

## ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАКОНОМЕРНОСТИ ОБРАЗОВАНИЯ КОЛЬЦЕВЫХ ЗОН В ЗАЗОРЕ МЕЖДУ ПЛАСТИНАМИ

Cherepanov A.P.

## THE STUDY OF THE PATTERN OF EDUCATION ANNULAR ZONES IN THE GAP BETWEEN THE PLATES

**Аннотация.** Рассмотрена закономерность образования чередующихся кольцевых зон при веерообразном распределении потока с образованием чередующихся стоячих волн разрежения и давления в зазоре. Предпринята попытка обоснования параметров чередующихся волн давления и разрежения известными уравнениями газодинамики и их практической применимости и полезности в энергетике, химической технологии и других отраслях промышленности.

**Ключевые слова:** безотрывное течение, зоны разрежения, зоны давления, волновой коэффициент, зазор, размеры кольцевых зон, сопло, скачок уплотнения, стоячие волны.

**Abstract.** The regularity of the formation of alternating annular zones in a fan-shaped flow distribution with the formation of alternating standing waves of rarefaction and pressure in the gap is considered. An attempt has been made to substantiate the parameters of alternating pressure and vacuum waves using well-known equations of gas dynamics and their practical applicability and usefulness in energy, chemical technology and other industries.

**Keywords:** annular zone sizes, continuous flow, gap, nozzle, pressure zones, rarefaction zones, seal surge, standing waves, the wave coefficient.

Развитие машиностроения для осуществления смешивания текучих сред, образования газожидкостных смесей связано с созданием и изучением новых типов устройств, основанных на явлениях массопереноса, в которых доли соединяемых компонентов строго определены природой процесса. Струйные насосы, вихревые эжекторы и им подобные системы имеют ограниченные характеристики в результате неполного использования энергии потока сжимаемых сред [1].

Физическое, теоретическое и экспериментальное объяснение формирования стоячих волн разрежения и сжатия, обусловленного волновой природой сверхзвукового потока при безотрывном течении сжимаемых сред, установил и исследовал Г. Н. Абрамович [2]. Однако представления о режимах волнового течения потока в зазоре представлено только общими зависимостями [2, 3].

Распределение потока в зазоре с подачей сжатого воздуха под давлением  $P$  через сопло 3 в зазор между пластиной 1 и основанием 2 показано на рисунке. Кольцевые следы давления и кольцевые зоны разрежения в зазоре между пластиной 1 и основанием 2 образуются сверхзвуковой струей, вытекающей из сопла 3 с числом Маха ( $M > 1$ ). Взвешенные в сжатом воздухе микрокапстицы, движущиеся в ядре струи, обладая высокой кинетической энергией, стремятся продолжить движение прямо и сохранить свою форму, но ударяясь о

пластину 1, поворачиваются вместе с потоком на  $90^\circ$ . Напротив сопла 3 при взаимодействии струи с пластиной образуется конус разрежения  $z1$ . За конусом разрежения создается скачок уплотнения, который прижимает потокк пластине 1 и резко тормозится, образует на пластине 1 кольцевой след  $c1$ . Срыв с кромки 4 и разворот к основанию 2 вызывает сжатие струи в поперечном сечении и увеличение ее скорости, которое согласно закону Бернулли [6] вызывает разрежение в кольцевой зоне  $u1$  и дополнительно снижает давление в центральном конусе  $z1$ . Разрежение кольцевой зоны  $u1$ , преодолевая давление кольцевого следа  $c1$ , вызывает отрыв струи от пластины 1, образуя со стороны пластины кольцевую зону разрежения  $z2$ , поворачивает поток к основанию 2 и создает кольцевой след  $e1$ , за которым образуется кольцевая зона разрежения  $u2$  с одновременным прижатием потока к пластине 1 в зоне кольцевого

