

На правах рукописи

Мельников Алексей Юрьевич

**ИССЛЕДОВАНИЕ ТОРМОЖЕНИЯ ВЯЗКОГО СВЕРХЗВУКОВОГО
ПОТОКА С ОБРАЗОВАНИЕМ ПСЕВДОСКАЧКА В
ЦИЛИНДРИЧЕСКИХ КАНАЛАХ**

Специальность 1.1.9. – Механика жидкости, газа и плазмы

А В Т О Р Е Ф Е Р А Т

диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск – 2024

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук (ИТПМ СО РАН).

Научный руководитель:

Звегинцев Валерий Иванович, доктор технических наук, главный научный сотрудник лаборатории № 5 «Аэрогазодинамики больших скоростей» ИТПМ СО РАН.

Официальные оппоненты:

Арефьев Константин Юрьевич, доктор технических наук, начальник отдела "Аэрокосмических двигателей" Центрального института авиационного моторостроения имени П.И. Баранова (ЦИАМ им. П.И. Баранова).

Тупикин Андрей Викторович, доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник лаборатории 7.4. «Физических основ энергетических технологий» Института теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук

Ведущая организация:

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Национальный исследовательский Томский государственный университет»

Защита состоится «19» апреля 2024 г. в 11⁰⁰ на заседании диссертационного совета 24.1.125.01 (Д003.035.02) в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН по адресу: 630090, Новосибирск, ул. Институтская, д. 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН http://www.itam.nsc.ru/website/inst/upload/infoblock/file/2ury1-Melnikov_diss_fin.pdf

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения, просьба направлять на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан « ____ » _____ 2024 г.

Ученый секретарь диссертационного совета
доктор физико-математических наук

С.А. Гапонов

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования

Сверхзвуковые течения во внутренних каналах широко встречаются в современных аэродинамических устройствах. Большинство течений реализованы в различных устройствах, таких как сверхзвуковые аэродинамические трубы, сверхзвуковые воздухозаборные устройства, сверхзвуковые эжекторы и т.п. Известно, что в каналах постоянного сечения сверхзвуковой поток затормаживается и, как указывали Крокко, Абрамович, Седов и др., плавный переход от сверхзвуковой к дозвуковой скорости не может происходить безударно – в некотором сечении канала должен образоваться скачок уплотнения, за которым устанавливается дозвуковое течение.

Взаимодействие прямого скачка уплотнения с пограничным слоем у поверхности стенки во внутренних сжимаемых потоках является причиной формирования достаточно сложной картины течения. Когда скачок достаточно сильный, чтобы образовался отрыв пограничного слоя, то может происходить разделение этого скачка. Если канал достаточно длинный, после нескольких последовательных скачков уплотнения, следует область отрицательного градиента давления. Таким образом, эффект взаимодействия последовательных скачков уплотнения может растянуться на большое расстояние. Во всей области взаимодействия поток затормаживается от сверхзвуковой скорости до дозвуковой. В виду этого, область взаимодействия, включающая в себя цепочку скачков уплотнения, называется «псевдоскачок». Наличие псевдоскачка сильно влияет на производительность и эффективность процессов в различных газодинамических устройствах.

В последние десятилетия взаимодействие скачка уплотнения и пограничного слоя в задачах внешней аэродинамики было предметом многих исследований. Проведено большое количество экспериментальных и теоретических исследований. Исследования показали, что взаимодействие существенно влияет на все поле течения, особенно когда скачок уплотнения достаточно сильный, чтобы создать отрыв пограничного слоя. Взаимодействие скачка уплотнения и пограничного слоя часто присутствует на различных обтекаемых поверхностях. Было показано, что взаимодействие во внешних потоках в значительной степени зависит от числа Маха потока непосредственно перед ударной волной, числа Рейнольдса по толщине пограничного слоя, и конфигурации тела.

Более сложная картина складывается при торможении сверхзвуковых потоков в каналах. В этой ситуации физика процесса торможения может отличаться от сложившихся представлений, которые были получены из анализа внешней аэродинамики обтекания. По аналогии с ней при возникновении отрыва пограничного слоя в канале, возникающий псевдоскачок должен был бы запереть поток, сформировав выбитую головную ударную волну, так как нет факторов, которые могут зафиксировать положение отрыва. Однако, как показали эксперименты, этого не происходит. Так же известно, что при

значительном повышении давления на выходе канала произойдет запираание потока с выбитой головной ударной волной. Ввиду этого основной интерес заключается в исследовании промежуточного диапазона повышения давления, которое может оказывать влияние на процесс перехода от сверхзвуковой скорости потока к дозвуковой скорости. Также в настоящее время остается неясным влияние начального числа Маха потока и длины канала на характеристики торможения потока и перехода к дозвуковому режиму течения.

Основные работы по изучению сверхзвукового потока с псевдоскачком сосредоточены на исследованиях потоков в коротких каналах (до 30 калибров), сравнимых с длиной самого псевдоскачка, однако не рассматривается сверхзвуковое течение с образованием псевдоскачка в длинных каналах (более 30 калибров). Реализация структуры псевдоскачка всегда достигалась путем дросселирования канала, при котором псевдоскачок образовывался за счет отрыва пограничного слоя в выходном сечении.

Расширение диапазона данных в вопросах сверхзвукового течения в каналах с образованием псевдоскачка дает возможность более точного прогнозирования и управления структурой ударных волн, образующихся в результате торможения потока, что обеспечит повышение эффективности проектирования аэродинамических устройств и упрощение проведения исследований. Ввиду этого особый интерес заключается в получении распределения параметров сверхзвукового потока в длинных каналах при наличии псевдоскачка, а также влияния начальных параметров потока, противодавления и геометрических параметров канала на процесс торможения в каналах большой длины. Таким образом, исследование сверхзвукового течения в длинных каналах с образованием псевдоскачка является **актуальным**.

Целью исследования является изучение влияния газодинамических параметров потока и геометрии цилиндрических каналов на процесс торможения сверхзвукового потока газа с образованием псевдоскачка.

Задачами настоящей работы являются:

1. Экспериментальное исследование торможения сверхзвукового потока с образованием псевдоскачка в длинных каналах за счет трения.
2. Изучение детальной структуры сверхзвукового течения с образованием псевдоскачка путем численного моделирования.
3. Исследование влияния геометрического и теплового дросселирования на параметры потока и псевдоскачка в диффузорах с большими углами расширения.

Научная новизна выполненной работы заключается в том, что в процессе экспериментального изучения процесса торможения вязкого сверхзвукового потока в каналах было установлено, что образование псевдоскачка в длинных каналах ($L/D > 32$) может происходить лишь за счет трения (при отсутствии противодавления). Показано, что в отличие от коротких каналов, где псевдоскачок образуется в выходном сечении канала, в длинных каналах образование структуры псевдоскачка, происходит в некотором сечении канала, которое зависит от начального числа Маха потока. Определены

характеры влияния увеличения длины канала, противодействия на выходе канала и изменения начального числа Маха потока. Показано, что в широком диапазоне противодействий псевдоскачок в длинных каналах занимает устойчивое положение. Установлено, что увеличение длины канала или противодействия на выходе приводит к смещению псевдоскачка вверх по потоку, а увеличение начального числа Маха потока приводит к смещению псевдоскачка вниз по потоку, при этом суммарные потери полного давления не зависят от положения псевдоскачка.

