

К вопросу о течении газа в сопле Лавала

© Д.А. Ягодников¹, П.В. Папырин¹, М.А. Худяков²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

² ЦИАМ им. П.И. Баранова, Москва, 111116, Российская Федерация

Представлены результаты экспериментально-теоретического исследования структуры течения газа в сопле Лавала. Обнаружены особенности течения в пристеночной области сверхзвуковой части сопла, приводящие к более низким — примерно в 2 раза ниже рассчитанного по стандартным методикам значениям давления в критическом сечении по сравнению с результатами, полученными расчетным путем. Такое рассогласование, установленное с помощью этих результатов расчета в программном комплексе ANSYS Fluent, обусловлено различием параметров течения в ядре потока и в пристеночном слое. Стандартные методики, как правило, основаны на результатах экспериментов и полуэмпирических зависимостях, а это приводит к тому, что получаемые с их помощью зависимости не отражают сложной структуры потока. В то же время из-за наличия трения на стенке сопла и газовых вихрей параметры распределяются в поперечном сечении очень неравномерно. Проведено сравнение стандартных методик, численного решения и эксперимента. Показано, что решение с использованием ANSYS Fluent позволяет учесть пространственные особенности течения и оценить параметры не только на оси потока, благодаря чему полученные с его помощью результаты лучше согласуются с результатами эксперимента, чем определенные по стандартной методике.

Ключевые слова: газовая динамика, течение в сопле Лавала, математическое моделирование, реальный газ

Введение. Сопло Лавала — это мощный технический элемент, использующийся во многих устройствах и объектах, выполняющих разные задачи. Несмотря на большой объем теоретических исследований и накопленного практического опыта, вопросы изучения особенностей течения газа в соплах Лавала сохраняют актуальность и по сей день [1–8].

В то время как течение в ядре потока при движении через сопло Лавала довольно хорошо изучено и расчет его параметров достаточно точен, остается актуальным вопрос о распределении давления в пограничном слое газа, расширяющегося в сопле. Это особенно важно для течений в соплах ракетных двигателей малых тяг, где относительная площадь пристеночного слоя оказывается выше, чем в больших двигателях. Параметры течения в пристеночном слое оказывают основное влияние на величину потерь на трение и эффективность охлаждения сопла.

Цель данной работы — проведение экспериментально-теоретического исследования особенностей течения газа в сопле Лавала для

оценки отклонений теоретических расчетов и расчетов численными методами и от результатов эксперимента.

Описание экспериментальной установки. В качестве объекта исследования был выбран модельный ракетный двигатель, а в качестве его рабочего тела — воздух высокого давления. Для преобразования энергии газа в ракетном двигателе используется сопло Лавалья, имеющее геометрическую степень расширения $f_a = 16$, которое выполнено с дренажными отверстиями (шаг по оси — 5 мм) для подключения датчиков давления (рис. 1). Это позволяет получить распределение статического давления вдоль стенки расширяющейся части сопла. Эксперимент проводится при давлении в камере двигателя до 16 МПа, давлении окружающей среды 0,1 МПа и температуре рабочего тела 293К.

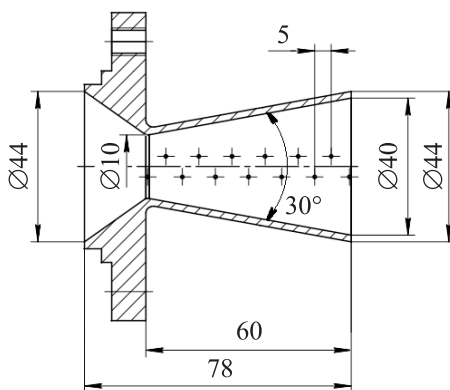


Рис. 1. Чертеж сопла, используемого при исследовании

Схема системы измерения экспериментальной установки приведена на рис. 2.