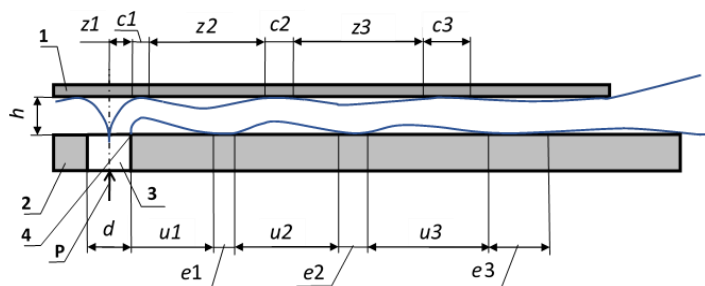


Рис. Схема распределения потока в зазоре

следа  $c2$ . Далее траектория волнового движения в зазоре создает зону разрежения  $z3$ , след  $c3$ , зону разрежения  $u3$ , след  $e3$  и т.д., до выхода потока за пределы зазора. Таким образом вершины кольцевых следов  $c1$ ,  $c2$ ,  $c3$  прижаты к пластине 1, вершины кольцевых следов  $e1$ ,  $e2$ ,  $e3$  прижаты к основанию 2. Микрочастицы, следуя вдоль линий тока [4], подобно абразиву оставляют выработки в местах кольцевых следов  $c1$ ,  $c2$ ,  $c3$  на пластине 1 и кольцевых следов  $e1$ ,  $e2$ ,  $e3$  на основании 2. Растекание потока вдоль пластины 1 основания 2 приводит к ускорению в кольцевых зонах и торможению в скачках уплотнений и образуют веер волн разрежения Прандтля–Майера [5. с 501] с центром на оси сопла 3 формируя кольцевые зоны разрежения  $z2$ ,  $z2$ ,  $z3$  со стороны пластины 1 и кольцевые зоны разрежения  $u1$ ,  $u2$ ,  $u3$  со стороны основания 2. Результаты замеров кольцевых следов и кольцевых зон разрежения со стороны пластины 1 и со стороны основания 2 приведены в табл. 1. Инерция сверхзвукового потока, не успевающего адаптироваться к изменению геометрии, создает скачки уплотнения с локальным повышением давления, а расширяющиеся веера Маха – локальные разрежения. Чередование фаз торможения (сжатия) образует кольцевые следы давления, а чередование ускорения (разрежения) – кольцевые зоны разрежения (каверны) в местах касания, что приводит к формированию системы стоячих волн в зазоре между пластиной 1 и основанием 2. Несмотря на то, что давление в каждой точке потока колеблется, среднее значение давления остается постоянным, поэтому границы кольцевых зон и следов соответствуют пучностям стоячей волны. Вследствие потери энергии за счет сопротивления и трения четкость кольцевых следов снижается, их шаг и ширина увеличиваются по мере удаления от сопла 3, а далее они становятся практически незаметными [7, 8].

Таблица 1. Результаты замеров кольцевых следов и зон разрежения

| Положение зоны            | Со стороны пластины |       |       |       |       |       | Со стороны основания |       |       |       |       |       |
|---------------------------|---------------------|-------|-------|-------|-------|-------|----------------------|-------|-------|-------|-------|-------|
| Параметр                  | $z_1$               | $c_1$ | $z_2$ | $c_2$ | $z_3$ | $c_3$ | $u_1$                | $e_1$ | $u_2$ | $e_2$ | $u_3$ | $e_3$ |
| Средний радиус $R_n$ , мм | 0.0                 | 3.5   | 7.0   | 10.5  | 14.5  | 17.0  | 4.0                  | 7.0   | 10.5  | 14.5  | 17.0  | 20.0  |
| Ширина зоны, мм           | 2.5                 | 1.7   | 5.2   | 2.0   | 6.2   | 2.5   | 4.0                  | 2.0   | 5.0   | 3.0   | 6.0   | 3.5   |

