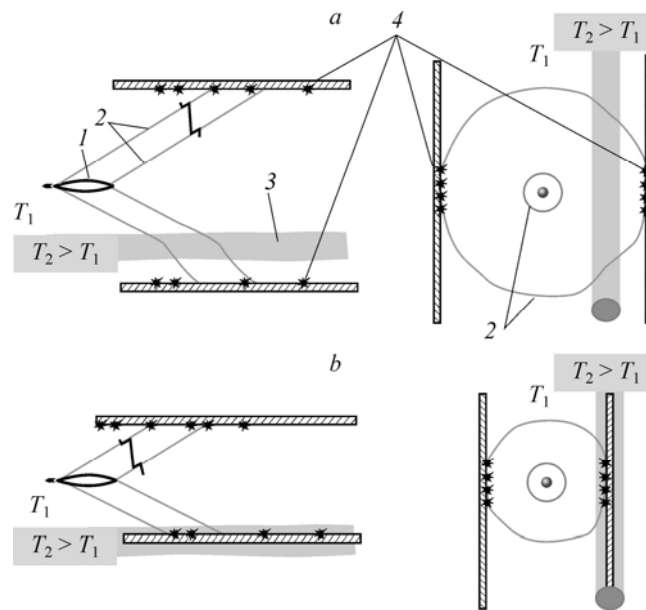


Рис. 13. Прохождение ударных волн через тепловой слой.

*a* — эксперименты по изучению прохождения ударных волн через атмосферные области с высокой температурой, *b* — изучение коэффициентов отражения и прохождения ударных волн через границу нагретой среды; 1 — осесимметричное тело, 2 — ударные волны от тела, 3 — атмосферная область с высокой температурой (тепловой заслон), 4 — датчики давления;  $T_1$  — температура невозмущенной атмосферы,  $T_2$  — температура нагретого атмосферного слоя.

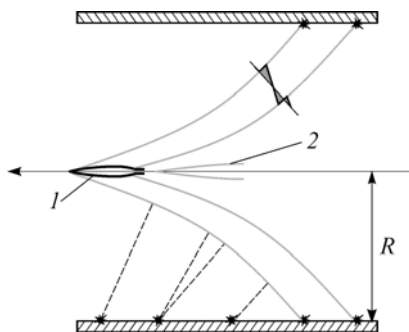


Рис. 14. Исследование фокусировки ударных волн при нестационарных режимах полета.

1 — осесимметричное тело,  
2 — реактивная струя.

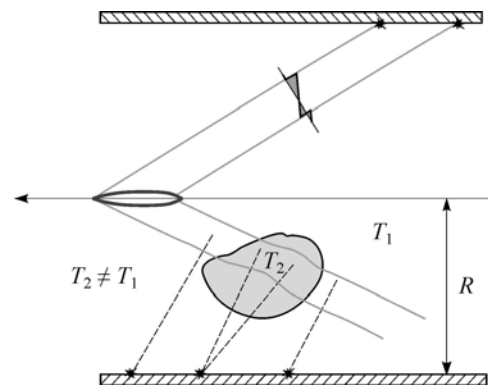


Рис. 15. Прохождение ударных волн через локальные тепловые неоднородности.

**Исследование возможностей активных методов управления параметрами звукового удара и аэродинамическими характеристиками летательного аппарата (криогенное воздействие, выдув струй газа, подвод энергии лазерного или СВЧ-излучения и т.д.).** В процессе полета из модели истекают струи жидкости или газа, позволяющие организовать активное управление обтеканием модели. Опыт организации истечения газов из летящей модели приведен в работе [3] и изображен на рис. 16.

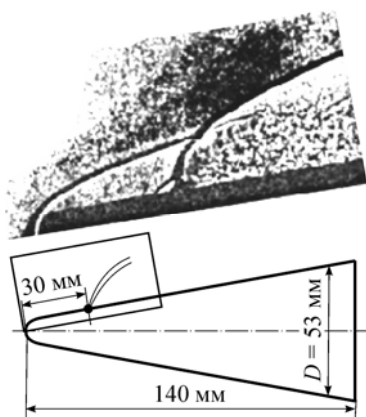


Рис. 16. Исследования с выдувом струи газа из летящей модели [3].