Научная и практическая значимость работы заключается в том, что на основании полученных экспериментальных данных и результатов численного моделирования получены распределения параметров сверхзвукового потока в длинных каналах при наличии псевдоскачка и степени возможного повышения противодействия без нарушения режимов течения, которые могут быть использованы при проектировании аэродинамических устройств.

Результаты численного моделирования и экспериментальных работ, такие как неравномерности профиля скорости, значения давлений и их отношений могут быть применены в дальнейшем при проведении экспериментальных и численных исследований взаимодействия сверхзвуковых потоков и пограничных слоев в каналах.

Показана возможность существенного повышения полного давления на выходе коротких диффузоров с большими углами раскрытия и значительного снижения длины псевдоскачка, что важно при проектировании высокоскоростных двигателей.

Установлено соотношение между геометрическим и тепловым дросселированием для псевдоскачкового режима течения в диффузорах с большими углами раскрытия. Использование полученного соотношения позволит проводить соответствие между видами воздействия при проведении экспериментальных исследований.

Достоверность полученных **результатов** подтверждается комплексным применением экспериментальных методов исследования и проведением численного моделирования исследуемых процессов, показывающих совпадение с высокой точностью, а также совпадением тестовых результатов с известными данными в литературе. Основные результаты диссертационной работы докладывались на многочисленных конференциях и семинарах всероссийского и международного уровня.

На защиту выносятся следующие положения:

1. Результаты экспериментального исследования вязкого сверхзвукового течения газа с образованием псевдоскачка за счет изменения длины канала и противодействия
2. Результаты численного моделирования вязкого сверхзвукового течения газа с образованием псевдоскачка
3. Результаты численного моделирования коротких диффузоров с большими углами раскрытия, которые допускают существенное повышение полного давления после псевдоскачка.

4. Соотношение между тепловым и геометрическим дросселированием сверхзвукового потока с псевдоскачком в диффузорах с большими углами расширения

Апробация результатов исследования. Основные положения диссертационной работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях и семинарах:

13-ая Международная конференция «Авиация и космонавтика-2014» (Москва, 17–21 нояб. 2014 г.); X Всероссийская конференция молодых ученых, посвященная 100 - летию со дня рождения академика В.В. Струминского «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск, 23 - 25 апреля 2014 г.); XXIV Всероссийский семинар с международным участием «Струйные, отрывные и нестационарные течения» (Россия, Новосибирск, 11 - 13 нояб. 2015 г.); XVIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016) (Russia, Perm, 27 Jun.-3 Jul., 2016); 2016 International Conference on Informatics, Management Engineering and Industrial Application (IMEIA 2016) (Thailand, Phuket, 24-25 Apr, 2016); Динамика многофазных сред: XVI Всерос. семинар с междунар. участием (Новосибирск, 30 сент. – 5 окт. 2019 г.); XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 150th anniversary of the birth of S.A. Chaplygin (Novosibirsk, 3–5 Apr. 2019); XX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR – 2020) (Novosibirsk, 1-7 Nov. 2020); XXVII Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 90th anniversary of the birth of R.I. Soloukhin (Novosibirsk, 29 Jun. – 3 Jul. 2020);

Личный вклад автора. Автором была создана экспериментальная установка и проведены все экспериментальные исследования течения в каналах различной длины. Автором проведено численное моделирование торможения сверхзвукового потока в длинных каналах с образованием псевдоскачка. Автор принимал основное участие в обработке результатов численного моделирования и их обсуждении. Принимал активное участие в подготовке публикаций основных результатов в рецензируемых журналах. Автором были доложены все результаты работы на конференциях, в том числе международных. Результаты совместных работ представлены в диссертации с согласия соавторов.

Публикации по теме диссертации. По теме диссертации опубликована 21 работа, в том числе 11 в научных изданиях, рекомендованных ВАК и индексируемых в базах данных Scopus и Web of Science. Большинство работ выполнено в соавторстве с научным руководителем и другими сотрудниками лаборатории.

Объем и структура диссертации. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения, и списка литературы из 97 наименования. Общий объем диссертации составляет 117 страниц, 59 рисунков и 5 таблиц.

СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении отражена и обоснована актуальность темы диссертации. Отмечен диапазон длин каналов представленных в литературе, в которых

производились исследования сверхзвукового потока с псевдоскачком. Сформулирована цель диссертации и кратко изложены полученные результаты.

Первая глава посвящена обзору литературы по тематике торможения сверхзвуковых потоков и образования псевдоскачка во внутренних течениях. Рассмотрены работы, описывающие общие принципы торможения сверхзвуковых потоков и переход к дозвуковому режиму течения через систему скачков уплотнения.

В П. 1.1 приведено описание взаимодействия скачка уплотнения и пограничного слоя во внутренних течениях. Показано, что при увеличении числа Маха потока, картина взаимодействия между прямым скачком уплотнения и турбулентным пограничным слоем в канале постоянного сечения может быть разделена на четыре различные возможные конфигурации: прямой скачок уплотнения, искривленный скачок, раздвоенный скачок и цепочка скачков уплотнения¹. Вводится понятия цепочки скачков уплотнения (визуально отличимая последовательность скачков уплотнения) и псевдоскачка (от головного скачка уплотнения до конца последующей области восстановления статического давления до максимального значения).