Газодинамическая структура начального участка сверхзвуковой струи, волн разрежения и ударно—волнового течения при наличии прямых и отраженных скачков уплотнения, и сдвигового слоя [9] изучалась в характерных поперечных сечениях струи. Переход от континуального режима течения к режиму разрежения от оси струи к внешней границе сопла [10] устанавливался перемещением трубки Пито. Истечение струй в среду с низким давлением оказывает на структуру веера волн разрежения [11] при истечении в затопленное пространство с давлением окружающей среды. Исследования PIV—методом оптической диагностики (Particle Image Velocimetry) мгновенных полей скоростей течения с высоким разрешением и визуальное представление процесса образования кольцевых следов на пластине и основании [12] вполне соответствует волновой природе течения потока сжимаемой среды и теории чередующихся стоячих волн разрежения и сжатия при безотрывном течении в зазоре. Траектории частиц в течении Прандтля—Майера при истечении в окружающую среду с атмосферным давлением [13] влияют на структуру веера волн разрежения. Разрежение в плоском сверхзвуковом потоке вызывает плавное ускорение потока и отсутствие ударно—волновых структур, при этом течение Прандтля—Майера реализуется до тех пор, пока на параметры потока не оказывает влияние отраженная от плоскости симметрии характеристика, а в области начала расширения соплового потока осесимметричность течения вызывает заметное отклонение от расширения Прандтля—Майера, граница струи искривляется и создаются условия для формирования стоячей ударной волны [4], в результате распределение числа Маха согласуется с теорией изэнтропического течения невязкого сжимаемого газа в сопле Лавала. Там же говорится, что резкое изменение площади поперечного сечения за соплом вызывает появление интенсивных зон разрежения и внутренних скачков уплотнения. Визуализация численных решений с использованием CFD и других программных средств [14] применялась для измерения частоты, амплитуды автоколебаний и пульсации давления струи, растекающейся по поверхности преграды. Приведенные выше исследования показывают волновую структуру потока с расширением при выходе

из сопла и образованием зон разрежения. Однако исследования касались преимущественно характеристик на начальных участках истечения струй из сопел с применением PIV—метода (Particle Image Velocimetry) для исследования нестационарных и турбулентных течений, вихревых следов, отрыв потоков и т.п., например, с использованием автоматизированной системы сбора данных, зондовых методов диагностики потока и визуализацией картины течения [10]. Исследование параметров потока, размеров кольцевых зон разрежения и зон касания при малых зазорах, не превышающих 1—2 мм между стенками ранее не проводились.

Предпримем попытку определения ключевых параметров с использованием газодинамической ударно—волновой структуры начального участка струи, ударяющейся о преграду при безотрывном течении потока в зазоре. Ударно—волновая структура течения на границе струи характеризуется скачком уплотнения, отраженным скачком и диском Маха с образованием «волн Абрамовича» [2].

Радиальное распределение давления в характерных сечениях сверхзвуковой струи определяется формулой [15, стр. 215]:

$$\frac{P_t}{P_0} = \begin{cases} \frac{P}{P_0} \left[ 1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right]^{\frac{k}{k-1}}, & M_1 < 1; \\ \left\{ \frac{P}{P_0} \left[ \frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right] \left\{ \frac{4k}{(k+1)^2} - \frac{2(k-1)}{(k+1)^2 \cdot M_1^2} \right\}^{\frac{k}{k-1}} \right\}^{\frac{k}{k-1}}, & M_1 \geq 1; \end{cases} \quad (1)$$

где  $P$ —статическое давление;  $P_t$ — полное давление;  $P_0$ — давление торможения;  $M_1$ — локальное число Маха на срезе сопла;  $k$ — показатель адиабаты. Для воздуха  $k = 1,4$ .

Верхнее выражение формулы (1) соответствует изэнтропическому течению для расчета полного давления в дозвуковом потоке [2, с. 112], нижнее — формула Рэлея [2, с. 141] для расчета полного давления за прямым скачком уплотнения в сверхзвуковом потоке преимущественно при больших расстояниях между торцом сопла и преградой. При ударе струи о стенку за прямым скачком уплотнения из уравнения (1) на срезе сопла возникает область торможения, тогда давление в кольцевых зонах [2, с. 123]:

$$P_2 = P_1 \cdot \left( \frac{2k}{k+1} M_1^2 - \frac{k-1}{k+1} \right), \quad (2)$$

где  $P_1$  — давление на срезе сопла (статическое);  $M_1$  — число Маха на срезе сопла;  $k$  — показатель адиабаты для газа. Для воздуха  $k \approx 1,4$ .