Изменение режима работы сопла осуществляется путем регулирования давления в камере двигателя, в которую воздух подается из баллонной рампы высокого давления (15...18 МПа). Настройка уровня давления в камере двигателя выполняется с помощью редуктора давления основной магистрали 10 — пневмоуправляемого, позволяющего обеспечить понижение давления при сохранении большого расхода, и редуктора давления магистрали управления 4, имеющего ручной привод, необходимый для установки уровня давления на выходе с основного редуктора (см. рис. 2). Информация с датчиков давления, подключенных к камере двигателя и дренажам, выполненным по длине сопла, поступает на устройство регистрации сигналов — программно-измерительный комплекс (ПИК) МИС-200, который ведет запись в течение всего эксперимента с помощью встроенной программы Recorder.

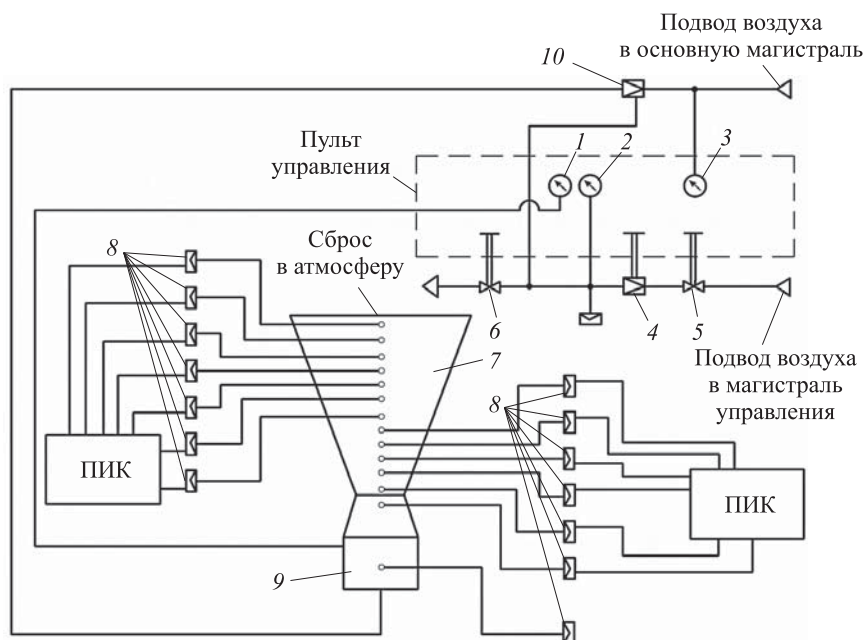


Рис. 2. Принципиальная схема экспериментальной установки:

1–3 — манометры давления; 4 — редуктор давления магистрали управления; 5 — вентиль подачи воздуха в магистраль управления; 6 — вентиль сброса воздуха из магистрали управления; 7 — сверхзвуковое сопло; 8 — датчики давления; 9 — камера двигателя; 10 — редуктор давления основной магистрали; ПИК — программно-измерительный комплекс

Необходимый режим работы сопла характеризуется величиной p_k^*/p_H , которая в экспериментах задается за счет изменения давления p_k^* (в данном случае p_k^* — полное давление в камере двигателя, p_H — давление окружающей среды). После выхода установки на заданный режим (давление в камере не меняется) выдерживается пауза в течение 1–2 с, после чего реализуется следующий режим работы двигателя. Эксперимент проводится для трех давлений в камере двигателя: 1,0 МПа, 1,5 МПа, 2,0 МПа.

Постановка задачи и расчет в ANSYS. Для выполнения численного расчета по геометрическим размерам модельного сопла (см. рис. 1) построена плоская расчетная сетка. Поскольку сопло является осесимметричным, можно решать двухмерную задачу с условием осевой симметрии, что позволяет повысить скорость расчета и точность сетки при ограниченных вычислительных мощностях. Расчетная область представлена на рис. 3. Размер расчетной сетки — 51 631 ячейка, характерный размер ячейки — 0,4 мм. В качестве граничных условий задаются параметры газа на входе в сопло — pressure inlet, параметры в выходной области — pressure outlet, поверхность стенки сопла — wall и ось симметрии — axis.