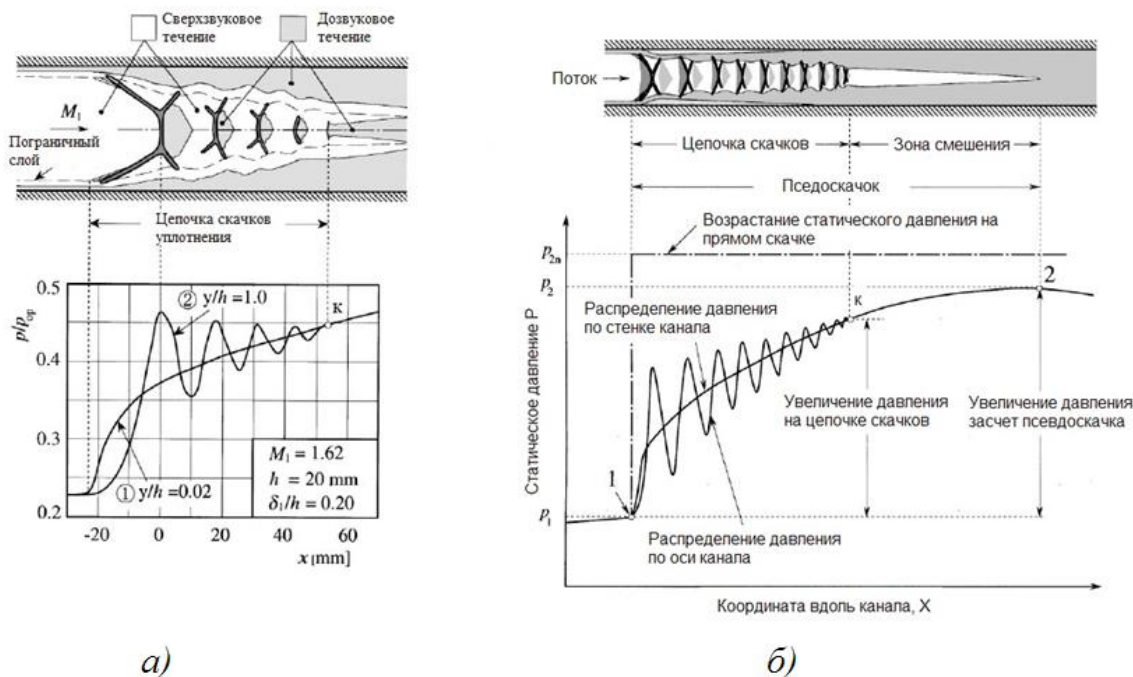


Рис. 1. Схематичное представление продольного распределение давления (а) – для цепочки скачков уплотнения, (б) – для псевдоскачка

В П. 1.2 приводится описание цепочки скачков уплотнения и псевдоскачка. Проведен обзор работ, в которых приводится детализированная, посредством методов визуализации, структура цепочки скачков уплотнения. Рассмотрены распределения газодинамических параметров потока, таких как перепады и продольное распределение давлений, на цепочке скачков уплотнения и псевдоскачке (рис. 1). Отмечается, что за цепочкой скачков

¹ Gnani F., Zare-Behtash H., Kontis K. Pseudo-shock waves and their interactions in high-speed intakes // Prog. Aerosp. Sci. 2016. Vol. 82. P. 36–56.

уплотнения следует «область смещения» (рис. 1б). В области смещения скачки отсутствуют, но давление увеличивается до некоторой максимальной величины, и давления на стенке и оси канала совпадают².

Отмечается, что в реальных течениях при рассмотрении процесса торможения сверхзвукового потока, потери полного давления на псевдоскачке будут меньше, чем на прямом скачке.

В П. 1.3 рассматриваются свойства псевдоскачка в каналах с постоянной площадью и условием адиабатической стенки. Приводится описание работ посвящённых моделям расчетов сверхзвуковых потоков с псевдоскачком. Рассмотрен эффект сужения потока при котором на форму каждого отдельного скачка уплотнения в области псевдоскачка в основном влияют число Маха и толщина пограничного слоя непосредственно перед цепочкой скачков уплотнения.

В П. 1.3.1 приведено описание распределению статического давления вдоль псевдоскачка и посвященных этому работ. Как отмечалось в п 1.2, ниже по потоку от цепочки скачков уплотнения, если длина канала достаточная, присутствует зона в которой статическое давление продолжает возрастать.

Показано, что, согласно известным исследованиям, причина, по которой давление продолжает увеличиваться, можно объяснить следующим образом: поток за пределами пограничного слоя остается сверхзвуковым, проходя через систему скачков уплотнения, но в области ядра поток претерпевает последовательные изменения от сверхзвукового к дозвуковому в результате серии прямых скачков уплотнения. Следовательно, поток остается смешанным сверхзвуковым - дозвуковым после прохождения цепочки скачков, хотя прямые скачки перестают существовать в ядре потока. После цепочки скачков уплотнения вниз по потоку, происходит перемешивание сильно неоднородного потока, созданного за счет цепочки скачков уплотнения, вызывая повышение давления. Как только поток достигает дозвуковых скоростей, трение приводит к ускорению потока. В какой-то момент снижение давления из-за адиабатически сжимаемого потока с трением становится больше, чем увеличение давления за счет перемешивания течения, тогда достигается максимальное давление, за которым следует постепенное снижение давления. Максимальная точка давления - это конец псевдоскачка.

В П. 1.3.2 рассматриваются работы посвященные отношению статического давления на псевдоскачке. Показано, что отношение давлений на псевдоскачке ниже, чем в случае одного прямого скачка³ (рис. 2). Эта зависимость становится более заметной с увеличением числа Маха. Согласно рассмотренным работам, длина каналов, в которых производились исследования, составляла от 10 до 30 калибров.

² Sugiyama H., Tsujiguchi Y., Honma T. Structure and Oscillation Phenomena of Pseudo-Shock Waves in a Straight Square Duct at Mach 2 and 4 // 15th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference. Reston, Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.

³ Matsuo K. Shock train and pseudo-shock phenomena in supersonic internal flows // J. Therm. Sci. 2003. Vol. 12, № 3. P. 204–208.

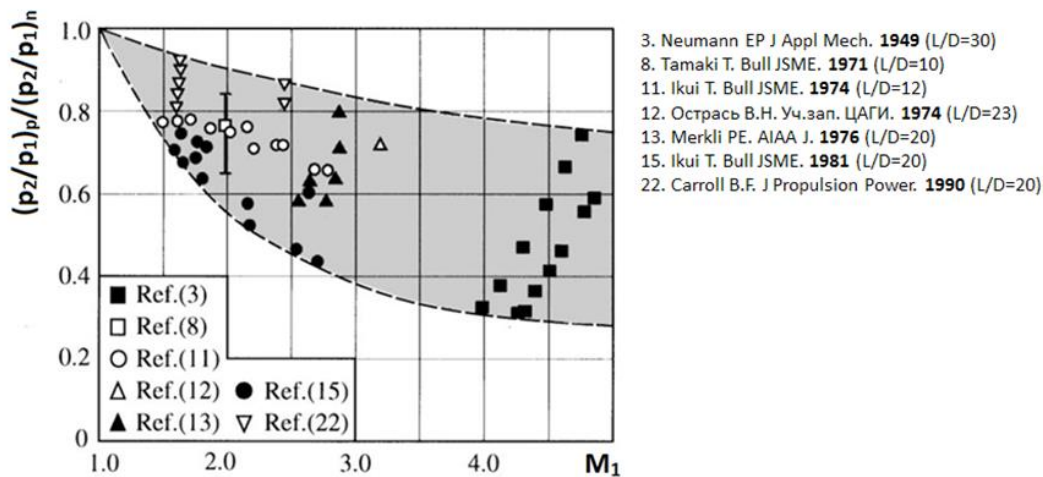


Рис. 2. Отношение статических давлений через псевдоскачок и прямой скачок уплотнения в зависимости от Маха набегающего потока перед ударной волной

В П. 1.3.3 представлены результаты анализа работ посвященных определению длины псевдоскачка. Показано, что определять длину псевдоскачка по восстановлению давления можно более простым методом, т.е. от точки начала роста статического давления (точка 1 рис. 1б) до точки максимального значения. На основании приведенного анализа результатов представленных в литературе вводятся понятия длинного и короткого канала, в котором происходит торможение сверхзвукового потока с образованием псевдоскачка. Согласно приводимым данным длина псевдоскачка составляет от 6 до 12 диаметров канала. Поэтому короткими каналами в данной работе будут называться каналы, длина которых сопоставима с длиной псевдоскачка и не превышает его длину более чем в 2-3 раза, т.е. $L/D \approx 30$. Если длина канала превышает длину псевдоскачка в 3 и более раз, то канал будет называться длинным ($L/D > 30$).