Формула (2) является основной для расчета скачков уплотнения. Давление  $P_2$  будет минимальным давлением в конусе разрежения на оси напротив среза сопла. При растекании потока происходит его разворот, связанный с числом Маха через теорию волн разрежения (течение Прандтля—Майера) [16]. Угол разворота потока при выходе из сопла:

$$\theta = \nu(M_2) - \nu(M_1), \quad (3)$$

где  $\nu(M)$  — функция Прандтля—Майера:

$$\nu(M) = \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \cdot \arctan \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} (M^2 - 1) - \arctan \sqrt{M^2 - 1}.$$

Исходя из теории течения и функции Прандтля—Майера и волн разрежения [16. с. 342—352] число Маха  $M_2$  находится из уравнения:

$$\nu(M_2) = \nu(M_1) + \theta, \quad (4)$$

где  $\theta$  – угол разворота потока. В данном случае угол  $\theta = 90^\circ$ .

Как видно из формулы (4), чем выше исходное число Маха  $M_1$  и чем больше угол разворота  $\theta$ , тем сильнее будет разрежение (ниже давление  $P_2$ ).

При прохождении через веер волн будем считать, что давление также падает изэнтропически, поэтому соотношение давлений в волне разрежения [2. с. 432] (между  $P_2$  и  $P_3$ ):

$$\frac{P_3}{P_2} = \left( \frac{1 + \frac{k-1}{2} M_2^2}{1 + \frac{k-1}{2} M_3^2} \right)^{\frac{k}{k-1}}. \quad (5)$$

Упрощенная зависимость приведенного расхода газа, который связывает зазор и длину окружности сопла с давлением истечения  $P_a$  и давлением  $P_k$  в зазоре имеет вид:

$$\bar{G} = \frac{G \sqrt{RT_0}}{b \cdot P_k} = f \left( \frac{h}{d_a} \cdot \frac{P_a}{P_k} \right), \quad (6)$$

где:  $G$  – массовый расход газа;  $R$  – газовая постоянная;  $T_0$  – температура торможения;  $d_a$  – диаметр выходного отверстия сопла;  $b$  – длина окружности сопла;  $P_k$  – давление перед соплом;  $P_a$  – давление окружающей среды за зазором.

Конкретный вид функции (6) определяется экспериментально, так как на нее сильно влияет образование стоячих волн в зазоре.

Теплоемкость при постоянном давлении в зазоре между пластинами при подаче струи через сопло. Безразмерная расчетная зависимость [2. с. 31]:

$$C_p = \frac{P - P_a}{\frac{1}{2} \cdot \rho_0 \cdot V^2}, \quad (7)$$

где  $\rho_0$  – плотность газа а входе в сопло, кг/м<sup>3</sup>;  $V$  – скорость потока на срезе сопла.

Плотность потока на входе в сопло [17, с. 45] согласно уравнению Бернулли:

$$\rho_0 = \frac{P_0 \cdot 10^6}{RT_0}, \quad (8)$$

где  $P_0$  – давление на входе в сопло;  $R$  – газовая постоянная.  $R = 287.05 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$ ;  $T_0$  – температура торможения, К.  $T_0 = 293$  К.

Скорость истечения из сопла [2, с. 98]:

$$V_0 = \sqrt{\frac{2k}{k-1} RT_0 \cdot \left[ 1 - \left( \frac{P_{\text{атм}}}{P_0} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right]}, \quad (9)$$

где  $k$  – показатель адиабаты. Для воздуха  $k = 1,4$ ;  $P_{\text{атм}}$  – атмосферное давление.

Число Маха на срезе сопла [2, с. 112]:

$$M_0 = \sqrt{\frac{2}{k-1} \cdot \left[ \left( \frac{P_0}{P_{\text{атм}}} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]}. \quad (10)$$

Коэффициент давления (7) не является постоянным. Он резко меняется вдоль стенки, отражая чередование зон сжатия и разрежения "волн Абрамовича" [2, с. 32].

Динамический напор на срезе сопла:

$$q_0 = \frac{\rho_0 \cdot V_0^2}{2}. \quad (11)$$

Геометрическая площадь  $n$ -ой кольцевой зоны:

$$A_n^{\text{геом}} = \pi \left[ (R_n^{\text{max}})^2 - (R_n^{\text{min}})^2 \right]. \quad (12)$$

Средний радиус зоны:

$$R_n = \frac{R_n^{\text{min}} + R_n^{\text{max}}}{2},$$

где  $R_n^{\text{min}}$  – наименьший радиус  $n$ -ой зоны;  $R_n^{\text{max}}$  – наибольший радиус  $n$ -ой зоны.