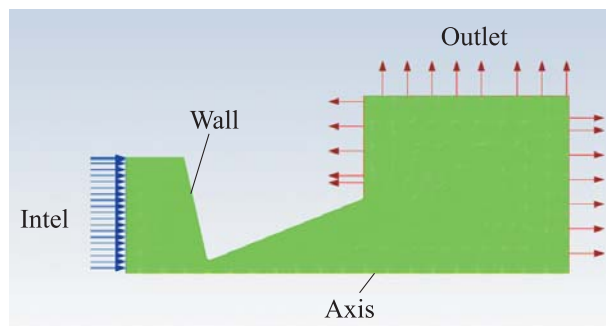


Рис. 3. Схема расчетной области

Расчет был проведен для трех значений давления на входе в сопло при постоянном давлении в выходной области, равном 0,1 МПа. В качестве рабочего тела задавался воздух с температурой 293К. Использовались решатель по давлению (pressure based), k — ω SST модель турбулентности. В результате расчетов получены поля скоростей, давлений и температуры газа, истекающего через рассматриваемое сопло, а также распределение давления по стенке сопла и по его оси симметрии.

Теоретический расчет по методике В.М. Кудрявцева. Выполнен также расчет расположения скачка уплотнения по методике, изложенной в работе [9]. Для турбулентного пограничного слоя интенсивность скачка уплотнения, начинающего перемещаться от среза в глубь сопла, соответствует критическому отношению статических давлений в скачке уплотнения $(p_2/p_1)_{кр}$, определяемому числом Маха M_1 истекающего потока. Кудрявцевым была получена в диапазоне $2 \leq M_1 \leq 6$ следующая эмпирическая зависимость [9]:

$$(p_2/p_1)_{кр} = 0,73 M_1 + 0,39, \quad (1)$$

где p_2 — давление непосредственно за скачком уплотнения; p_1 — давление непосредственно перед скачком уплотнения.

В случае предельного положения скачка уплотнения в выходном сечении сопла выражение (1) примет вид:

$$(p_2/p_1)_{кр} = (p_H/p_a)_{кр} = 0,73 M_a + 0,39, \quad (2)$$

где M_a — число Маха на срезе сопла Лавала.

Значение $(p_k^*/p_H)_{кр}$ определяется соотношением

$$\left(\frac{p_k^*}{p_H} \right)_{кр} = \frac{p_k^*}{p_a} \cdot \left(\frac{p_a}{p_H} \right)_{кр} = \frac{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_a^2 \right)^{\frac{k-1}{k}}}{0,73 M_a + 0,39}, \quad (3)$$

где k — показатель адиабаты.

При $p_k^*/p_H \geq (p_k^*/p_H)_{кр}$ расчет тяги можно вести по обычным зависимостям для изоэнтропического течения газа.

Отношение полного давления в камере p_k^* к давлению p_H можно представить в виде

$$\frac{p_k^*}{p_H} = \frac{p_k^*}{p_1} \cdot \frac{p_1}{p_2} \cdot \frac{p_2}{p_H}, \quad (4)$$

где

$$\frac{p_k^*}{p_1} = \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2\right)^{\frac{k}{k-1}}, \quad (5)$$

$\frac{p_2}{p_1} \approx \left(\frac{p_2}{p_1}\right)_{кр}$, $\frac{p_H}{p_2}$ — величина, характеризующая восстановление давления за скачком уплотнения.

Для сопла с углом $2\alpha > 30^\circ$ отношение $p_H/p_2 \approx 1$. Для сопла с углом $2\alpha \leq 30^\circ$ давление за скачком уплотнения можно определить по следующей эмпирической зависимости [5]:

$$\frac{p_H}{p_2} = \left(\frac{0,192}{\sin \alpha} - 0,7\right) \left(1 - \frac{M_1}{M_a}\right) + 1. \quad (6)$$

На основании выражения (4) с использованием (1), (5) и (6) для сопла с известной геометрией сопла можно получить зависимость $M_1 = f(p_k^*/p_H)$, которая позволяет определять положение скачка уплотнения в сопле.