В П. 1.4 рассмотрено образование псевдоскачка в аэродинамических устройствах: диффузорах аэродинамических труб, воздухозаборных устройств и их изоляторах.

В П. 1.4.1 приводится описание псевдоскачка в диффузорах аэродинамических труб. Показано, что в теории замедление сверхзвукового потока в диффузоре аэродинамической трубы происходит на одном прямом скачке уплотнения. В действительности торможение потока происходит через псевдоскачок определенной длины. Поэтому потери полного давления между рабочей частью и вторым критическим сечением зависят не только от числа Маха, но и от корреляции между длиной псевдоскачка и длиной от рабочей части до критического сечения диффузора.

В П. 1.4.2 рассмотрено большое количество работ, посвященных воздухозаборным устройствам. Основное заключение состоит в том, что при любом расчетном числе Маха восстановление полного давления в воздухозаборном устройстве чувствительно к конструкции горла. Для длины горла, равной длине псевдоскачка или немного превышающей ее, восстановление полного давления является максимально достижимым.

В П. 1.4.3 приводится описание псевдоскачка в изоляторах воздухозаборных устройств. Отмечается, что одной из основных причин образования псевдоскачка заключается в появлении отрицательного градиента давления вследствие теплоподвода в конце каналов. Стабилизация этого скачка и изоляция его от воздухозаборного устройства необходима, чтобы избежать «незапуска» и значительной потери эффективности.

Во **второй** главе представлены результаты экспериментального исследования сверхзвукового потока с образованием псевдоскачка в каналах различной длины.

В П. 2.1 приводится описание экспериментальной установки, включающей профилированные сверхзвуковые сопла с числами Маха от 2 до 4.5 и цилиндрические каналы длиной L/D от 32 до 64 ($D=50$ мм). В общем виде экспериментальная установка представляла собой присоединенный к вакуумной емкости канал, в начале которого устанавливалось необходимое сопло, с заданным числом Маха (рис. 3). Приведено описание используемых приемников давления, схема их установки в экспериментальном канале и метод калибровки. Приводится описание используемой системы регистрации АЦП и типичные записи эксперимента. Проведен расчет погрешностей измерений, который не превышает 0,5%.

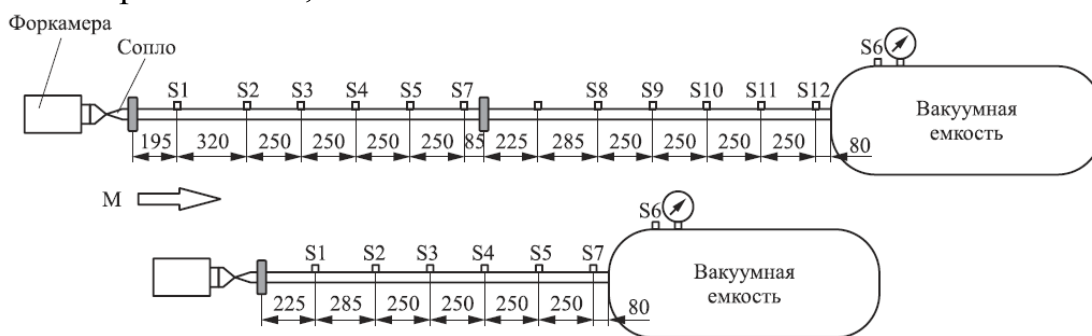


Рис. 3. Схема экспериментальной установки

В П. 2.2 приведены результаты экспериментального исследования торможения сверхзвукового потока в коротком канале длиной $L/D=32$ при втекании из атмосферы при числе Рейнольдса $Re_D=2,3 \cdot 10^5$ (рис. 4а).

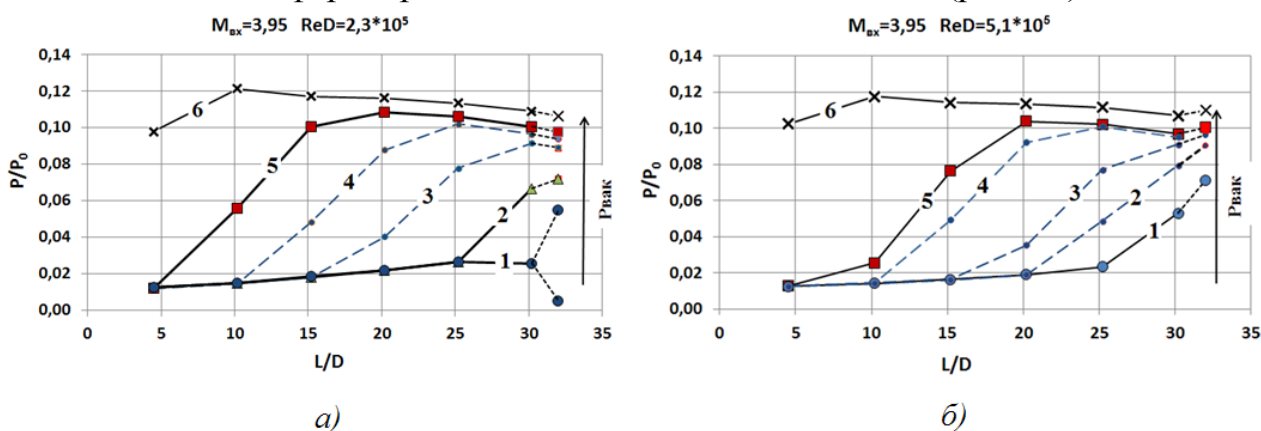


Рис. 4. Продольное распределение давления для короткого канала $L/D=32$ при различных числах Рейнольдса.

Были получены продольные распределения статического давления на стенке канала при нарастающем давлении в вакуумной емкости. Было установлено, что псевдоскачок образуется в выходном сечении канала и по мере увеличения давления в вакуумной емкости и перемещается вверх по потоку при повышении противодавления. Были проведены исследования при увеличенном числе Рейнольдса до $Re_D=5,1 \cdot 10^6$ (рис. 4б).

Таким образом, в данной конфигурации канала, увеличение числа Рейнольдса не оказывает изменений на поток. Проведено сравнение с экспериментальными результатами других авторов, которое показывает аналогичный процесс образования псевдоскачка и его поведения при повышении противодавления, что говорит о верности постановки эксперимента и методах его проведения.

В П. 2.3 приведены результаты экспериментального исследования торможения сверхзвукового потока в длинном канале длиной $L/D=64$ (рис. 5).