В предположении, что колебания потока, изменение частоты и скорости на границе струи свидетельствует о существовании механизма генерирования компонентов потока и приводят к возникновению самоподдерживающихся колебаний сталкивающихся слоев сдвига [18], в целом могут быть выражены коэффициентом волнового течения газовой среды [19, с. 223], показывающим скорость распространения возмущений, в частности, волн давления и разрежения в газовом потоке, можно представить условием:

$$K_{B,n} = f \left[ \left( \frac{h}{d_c} \right); \left( \frac{P_0}{P_{\text{атм}}} \right); (2\pi R_n / L_{\text{волн}}); \phi_n \right]. \quad (13)$$

где  $\phi_n$  – угловая фаза потока для зон давления и зон разрежения;  $R_n$  – текущий радиус от центра сопла;  $L_{\text{волн}} = 1.8 \cdot h \cdot M_0$  – характерная длина волны.

Рассмотрим каждый участок распределения потока в зазоре. На начальном участке при выходе из сопла 3 (рис.1) поток ударяется о стенку 1 и одновременно срывается с кромки 4, разворачиваясь в зазор. Удар струи о пластину, вызывает ее обтекание, образуя центральную зону разрежения  $z1$  со стороны пластины. Согласно течению в зазорах [2, с. 145] и уравнению Бернулли для сжимаемого газа [8, с. 312] базовый перепад давления в зонах разрежения относительно давления за пределами стенок можно определить с использованием газодинамических зависимостей для скачков уплотнения и течения Пранд-

тля-Майера [8, с. 318] подобно распределению давлений на профилях [20, с. 192] и в кольцевых следах [17, с. 462] условием:

$$\Delta P_n = f[\rho_n; V_n; \Phi(h); f_z(M); K_{\text{шер}}; \gamma; \delta], \quad (14)$$

где  $\rho_n$  – плотность в зоне разрежения;  $V_n$  – скорость потока в зоне разрежения;  $\Phi(h)$  – поправочная функция зазора;  $f_z(M)$  – функция сжимаемости;  $K_{\text{шер}}$  – коэффициент шероховатости поверхностей [19];  $\gamma$  – коэффициент затухания параметров по длине струи [1, с. 105];  $\delta$  – показатель влияния плотности среды [1, с. 105].

Функция сжимаемости [2, с. 112] определяется зависимостью:

$$f_z(M) = \frac{2}{k \cdot M^2} \left[ \left( 1 + \frac{k-1}{2} M^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right]. \quad (15)$$

Поправочная функция зазора [2, с. 112] определяется зависимостью:

$$\Phi(h) = f(h, h_0). \quad (16)$$

где  $h$  и  $h_0$  – фактическая и относительная величина зазора между пластинами.

Функция числа Маха [2, с. 125]:

$$\psi_z(M) = \begin{cases} \frac{1}{[1 + 0.2M^2]^{2.8}} & \text{при } M < 0.8 \\ \frac{0.35}{\sqrt{M^2 - 0.64}} \cdot e^{0.25(M-0.8)} & \text{при } M \geq 0.8 \end{cases}. \quad (17)$$

Плотность в зонах разрежения [3, с. 112]:

$$\rho_n = \rho_0 \cdot \left( 1 + \frac{k-1}{2} M_n^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}. \quad (18)$$

Температура в кольцевой зоне:

$$T_n = \frac{T_0}{1 + \frac{k-1}{2} M_n^2}. \quad (19)$$

Скорость в кольцевой зоне:

$$V_n = M_n \sqrt{kRT_n}. \quad (20)$$

Учитывая, что зоны разрежения плавно переходят в следы давления, "размытие" границ этих зон носит волновой характер течения, сам резонанс и его интенсивность при этом не меняются.

Предположительно в зонах с высоким волновым коэффициентом  $K_B \gg 1$  происходит сильный резонанс, поэтому границы зон более четкие, так как стоячая волна формирует узлы и пучности с большой амплитудой, сужая переходную область. В зонах с  $K_B \approx 1$  (резонанс ослабевает, граница струи – не резкая линия, а зона с плавным изменением параметров, а ширина переходной зоны зависит от условий истечения [2, 19, 21].