Среднее давление за скачком уплотнения $\bar{p}$ определяется по формуле

$$\bar{p} = 0,5(p_2 + p_H) = 0,5 p_H \left(\frac{p_2}{p_H} + 1\right).$$

Таблица 1

Параметры перед скачком уплотнения в зависимости от давления в камере

p_k , МПа	M_1	p_1 , МПа	x_1^* , мм	d_1 , мм	f
1,0	2,711	0,043	25	19	3,61
1,5	3,043	0,039	30	21	4,41
2,0	3,282	0,036	35	23	5,29
* x_1 — расстояние от критического сечения до скачка уплотнения.					

Для исследуемого сопла рассчитаны значения M_1 , p_1 и диаметр сопла перед скачком уплотнения d_1 в зависимости от p_k , представленные в табл. 1.

Анализ результатов. Сначала следует сравнить результаты, полученные при эксперименте с определенными путем расчета равновесного истечения воздуха из сопла с помощью программного комплекса Terra [10] при $p_H = 0,1$ МПа и по методике из работы [9] (рис. 4). Несмотря на удовлетворительное согласование по координате сечения, в котором находится скачок уплотнения, видно существенное (приблизительно в 2 раза) расхождение результатов расчета с результатами эксперимента в области критического сечения. Причем такие результаты получаются для всех рассмотренных давлений в камере двигателя.

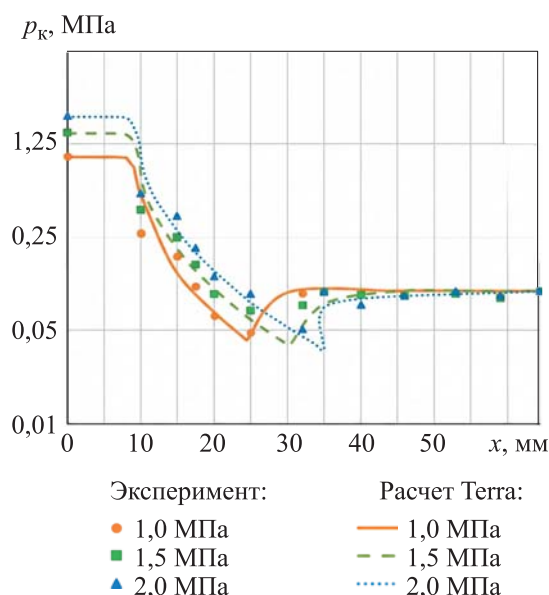


Рис. 4. Распределение давления по стенке модельного сопла при разном давлении в камере двигателя

Из анализа графиков понятно, что при повышении давления в камере двигателя сохраняется существенное (примерно в 2 раза) расхождение расчетных и экспериментальных значений давления в минимальном сечении. Для выяснения причин такого отклонения проведено численное моделирование в программном комплексе ANSYS Fluent, результаты которого для разных значений давления в камере двигателя представлены на рис. 5.

Результаты расчета в ANSYS Fluent показывают удовлетворительное согласование с экспериментом, в том числе и в критическом сечении сопла.

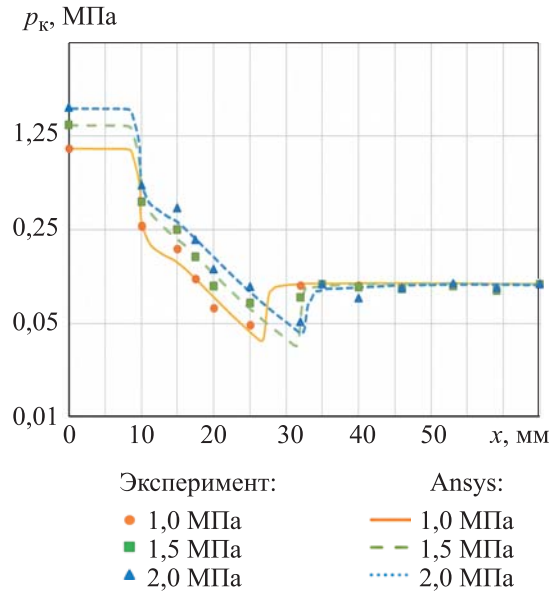


Рис. 5. Распределение давления p_k по стенке сопла при разных значениях давления в камере двигателя, полученное в результате расчета в ANSYS Fluent