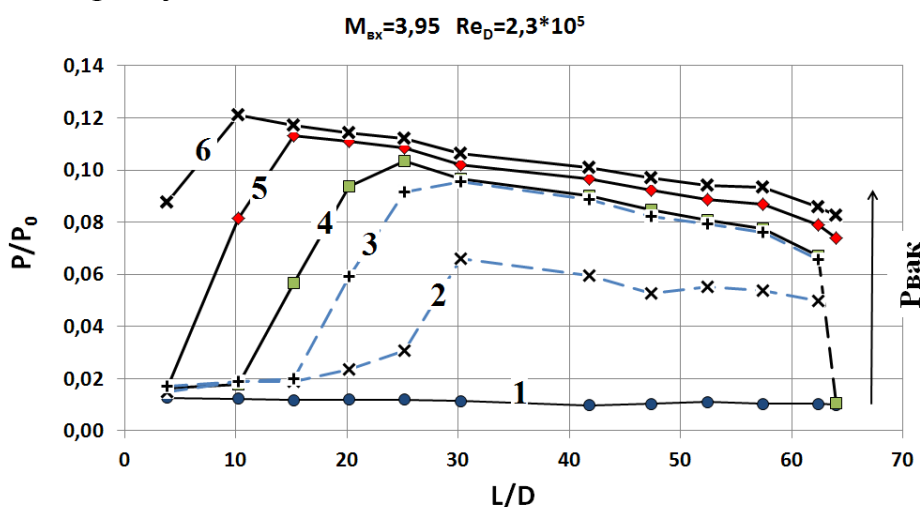


Рис. 5. Продольное распределение давления для длинного канала $L/D=64$

Впервые установлено, что псевдоскачок формируется в промежуточном сечении длинного канала ($L/D=64$) при минимальном давлении в вакуумной емкости. Показано, что псевдоскачок занимает свое стационарное положение до значения противодавления $P_{вак}/P_0=0,074$. При дальнейшем увеличении давления в вакуумной емкости происходит перемещение псевдоскачка в сторону входного сечения, как и в случае короткого канала. В конечном итоге происходит нарушение режима втекания (кривая 6) с формированием полностью дозвукового режима течения в канале.

В П. 2.3.1 показаны результаты экспериментального исследования торможения сверхзвукового потока в длинном канале длиной $L/D=64$ при различных начальных числах Маха потока. Установлено, что увеличение начального числа Маха потока, приводит к смещению образования псевдоскачка вниз по потоку при одинаковом противодавлении (рис. 6).

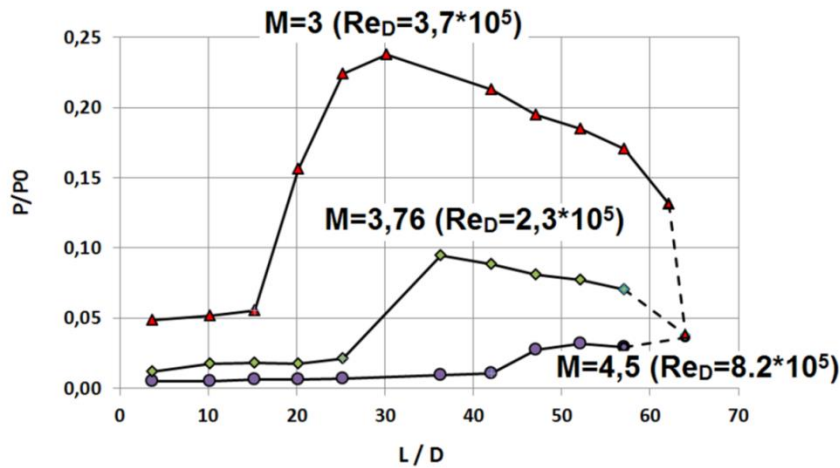


Рис. 6. Продольное распределение давления канала $L/D=64$ при различных числах Маха

В П. 2.4 приводится описание существующих методов определения коэффициента потерь полного давления для дозвуковых и сверхзвуковых потоков. Было предложено использовать известный метод, применяемый для дозвуковых потоков на основании уравнения Дарси, для оценки потерь полного давления в сверхзвуковых потоках:

$$\lambda_f = \xi \cdot \frac{L}{D} = \frac{P_{01} - P_{02}}{\frac{\rho \cdot V_1^2}{2}}$$

где: λ_f – коэффициент потерь полного давления; ξ – местный коэффициент трения.

На основании проведенных экспериментальных исследований были рассчитаны коэффициенты потерь полного давления по предложенному методу, где показано, что даже при наличии псевдоскачка коэффициент потерь полного давления увеличивается при увеличении начального числа Маха потока.

Аналитически показано, что длина каналов со сверхзвуковой скоростью газа на входе ограничена из-за перемещения псевдоскачка к входу и образованию выбитой головной ударной волны с переходом к полностью дозвуковому режиму течения в канале. Были получены оценки максимальной возможной длины каналов со сверхзвуковой скоростью газа на входе и максимально возможного коэффициента потерь полного давления

$$\lambda_{c3}^{\max} = \left(1 - \frac{P_{02}}{P_{01}}\right) \cdot \frac{1}{\frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2} = \frac{1 - q(M_1)}{\frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2}$$

По определению $\lambda_{c3} = \xi_{c3} \cdot (L/D)$:

$$\left(\frac{L}{D}\right)_{c3}^{\max} = \frac{1}{\xi_{c3}} \cdot \frac{1 - q(M_1)}{\frac{k}{2} \cdot \pi(M_1) \cdot M_1^2}$$

В третьей главе представлено численное моделирование процессов торможения и образования псевдоскачка в длинных цилиндрических каналах.

В П. 3.1 дано описание используемой математической модели и метода расчета. Моделирование осуществлялось в пакете прикладных программ

ANSYS Fluent, в стационарной осесимметричной постановке. Приведена система уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST. Решатель был основан на плотности с применением неявной схемы линеаризации уравнений, в связи с рассмотрением вязкого течения. Приведено описание расчетной области, представляющей собою канал с выходом в затопленное пространство. Приведены результаты тестирования сходимости решения при увеличении числа узлов расчетной сетки.

В П. 3.2 приведены результаты моделирования сверхзвукового течения в коротком канале без образования псевдоскачка при различных начальных числах Маха потока. На основании предложенного метода (П. 2.5) были рассчитаны коэффициенты потерь полного давления.

В П. 3.3 показаны результаты численного моделирования сверхзвукового течения в длинном канале с образованием псевдоскачка. Показано, что постепенное увеличение длины канала, от 80 калибров до 120 калибров, приводит к смещению начального сечения псевдоскачка вверх по потоку, что обусловлено приростом дополнительно сопротивления в канале. Дальнейшее увеличение длины канала в конечном итоге приведет к образованию выбитой головной ударной волны и организации дозвукового режима втекания.

В П. 3.4 приведены результаты численного моделирования сверхзвукового течения в длинном канале с образованием псевдоскачка при различном противодавлении и моделирования экспериментальных условий процесса торможения сверхзвукового потока в длинном канале с образованием псевдоскачка, приведенных в главе 2.

Численным моделированием было подтверждено, что в каналах большой длины положение псевдоскачка остается постоянным в некотором диапазоне противодавлений. Показано, что для канала длиной 100 калибров увеличение отношения полных давлений выхода и входа ($P_{\text{вых}}/P_{0\text{вх}}$) свыше 0,05 приводит к началу перемещению псевдоскачка в сторону входного сечения (рис. 7).