В работе дано новое представление волновой структуры потока по коэффициентам сопротивления, числу Маха, шероховатости, их влиянию на волновой характер потока согласно классической теории Бернулли, газовой динамики и теории пограничного слоя. Показана прикладная и методическая

направленность работы для решения конкретной задачи – определения параметров потока с целью применения в химическом, нефтехимическом, нефтяном, энергетическом машиностроении.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Пиралишвили Ш.А.** Вихревой эффект. Эксперимент, теория, технические решения / Ш. А. Пиралишвили, В. М. Поляев, М. Н. Сергеев; Федеральная целевая программа "Гос. поддержка интеграции высш. образования и фундам. науки на 1997—2000 годы", под ред. акад. РАН А. И. Леонтьева.— Москва : УН-ПЦЭнергомаш, 2000.— 414 с. ил.; 21.—ISBN 5—8022—0006—5.

2. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч 1: Учеб. Руководство для Втузов. — 5 изд., перераб. и доп. — М.: Наука. Гл. ред. Физ-мат. Лит., — 1991. — 600 с.

3. **Соколов Е.Я.** Струйные аппараты. 3-е изд., перераб. / Е.Я. Соколов, Н.М. Зингер. М.: Энергоатомиздат, 1989. 352 с.

4. **Волков К.Н., Емельянов В.Н., Пустовалов А.В.** Сверхзвуковые течения невязкого сжимаемого газа в аэродинамических окнах газовых лазеров // Вычислительные методы и программирование. 2014. Т. 15. № 4. С. 712—725.[обновлено 25 ноября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: <https://num-meth.ru/index.php/journal/article/view/805/812?ysclid=mkt28chg3519045187>.

5. **Абрамович Г.Н., Гиршович Т.А., Крашенников С.Ю. и др.** Теория турбулентных струй. Изд. 2-е, перераб. и доп. / Под ред. Г.Н. Абрамовича. — М.: Наука. Главная редакция физико—математической литературы. 1984. 716 с.

6. **Альтшуль А.Д. Киселев П.Г.** Гидравлика и аэродинамика (Основы механики жидкости): учеб. пособие. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Стройиздат, 1975. 327 с.

7. **Черепанов А.П., Ляпустин П.К.** Силовые характеристики потока при подаче его в радиально—щелевой зазор в поперечном направлении // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2021. № 1 (69). С. 58—67. DOI 10.26731/1813—9108.2021.1(69).58—67.

8. **Черепанов А.П., Ляпустин П.К. В.В. Ёлшин.** Исследование расходящегося потока в зазоре между стенками с образованием кольцевых зон разрежения // Современные технологии. Системный анализ. Моделирование. 2020. № 3(67). С. 22—31. DOI 10.26731/1813—9108.2020.3(67).22—31.

9. **Аюпов Р.Ш., Бендерский Л.А., Любимов Д.А.** Анализ с помощью rans/iles—метода особенностей течения и акустических характеристик нерасчетной сверхзвуковой струи при большом перепаде давления // Известия РАН. Механика жидкости и газа, 2019, № 1, стр. 115—123. [обновлено 25.11.2025; процитировано 20.01.2026]. Доступно: <https://sciencejournals.ru/cgi/getPDF.pl?jid=-mekhzhg&year=2019&vol=2019&iss=1&file=MekhZhG1901003Ayupov.pdf>.

10. **Бойко В.М., Достовалов А.В., Запрягаев В.И., и др.** Исследование структуры сверхзвуковых неизобарических струй // Ученые записки ЦАГИ. Том XLI. 2010 № 2. С 44—58. [обновлено 25 ноября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: <https://cyberleninka.ru/article/n/issledovanie-struktury-sverhzhukovyh-neizobaricheskikh-struy?ysclid=mkt2qgerby285920383>.

11. **Богданюк Д.О., Волков К.Н., Емельянов В.Н. и др.** Газовая динамика стационарных сверхзвуковых газовых струй с инертными частицами при их истечении в среду с низким давлением // Научно—технический вестник инфор-

мационных технологий, механики и оптики. Том 23 № 2. 2023. С 403–412. DOI: 10.17586/2226—1494—2023—23—2—403—412. [обновл. 25.11.25; процит. 20.01.2026]. Доступно: <https://ntv.ifmo.ru/file/article/21917.pdf?ysclid=mkt2tql6q0513817286>.