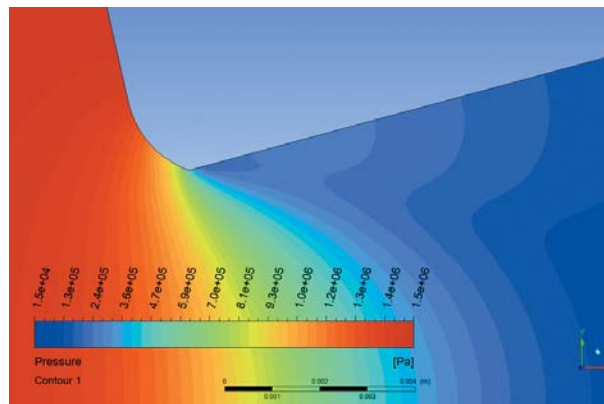


Рис. 6. Поле давлений в области критического сечения рассматриваемого сопла при $p_k = 1,5$ МПа

Для понимания различия между результатами расчета по методике [9] и с помощью ANSYS Fluent целесообразно обратиться к результатам расчета поля давления в данной области (рис. 6).

Расчет полей давлений показывает, что давление в поперечном сечении распределяется неравномерно — в ядре потока оно несколько выше, чем в пристенке, что не учитывается одномерным расчетом в программном комплексе TERRA. Можно проверить предположение

о локальном ускорении потока в области непосредственно за критическим сечением сопла, рассмотрев поле чисел Маха, полученное в результате расчета (рис. 7).

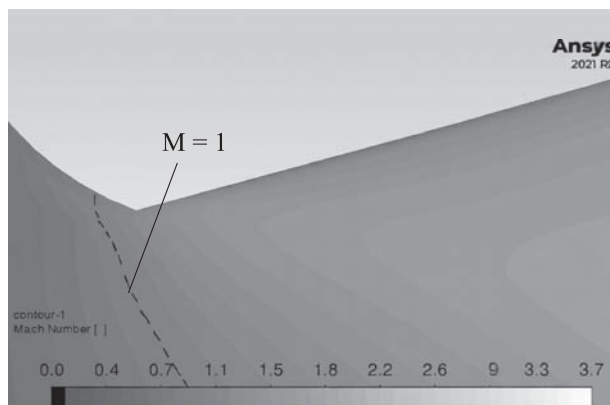


Рис. 7. Поле чисел Маха в области минимального сечения рассматриваемого сопла при $p_k = 1,5$ МПа

Видно, что в области критического сечения переход через скорость звука происходит не по плоскости, а по сложной, изогнутой поверхности. Это объясняется тем, что под действием сил инерции струи газа, непосредственно примыкающие к стенке, движутся к оси симметрии, поджимая центральные струи. Периферийные струи быстрее достигают скорости звука, чем центральные, где давление падает медленнее. Это приводит к существенной неравномерности в поперечном сечении сопла и появлению выпуклой эпюры перехода скорости газа через скорость звука.

Видно, что поле чисел Маха на выходе из минимального сечения имеет некоторую неравномерность, которую можно объяснить как особенностями геометрии конкретного сопла (достаточно острая грань в минимальном сечении), так и влиянием пограничного слоя.