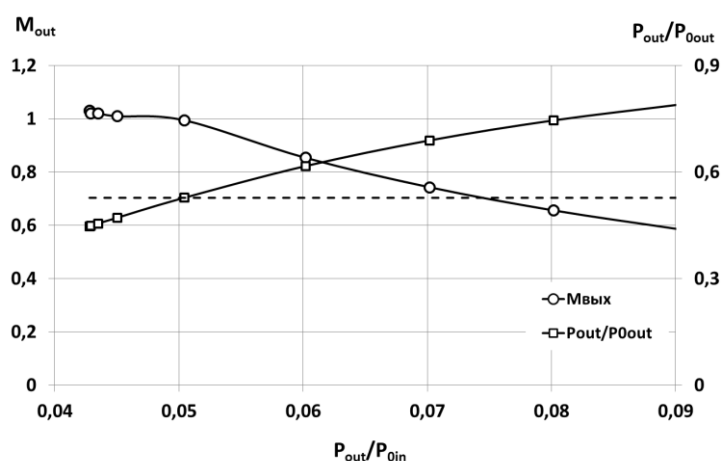


Рис. 7. Осредненное по сечению число Маха в выходном сечении канала и отношение давлений на срезе канала в зависимости от противодавления

Начало перемещения псевдоскачка связано непосредственно с отношением давлений в выходном сечении канала и в выходной области.

Показано, что до тех пор пока отношение полного давления на срезе и статического давления в выходной области равно или менее, известного критического значения из газовой динамики $P/P_0=0.528$, число Маха на срезе равняется критическому, т.е. $M=1$ и положение псевдоскачка остается постоянным. При превышении данного значения из-за повышения давления в области, куда истекает поток, значение скорости на выходе канала может становиться меньше $M=1$ и псевдоскачок начнет перемещаться ко входу в канал.

В проведенных численных расчетах получены значения отношения статического давления на псевдоскачке к отношению давления на прямом скачке уплотнения при одинаковом числе Маха (рис. 8а). В проведенных экспериментальных исследованиях и численных расчетах были получены значения безразмерной длины псевдоскачка (рис. 8б). Отношения давлений и безразмерная длина псевдоскачка показывают хорошее согласование с данными приведенными в литературе⁴.

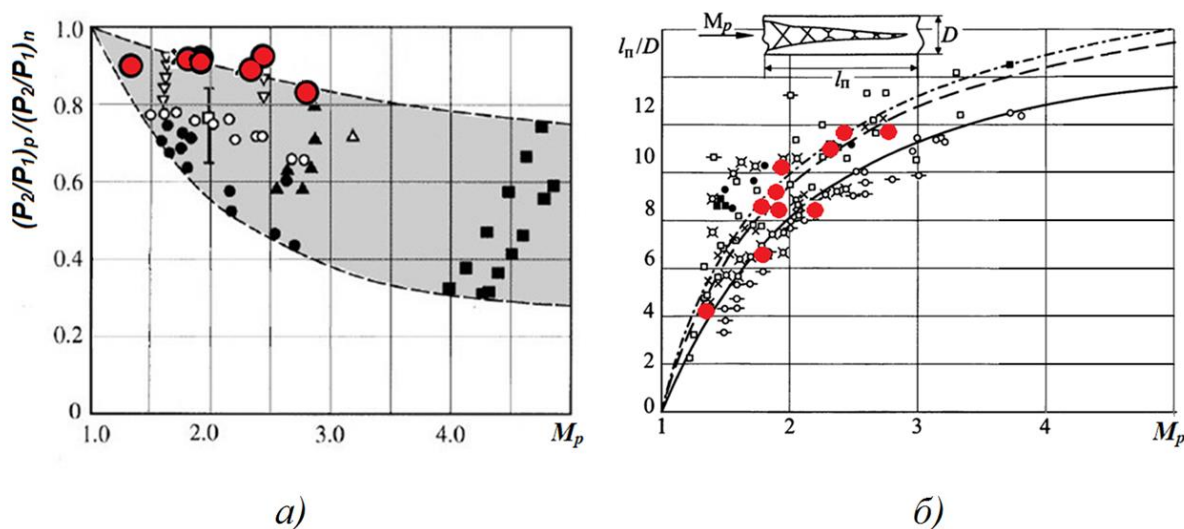


Рис. 8. а) Отношение статических давлений через псевдоскачок к отношению статических давлений на прямом скачке уплотнения, б) Безразмерная длина псевдоскачка в зависимости от числа Маха перед ним

Моделирование экспериментальных условий процесса торможения сверхзвукового потока с образованием псевдоскачка, приведенных в главе 2 показывает хорошее согласование с экспериментальными данными (рис. 9). Длина псевдоскачка практически полностью совпадает с экспериментом. Уровень повышения давления незначительно отличается, это вызвано редким расположением датчиков статического давления в эксперименте. Начальные значения статического давления в расчете немного ниже, чем в эксперименте, так как в расчете не моделировался поток через сверхзвуковое сопло, и поток был равномерным по всему сечению канала.

⁴ Гуськов О.В. и др. Процессы торможения сверхзвуковых течений в каналах / ed. А.Г. Мордвинцев. Москва: ФИЗМАТЛИТ, 2008. 168 p.

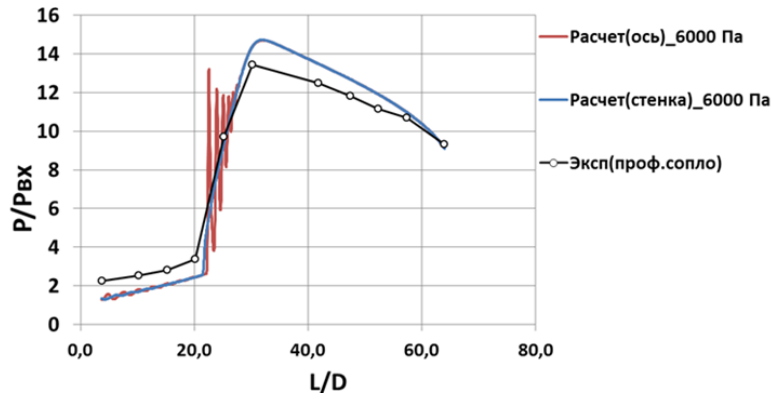


Рис. 9. Сравнение результатов численного моделирования и экспериментальных данных

В четвертой главе представлено численное моделирование сверхзвукового течения в цилиндрических каналах с диффузорами больших углов расширения. Рассматривалась возможность применения диффузоров с большими углами раскрытия θ (10° и 90°) для изоляции входа от повышения давления на выходе за счет геометрического или теплового дросселирования

В П. 4.1 обсуждаются основные зависимости при повышении давления на выходе, которые могут оказывать воздействие на входной участок сжатия. Показано, что полное давление в камере повышения давления может увеличиться примерно в 2,5 раза и именно такое изменение полного давления должен обеспечивать диффузор для «изоляции» входа.