12. **Kompenhans J., Arnott A., Agos A. et al.** Application of PIV for the investigation of high speed flow fields // West East High Speed Flow Field.—Barselona, 2002, р. 39—52. [обновлено 25.11.2025; процитировано 20.01.2026]. Доступно: [https://www.researchgate.net/publication/224783253\\_Application\\_of\\_Particle\\_Image\\_Velocimetry\\_for\\_the\\_Investigation\\_of\\_High\\_Speed\\_Flow\\_Fields/link/0deec5278c1767ee4a000000/download?\\_tp=eyJjb250ZXh0Ijp7ImZpcnN0UGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIiwicGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIn19](https://www.researchgate.net/publication/224783253_Application_of_Particle_Image_Velocimetry_for_the_Investigation_of_High_Speed_Flow_Fields/link/0deec5278c1767ee4a000000/download?_tp=eyJjb250ZXh0Ijp7ImZpcnN0UGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIiwicGFnZSI6InB1YmxpY2F0aW9uIn19).

13. **Miura H., Glass I.I.** Supersonic expansion of a dusty gas around a sharp corner // Proceedings of the Royal Society of London. Series A. 1988. V. 415. N 1848. P. 91–105. <https://doi.org/10.1098/rspa.1988.0004> 4. Ling Y., Haselbacher A., Balachandar S. Transient phenomena in one dimensional compressible gas—particle flows // Shock Waves. 2009. V. 19. N 1. P. 67–81. [обновлено 15.09.2025; процитировано 20.01.2026]. Доступно: <https://doi.org/10.1007/s00193—009—0190—1>.

14. **Запрягаев В.И., Солотчин А.В., Кавун И.Н. и др.** Натекание сверхзвуковой недорасширенной струи на преграды различной проницаемости // Прикладная механика и техническая физика. 2011. Т. 52, № 5., С 60 – 67. [обновлено 15 сентября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: <https://www.sibran.ru/upload/iblock/2e7/2e72ed2b022318c2b940239ee68c40ad.pdf?ysclid=mkt3amnn6cx595191325>.

15. **Петунин А.Н.** Методы и техника измерений параметров газового потока. – М.: Машиностроение, 1972., 332с. [обновлено 15.09.2025; процитировано 20.01.2026]. Доступно: [https://www.elec.ru/files/2020/02/26/\\_Petunin\\_A.N.Metodue\\_i\\_tehnika\\_izmereniya\\_paramet.pdf](https://www.elec.ru/files/2020/02/26/_Petunin_A.N.Metodue_i_tehnika_izmereniya_paramet.pdf).

16. **Липман, Г.В.** Элементы газовой динамики [Текст] / Г. В. Липман, А. Рошко ; Пер. с англ. В. П. Шидловского ; Под ред. Э. И. Григолюка. – Москва : Изд-во иностр. лит., 1960. – 518 с.

17. **Лойцянский Л.Г.** Механика жидкости и газа. – М.: Наука, 1987. – 840 с. [обновлено 15 сентября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: <https://djvu.online/file/edB9qjtjqtVNE?ysclid=mkozvxabvp782073584>.

18. **Rockwell D., Naudascher E.** Self—sustained oscillations of impinging free shear layers. Ann. Rev. FluidMech., 1979, Vol. 11, pp. 67 – 94. [обновлено 15 сентября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: <https://pubs.aip.org/aip/pof/article-abstract/14/12/4444/254858/Shear-layer-oscillation-along-a-perforated-surface?redirectedFrom=fulltext>.

19. **Henderson B.** Experiments on the Impingement of a Supersonic Jet on a Flat Plate. J. FluidMech., 2002, Vol. 458, pp. 283 – 315. [обновлено 15 сентября 2025; процитировано 20 января 2026]. Доступно: [https://archive.org/stream/nasa\\_techdoc\\_20020088423/20020088423\\_djvu.txt](https://archive.org/stream/nasa_techdoc_20020088423/20020088423_djvu.txt).

20. **Голубев В.В.** Лекции по теории крыла. – М.: Наука, 1966. – 480 с.

21. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. – М.: Наука, 1974. – 712 с.