Заключение. Таким образом, в результате проведенных работ можно сделать следующие выводы. Получены экспериментальные данные по распределению статического давления по длине сверхзвуковой части сопла Лавалья лабораторного ракетного двигателя при давлении в камере 1,0 МПа, 1,5 МПа, 2,0 МПа, давлении окружающей среды $\sim 0,1$ МПа и угле раскрытия конического сопла 30° и определены условия отрыва потока от стенок сопла. Проведены расчеты течения в сопле Лавалья лабораторного ракетного двигателя для рабочего тела, представляющего собой холодный ($T = 293\text{K}$) воздух, с помощью программного комплекса TERRA. Обнаружено заметное (примерно в 2 раза) расхождение с экспериментальными данными в области минимального сечения сопла. Выполнены расчеты течения в сопле Лавалья лабораторного ракетного двигателя для рабочего тела,

представляющего собой холодный ($T = 293\text{K}$) воздух, в программном комплексе ANSYS Fluent. Результаты расчета распределения давления по стенке сопла в ANSYS Fluent удовлетворительно согласуются с экспериментальными значениями и отличаются от полученных расчетом в TERRA так же, как и экспериментальные значения ($\sim$ в 2 раза для минимального сечения сопла). Обнаружены особенности течения в сопле Лавала лабораторного ракетного двигателя, проявляющиеся в существенном отличии статического давления на стенке и в ядре потока в области минимального сечения, что приводит к различиям между расчетными давлениями в сечении и экспериментальными данными. Расчет по методике [5] и расчет в программном комплексе ANSYS Fluent дают сходные результаты при оценке положения скачка уплотнения в рассматриваемом сопле, и результаты этих расчетов удовлетворительно согласуются с данными, полученными при эксперименте.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Крайко А.Н., Мышенков Е.В., Пьянков К.С., Тилляева Н.И. Влияние неидеальности газа на характеристики сопел Лавала с внезапным сужением. *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*, 2002, № 5, с. 191–204.
- [2] Беззаботов Ю.С., Жлобо Р.А., Мойдинов Д.Р., Степанова Е.Г. Расчет и проектирование сопла Лавала. *Инновационные направления интеграции науки, образования и производства: Сб. тез. докл. участников I Международной научно-практической конф. Керчь, 14–17 мая 2020 г.* Керчь, Изд-во КГМУ, 2020, с. 172–175.
- [3] Тунник Ю.В. Численное моделирование детонационного горения водородовоздушных смесей в сопле Лавала. *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*, 2010, № 2, с. 107–114.
- [4] Мильман О.О. [и др.]. Экспериментальное исследование характеристик сопел Лавала для реактивных турбин. *Теплоэнергетика*, 2023, № 12, с. 138–157.
- [5] Старовойтов С.И., Случевский А.М. К расчету сопла Лавала. *Конструирование, использование и надежность машин сельскохозяйственного назначения*, 2025, № 1 (24), с. 15–23.
- [6] Соболев И.С. CFD-моделирование процесса истечения идеального газа из сопла Лавала в программном продукте ANSYS Fluent. *Математические методы в технике и технологиях — ММТТ*, 2016, № 12 (94), с. 344–348.
- [7] Тетерев А.В., Мандрик П.А., Рудак Л.В., Мисюченко Н.И. Моделирование механического взаимодействия частиц с газовым потоком в сопле Лавала. *Прикладные задачи математики: Материалы XXIV Международной науч.-техн. конф. Севастополь, 12–16 сентября 2016 г.* Севастополь, Изд-во СевГУ, 2016, с. 139–144.
- [8] Мильман О.О., Голдин А.С., Шифрин Б.А., Перов В.Б., Птахин А.В., Крылов В.С., Кондратьев А.В. Моделирование характеристик при истечении недогретой жидкости из геометрически подобных сопел Лавала. *Инженерно-физический журнал*, 2024, № 5, с. 1301–1315.
- [9] Васильев А.П., Кудрявцев В.М., Кузнецов В.А. [и др.]. *Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей*: в 2 кн. Кудрявцев В.М.,

ред. 6-е изд., перераб. и доп. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2025, 774 с.