В П. 4.2 и П. 4.3 описаны осесимметричные конфигурации каналов, для проведения численного моделирования, состоящие из начального цилиндрического участка, имитирующего входной участок сжатия, конического диффузора с углами раскрытия θ 10° и 90° , цилиндрического участка и критического сечения (рис. 10, 11).

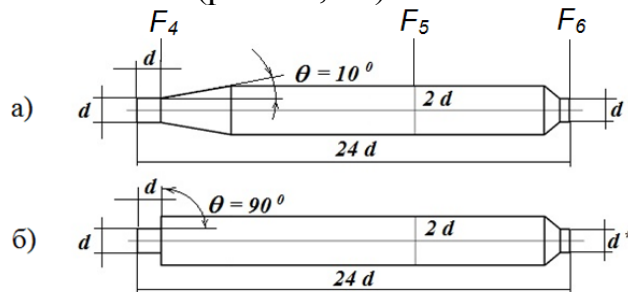


Рис. 10. Модели каналов с геометрическим дросселированием
а) угол раскрытия диффузора $\Theta = 10^\circ$, (модель 1), б) угол раскрытия диффузора $\Theta = 90^\circ$, (модель 2)

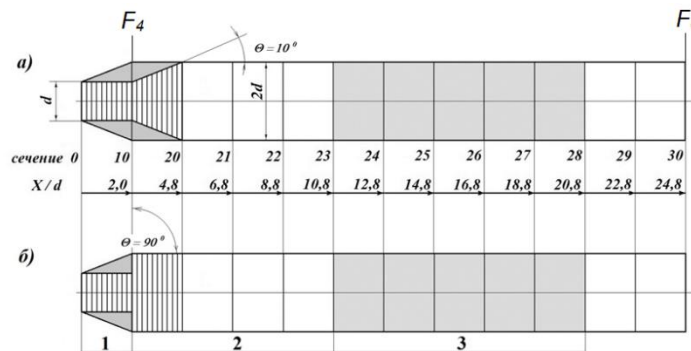


Рис. 11. Модели исследованных каналов при тепловом дросселировании
а) угол раскрытия диффузора $\Theta = 10^\circ$ (модель 3), б) угол раскрытия диффузора $\Theta = 90^\circ$ (модель 4);
1 – горло воздухозаборного устройства; 2 – диффузор; 3 – область теплоподвода.

В П. 4.4 изложен метод расчета. Расчеты вязкого течения в канале проводились путем интегрирования системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса, описывающих пространственные течения вязкого сжимаемого газа с помощью постпроцессора ANSYS Fluent. В качестве модели турбулентности была выбрана модель $k-\omega$ SST. Расчет производился с использованием конечно-объемной схемы, основанной на решении уравнения для плотности (Density-Based).

Для реализации геометрического воздействия на течение в диффузоре в каждом варианте расчета в расчетной модели (рис. 10) изменялось выходное критическое сечение. Были исследованы 10 вариантов соотношения площадей выхода и горла F_6/F_4 от 1 до 4 для каждого угла расширения.

Для реализации теплового воздействия в модели канала создавалась отдельная область от сечения $X/d = 10,8$ до $X/d = 20,8$ (рис. 11), в которой задавался равномерно распределенный по объему подвод энергии, в виде в виде добавки энтальпии в канале постоянного сечения. Как и в случае геометрического воздействия были исследованы 10 вариантов теплоподвода ($I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$) для углов расширения θ 10^0 и 90^0 . Диапазон $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ составил от 1 до 12,49.

В П. 4.5 приведены результаты расчетов. Было показано, что переход к дозвуковому течению происходит в псевдоскачке. Без дросселирования псевдоскачок не возникает и поток по всей длине канала остается сверхзвуковым.

Получены значения полных и статических давлений на входе в зону повышения давления ($X/d = 12$) в зависимости от степени дросселирования F_6/F_4 для моделей 1 и 2 (рис. 12).

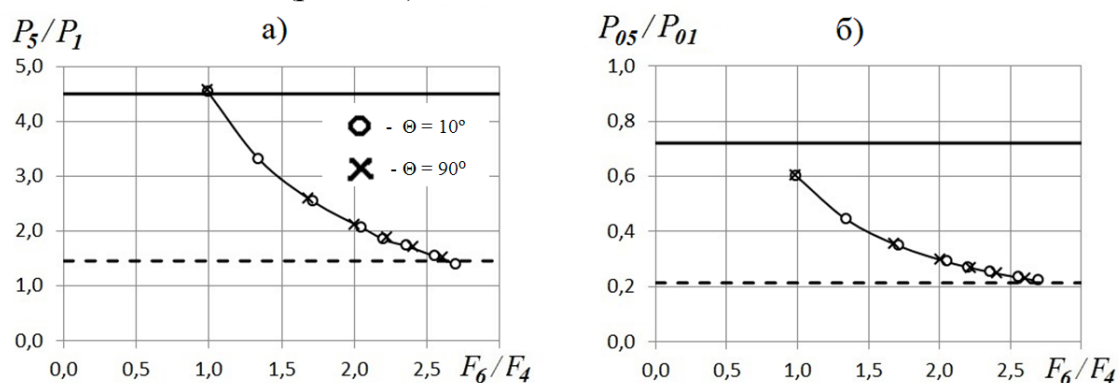


Рис. 12. Изменение статического давления (а) и полного давления (б) в сечении $X/d = 12$ при геометрическом дросселировании: сплошная линия – давление за прямым скачком при $M = 2$ (горло); пунктирная линия – давление за прямым скачком при $M = 3,5$ (вход в область повышения давления).

Рассматриваемые диффузоры обеспечивают изменение полного давления примерно в 3 раза без нарушения течения на входе в горло и не зависят от угла раскрытия диффузоров.

Получено распределение среднemasсовых параметров P/P_4 , P_0/P_{04} , M в поперечных сечениях каналов моделей 1, 2, 3, 4 при различном виде дросселирования и показано, что для всех рассмотренных вариантов поток становится дозвуковым до сечения $X/d = 8$, после которого все параметры остаются практически постоянными по длине. Установлено, что на длине $X/d \leq$

8 все функции диффузора выполнены: состоялся переход к дозвуковому течению и выравнивание потока. Полученная длина диффузора существенно меньше, чем требуемая длина ($X/d = 20 \div 30$) у цилиндрических или слабо расширяющихся изоляторов.

Результаты расчетов для теплового дросселирования показали, что рассматриваемые диффузоры допускают изменение полного давления в 2,86 раза, аналогично геометрическому дросселированию.

В П. 4.6 показана связь между величинами теплового и геометрического воздействий на течение в канале в параметрическом виде, где параметром являются потери полного давления в сечении 23 (рис. 13).