### Заключение

Предложена новая методика исследования характеристик звукового удара в наземных условиях. Методика представляет собой развитие техники аэробаллистического эксперимента и обеспечивает изучение ударных волн на больших расстояниях от летящей модели. Предложена схема установки и выполнен анализ основных технических решений, который показал отсутствие технических проблем при реализации рассматриваемой установки с диапазоном скоростей полета исследуемых моделей от  $M = 1$  до  $M = 2$ . Сформирован список научных задач, относящихся к изучению характеристик звукового удара в средней и дальней зоне, которые могут быть экспериментально исследованы при помощи предлагаемой установки и методики.

Публикация данной статьи посвящена памяти Владимира Федоровича Чиркашенко, внесшего большой вклад в изучение проблем звукового удара и принимавшего непосредственное участие в обсуждении предлагаемого метода экспериментальных исследований.

### Список литературы

1. ГОСТ 23552-79. Самолеты гражданской авиации. Допустимые уровни интенсивности звукового удара на местности и методы его измерения.
2. Белов В.Е., Гурьяшкин Л.П., Красильщиков А.П., Сурикова И.М. Измерение характеристик звукового удара баллистическим методом // Уч. записки ЦАГИ. 1976. Т. VII, № 1. С. 143–146.
3. Дементьев И.М., Михалев А.Н. Элементы струйного управления полетом конуса: обсуждение оптических картин // Тез. докл. XXI Всеросс. сем. «Струйные, отрывные и нестационарные течения», 15–18 авг. 2007. Новосибирск: Параллель, 2007. С. 77–79.
4. Chirkashenko V.F., Yudin Yu.N. Parameters of shock waves generated by bodies of revolution in a homogeneous atmosphere // Fluid Mechanics — Soviet Research. 1985. Vol. 14, No. 6. P. 31–39.
5. Чиркашенко В.Ф., Гаганин А.Ф., Третьяков П.К., Юдинцев Ю.Н. Управление параметрами ударной волны путем подвода массы и энергии // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2001. № 5. P. 186–193.
6. Лавров Ю.В. Аппаратура и датчики давления для измерения интенсивности звукового удара // Тр. ЦАГИ. 1967. Вып. 1094. 26 с.
7. Грачев В.С., Завершневу Ю.А., Миронов А.Д., Роднов А.Д., Холодков В.А. Экспериментальные исследования влияния турбулентности атмосферы и облачности на звуковой удар // Тр. ЦАГИ. 1973. Вып. 1489. С. 51–74.
8. Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М. Снижение уровня звукового удара при полёте сверхзвуковых самолётов методом охлаждения обтекаемой поверхности // Теплофизика и аэромеханика. 2013. Т. 20, № 6. С. 685–694.
9. Фомин В.М., Чиркашенко В.Ф., Волков В.Ф., Харитонов А.М. Влияние компоновки сверхзвуковых самолётов на параметры звукового удара // Теплофизика и аэромеханика. 2011. Т. 18, № 4. С. 525–541.
10. Potapkin A.V., Moskvichev D.Yu. Reduction of the sonic boom level by heating the flow in front of the body // Shock Waves. 2014. Vol. 24, Iss. 4. P. 429–437.
11. Потапкин А.В., Москвичев Д.Ю. Расчет параметров ударных волн на больших расстояниях от места их возникновения с помощью комбинированных численно-аналитических методов. // Прикл. механика и технич. физика. 2011. Т. 52, № 2. С. 15–26.
12. Потапкин А.В., Юдинцев Ю.Н. Численное решение задачи о фокусировании ударных волн, создаваемых сверхзвуковым самолётом // Уч. записки ЦАГИ. 1983. Т. 14, № 4. С. 26–36.
13. Yamashita R., Suzuki K. Full-field sonic boom simulation in stratified atmosphere // AIAA J. 2016. Vol. 54. P. 3223–3231.
14. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
15. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 2. Установки для промышленных приложений. Новосибирск: Параллель, 2015. 339 с.

Статья поступила в редакцию 26 октября 2017 г.