- [10] Трусов Б.Г. Программная система TERRA для моделирования фазовых и химических равновесий при высоких температурах. *III Международный симпозиум «Горение и плазмохимия», 24–26 августа 2005, Алма-Ата. Казахстан, 2005, с. 52–57.*

Статья поступила в редакцию 05.03.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Ягодников Д.А., Папырин П.В., Худяков М.А. К вопросу о течении газа в сопле Лавалья. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 5. EDN UQVLJI

Ягодников Дмитрий Алексеевич — д-р техн. наук, профессор, заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана, руководитель ведущей научной школы России «Горение порошкообразных металлов в смесевых конденсированных и газодисперсных системах». Автор многочисленных публикаций в области ракетного двигателестроения, посвященных изучению особенностей рабочего процесса в камере сгорания ракетных двигателей твердого топлива, горению порошкообразных металлических горючих, процессов в камере сгорания ракетно-прямоточных двигателей. e-mail: daj@bmstu.ru

Папырин Павел Витальевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Ракетные двигатели» МГТУ им. Н.Э. Баумана; автор работ по моделированию процессов воспламенения и горения порошкообразных металлических горючих, расчетам характеристик рабочего процесса в камере сгорания ракетно-прямоточных двигателей. e-mail: pyurin_pv@bmstu.ru

Худяков Михаил Александрович — инженер 2-й категории ФАУ «ЦИАМ им. П.И. Баранова». Область интересов — рабочие процессы в камере сгорания реактивных и ракетных двигателей, моделирование течения продуктов сгорания в точном тракте реактивных и ракетных двигателей. e-mail: fanto.1996@mail.ru

On Gas Flow in a Laval Nozzle

© D.A. Yagodnikov¹, P.V. Papyrin¹, M.A. Khudyakov²

¹Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

²Central Institute of Aviation Motors, Moscow, 111116, Russian Federation

The paper presents the results of an experimental and theoretical study of the gas flow structure in a Laval nozzle. Specific flow features were identified in the near-wall region of the supersonic section of the nozzle, leading to significantly lower pressure values in the throat section (approximately two times lower than those calculated using standard methods) compared with the calculated results. This discrepancy, revealed through simulations performed in the ANSYS Fluent software package, is caused by differences between the flow parameters in the core region and those in the boundary layer near the wall. Standard calculation methods are generally based on experimental data and semi-empirical correlations, which results in dependencies that do not adequately reflect the complex flow structure. At the same time, due to wall friction and gas vortices within the nozzle, the distribution of parameters across the cross-section is highly nonuniform. The paper compares standard calculation methods, numerical simulations, and experimental data. It is shown that simulations performed using ANSYS Fluent made it possible to account for the spatial features of the flow and to evaluate parameters not only along the flow axis, providing better agreement with experimental results than standard methods.

Keywords: gas dynamics, flow in a Laval nozzle, mathematical modeling, real gas

REFERENCES

- [1] Krayko A.N., Myshenkov E.V., Pyankov K.S., Tillyaeva N.I. Vliyaniye neidealnosti gaza na kharakteristiki sopel Lavalya s vnezapnym suzheniem [Effect of gas non-ideality on the characteristics of Laval nozzles with abrupt contraction]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 2002, no. 5, pp. 191–204.
- [2] Bezzabotov Yu.S., Zhlobo R.A., Moydinov D.R., Stepanova E.G. Raschet i proektirovaniye sopla Lavalya [Calculation and design of a Laval nozzle]. In: *Innovatsionnye napravleniya integratsii nauki, obrazovaniya i proizvodstva: sbornik tezisov dokladov uchastnikov I Mezhdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferentsii. Kerch, May 14–17, 2020* [Innovative directions of integration of science, education and production: Proceedings of the I International scientific and practical conference]. Kerch, KGMTU Publ., 2020, pp. 172–175.
- [3] Tunik Yu.V. Chislennoye modelirovaniye detonatsionnogo goreniya vodorodovozdushnykh smesey v sople Lavalya [Numerical simulation of detonation combustion of hydrogen-air mixtures in a Laval nozzle]. *Izvestiya Rossiyskoy akademii nauk. Mekhanika zhidkosti i gaza — Fluid Dynamics*, 2010, no. 2, pp. 107–114.
- [4] Mil'man O.O., et al. Eksperimental'noye issledovaniye kharakteristik sopel Lavalya dlya reaktivnykh turbin [Experimental study of the characteristics of Laval nozzles for jet turbines]. *Teploenergetika — Thermal Engineering*, 2023, no. 12, pp. 138–157.
- [5] Starovoytov S.I., Sluchevskiy A.M. K raschetu sopla Lavalya [On the calculation of a Laval nozzle]. *Konstruirovaniye, ispolzovaniye i nadezhnost mashin selskokhozyaystvennogo naznacheniya*, 2025, no. 1 (24), pp. 15–23.
- [6] Sobolev I.S. CFD-modelirovaniye protsessa istecheniya idealnogo gaza iz sopla Lavalya v programmnom produkte ANSYS Fluent [CFD simulation of ideal gas