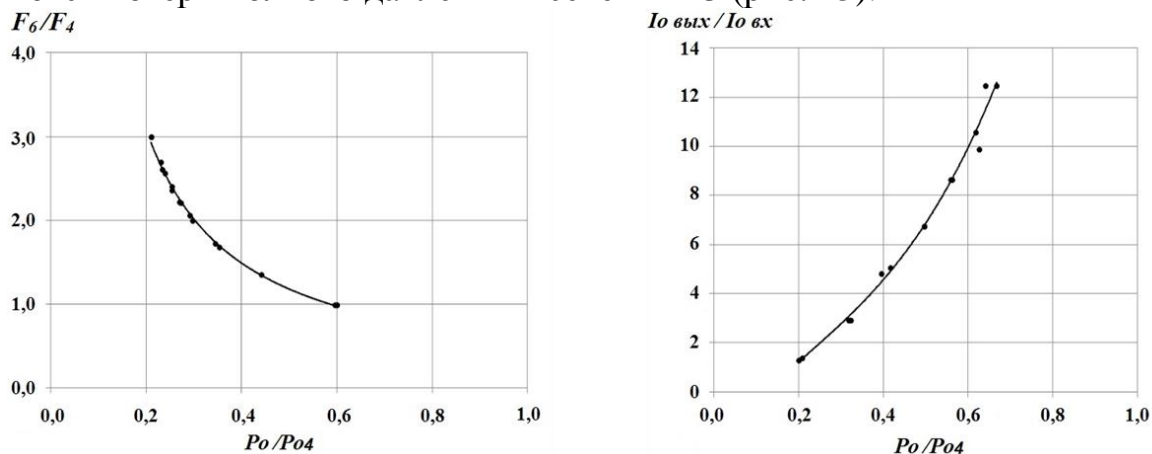


Рис. 13. Связь теплового и геометрического воздействий с потерями полного давления

Зависимость теплового и геометрического воздействий описывается гиперболической функцией:

$$\frac{I_{0\text{вых}}}{I_{0\text{вх}}} = \frac{k}{(F_6/F_4)^2}$$

где: k – коэффициент пропорциональности ($k=10$).

При $k=10$ полученная зависимость может быть использована для определения взаимного соответствия величин $I_{0\text{вых}}/I_{0\text{вх}}$ и F_6/F_4 , при которых различные воздействия создают одинаковые потери полного давления в канале

В **заключении** сформулированы основные выводы диссертационной работы.

1. Впервые экспериментально установлено, что в длинных каналах ($L/D \geq 64$) псевдоскачок образовывается внутри канала при отсутствии противодействия.
2. Впервые экспериментально подтверждено, что увеличение длины канала или противодействия на выходе приводит к смещению псевдоскачка вверх по потоку, а увеличение начального числа Маха потока приводит к смещению псевдоскачка вниз по потоку, при этом суммарные потери полного давления не зависят от положения псевдоскачка.
3. Впервые установлено, что в определенном диапазоне противодавлений псевдоскачок в длинных каналах ($L/D \geq 64$) занимает фиксированное положение.
4. Впервые экспериментально установлено, что при сверхзвуковых режимах втекания сверхзвуковой поток в длинных ($L/D \geq 64$) и коротких ($L/D \leq 32$)

каналах может выдерживать повышение противодавления до 80% и 35%, соответственно, не нарушая режим втекания.

5. Предложено оценивать потери на трение для сверхзвукового потока в цилиндрическом канале по потерям полного давления.
6. Впервые получено, что диффузоры с большими углами раскрытия значительно снижают длину псевдоскачка до $L/D = 4 - 6$.
7. Впервые установлено, что диффузоры с большими углами раскрытия ($\Theta \geq 10^\circ$) допускают повышение полного давления на выходе до 300%, не нарушая режима втекания.
8. Впервые получено соотношение между тепловым и геометрическим дросселированием, создающими одинаковые потери полного давления в канале для диффузоров с большими углами расширения.

ПУБЛИКАЦИИ АВТОРА ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

В журналах, рекомендованных ВАК при МОуН РФ:

1. Kislovsky V., **Melnikov A.** Impulse air jet action on the convective heat exchange tubular surfaces in boilers // Aerospace. –2022. –Vol. 9 No. 8. –P. 418(15). DOI: 10.3390/aerospace9080418
2. **Мельников А.Ю.** Экспериментальное исследование торможения сверхзвукового потока в осесимметричных каналах // Горение и взрыв. - 2022. -Т.15, No.4. -С. 58-66. DOI: 10.30826/CE22150406

Статьи в сборниках конференций индексируемых в Scopus и WoS:

3. **Melnikov A.Yu.**, Zvegintsev V.I. Supersonic flow deceleration in a long cylindrical channel with pseudoshock formation // AIP Conference Proceedings. - Vol.1770. -S.I., 2016. -030007 p. DOI: 10.1063/1.4963949
4. **Melnikov A.Yu.**, Zvegintsev V.I. Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock // Lancaster, USA: Destech Publication, 2016. -P. 259-263. DOI: 10.12783/dtetr/imeia2016/9348
5. Gutov B.I., Zvegintsev V.I., **Melnikov A.Yu.** The effect of backpressure on the transition to subsonic flow in the diffuser of a supersonic air intake // AIP Conference Proceedings. -Vol.1893, No.1. -S.I.: AIP Publishing, 2017. -030031 p. DOI: 10.1063/1.5007489
6. **Melnikov A.Yu.**, Zvegintsev V.I. Influence of geometrical and thermal actions on the flow characteristics in the ramjet channel // AIP Conference Proceedings. - Vol.2027, No.1. -S.I., 2018. -030055(7) p. DOI: 10.1063/1.5065149
7. Vnuchkov D.A., Zvegintsev V.I., Nalivaichenko D.G., **Melnikov A.Yu.**, Smoljaga V.I., Stepanov A.V. Influence of backpressure in the combustion chamber on the characteristics of the supersonics axisymmetric air intake // AIP Conference Proceedings -Vol.2027, No.1. -S.I.: AIP Publishing, 2018. -040054(5) p. DOI: 10.1063/1.5065328
8. **Melnikov A.Yu.**, Zvegintsev V.I. Supersonic flow with pseudoshock formation by thermal addition // AIP Conference Proceedings -Vol.2125, No.030019(7). - S.I.: AIP Publishing, 2019. DOI: 10.1063/1.5117401

9. Zvegintsev V.I., **Melnikov A.Yu.** Change of flow patterns in a supersonic inlet during its acceleration and deceleration // AIP Conference Proceedings -Vol.2288. -S.l.: AIP Publishing, 2020. -020004(9) p. DOI: 10.1063/5.0028385

В журналах из перечня ВАК

1. Готов Б.И., Звегинцев В.И., **Мельников А.Ю.** Влияние теплоподвода в камере сгорания на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. - 2017. -№.50. -С. 15-25. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.50.02
2. Готов Б.И., Звегинцев В.И., **Мельников А.Ю.** Влияние противодавления на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. - 2017. -Т.49. -С. 18-28. DOI: 10.15593/2224-9982/2017.49.02.

Ответственный за выпуск А.Ю. Мельников

Подписано в печать 29.01.2024

Формат 60×84/16. Усл. печ. л. 1. Уч.-изд. л. 1,1.
Тираж 100 экз. Заказ № 195

Издательско-полиграфический центр НГУ
630090, Новосибирск, ул. Пирогова, 2.