- outflow from a Laval nozzle in ANSYS Fluent]. *Matematicheskie metody v tekhnike i tekhnologiyakh*, 2016, no. 12 (94), pp. 344–348.
- [7] Teterev A.V., Mandrik P.A., Rudak L.V., Misychenko N.I. Modelirovanie mekhanicheskogo vzaimodeystviya chastits s gazovym potokom v soplo Lavalya [Modeling of mechanical interaction of particles with gas flow in a Laval nozzle]. In: *Prikladnye zadachi matematiki: materialy XXIV Mezhdunarodnoy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii. Sevastopol, September 12–16, 2016* [Applied problems of mathematics: Proceedings of the XXIV International scientific and technical conference]. Sevastopol, Sevastopol State University Publ., 2016, pp. 139–144.
- [8] Milman O.O., Goldin A.S., Shifrin B.A., Perov V.B., Ptakhin A.V., Krylov V.S., Kondrat'ev A.V. Modelirovanie kharakteristik pri istechenii nedogretoy zhidkosti iz geometricheski podobnykh sopel Lavalya [Modeling of characteristics during outflow of subcooled liquid from geometrically similar Laval nozzles]. *Inzhenerno-fizicheskiy zhurnal — Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2024, no. 5, pp. 1301–1315.
- [9] Vasiliev A.P., Kudryavtsev V.M., Kuznetsov V.A., et al. *Osnovy teorii i rascheta zhidkostnykh raketnykh dvigateley: v 2 kn.* [Fundamentals of the theory and calculation of liquid rocket engines: in 2 books]. Kudryavtsev V.M., ed. 6th ed. Moscow, Bauman Moscow State Technical University Publ., 2025, 774 p.
- [10] Trusov B.G. Programmnaya sistema TERRA dlya modelirovaniya fazovykh i khimicheskikh ravnovesiy pri vysokikh temperaturakh [TERRA software system for modeling phase and chemical equilibria at high temperatures]. In: *III Mezhdunarodnyy simpozium "Gorenie i plazmokhimiya", August 24–26, 2005, Alma-Ata* [III International symposium "Combustion and plasma chemistry"]. Kazakhstan, 2005, pp. 52–57.

Yagodnikov D.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Head of Rocket Engines Department, Bauman Moscow State Technical University, Director of Russia's leading research school "Combustion of Powdered Metals in Mixed Condensed and Gas-Dispersed Systems." He has authored numerous publications in rocket propulsion engineering, focusing on the combustion chamber characteristics of solid-propellant rocket engines, the combustion of powdered metallic fuels, and combustion processes in ramjet rocket engines.
e-mail: daj@bmstu.ru

Papyrin P.V., PhD, Associate Professor, Rocket Engines Department, Bauman Moscow State Technical University. He has published papers on modeling the ignition and combustion processes of powdered metallic fuels and calculating the combustion chamber characteristics of ramjet rocket engines. e-mail: papyrin_pv@bmstu.ru

Khudyakov M.A., 2nd category engineer, Central Institute of Aviation Motors. His areas of interest include combustion chamber processes in jet and rocket engines and modeling combustion product flow in the flow paths of jet and rocket engines.
e-mail: fanto.1996@mail.ru