

УДК 533.6.011.55, 533.6.071.3

Экспериментально-теоретическое исследование распределения давления вдоль стенки при движении сверхзвукового потока газа в осесимметричном канале с внезапным расширением*

Н.П. Скибина, С.А. Тыртышный, В.В. Фарапонов

Томский государственный университет

E-mail: uss.skibina@gmail.com

В работе описывается исследование распределения давления вдоль стенки осесимметричного канала с прямым уступом. Рассматривается сверхзвуковое течение газа, которое формируется внутри канала при обтекании осесимметричной модели с продольным проточным каналом внешним потоком с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. Для проведения экспериментальных исследований используется аэродинамическая установка кратковременного действия. Приводятся результаты измерения давления вдоль стенки канала при обтекании исследуемой модели. Данные аэродинамических испытаний сопоставляются с результатами численных расчетов, выполняется сравнение полученных распределений давления. Установлено, что немонотонный характер изменения величины давления вдоль стенки обусловлен присутствием ударных волн, которыми сопровождается сверхзвуковое течение газа в канале.

Ключевые слова: аэродинамические испытания, регистрация давления, осесимметричный канал, ударные волны.

Введение

В настоящее время разработка новых методов аэрофизических экспериментов для исследований в сверхзвуковых и гиперзвуковых потоках является актуальной задачей. Высокие скорости движения объектов и, как следствие, большие скорости движения потока в аэродинамических испытаниях, сопряжены с быстропротекающими и высокоэнергетическими процессами. В этой связи необходимо проводить оценки точности и инерционности средств регистрации, рассматривать вопросы корректного их размещения, так как даже небольшие возмущения в сверхзвуковом потоке имеют тенденцию к развитию и могут оказывать влияние на течение, приводить к возникновению акустических колебаний и явлений интерференции.

Данная работа посвящена комплексному исследованию сверхзвукового турбулентного течения газа в осесимметричном канале с уступом. Сверхзвуковые течения газа в каналах различной геометрии являются сложным объектом для изучения, так как наличие ударных волн и турбулентность оказывают влияние на протекающие процессы [1].

* Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках государственного задания FSWM-2020-0036.

Осесимметричная геометрия канала накладывает ряд ограничений на экспериментальные исследования, обусловленных отсутствием возможности использования инструментов визуализации. Существует ряд работ, где для изучения внутренних течений газа применялись модели, выполненные из оптически прозрачных материалов, но эти модели состояли из плоских элементов, не требующих вытачивания и специальной обработки [2]. Провести визуализацию течения в канале можно используя плоскую модель идентичной геометрии, но полученное течение будет качественно отличаться, несмотря на наличие сходных структур, которые формируются при торможении газового потока [3]. В таком случае для визуализации может быть применен численный расчет, так как использование подхода Эйлера при решении задачи позволяет получить распределения газодинамических параметров для всей расчетной области. С учетом особенностей физико-математической модели и принимаемых при решении допущений можно корректно дополнить экспериментальные данные, объяснить их и экстраполировать.

В настоящей работе представлена методика дренажных испытаний, реализованная для регистрации давления вдоль стенки осесимметричного канала с внезапным расширением. Приведены результаты экспериментальных исследований для случаев обтекания модели с осесимметричным проточным каналом потоками с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. Результаты аэродинамических испытаний дополнены данными, полученными в ходе численных расчетов. Проведен анализ результатов, представлены полученные расхождения данных физического и математического моделирования.

Постановка задачи

Объектом экспериментально-теоретического исследования является сверхзвуковое течение газа в осесимметричном канале с внезапным расширением. Предмет исследования — распределения газодинамических параметров вдоль стенки канала и их взаимосвязь с ударно-волновой структурой потока. В процессе экспериментов необходимо получить распределение давления вдоль стенки канала. Для этого используется устройство регистрации, которое размещается внутри модели и не вносит возмущения в поток газа.

Ввиду того, что сверхзвуковое течение исследуется в осесимметричном канале, в рамках экспериментов не представляется возможным использование инструментов визуализации. В связи с этим информация об ударно-волновой структуре потока получена авторами с помощью математического моделирования процесса обтекания рассматриваемой модели. Результаты численных расчетов позволили более подробно изучить формирующиеся вихревые структуры, локализацию зон дозвуковых и сверхзвуковых скоростей и их влияние на распределение газодинамических параметров.

Экспериментальные исследования

Экспериментальная часть работы выполнялась на аэродинамической установке кратковременного действия Гомского государственного университета [4, 5] с внутренними размерами рабочей части $360 \times 226 \times 200$ мм. Время работы установки составляет $2 \div 2,5$ с, квазистационарное обтекание модели $\sim 1 \div 1,5$ с. В начальный момент времени реализуются атмосферные условия: температура воздуха $T = 293$ К, давление $P = 10^5$ Па. В ходе эксперимента на модель (рис. 1а, 1б), закрепленную в рабочей части аэродинамической установки, набегающий поток с числом Маха $M = 5$ и статическими значениями температуры и давления $T = 78$ К и $P = 7350$ Па. При числе Маха в набегающем потоке $M = 6$ статические значения температуры и давления составляют $T = 80$ К и $P = 5260$ Па.

В ходе подготовки к аэродинамическим испытаниям зондирующее устройство размещается внутри модели, в результате чего формируется внутренний канал (рис. 1б) с размерами, приведенными на рис. 1с. Затем модель помещают в рабочую часть экспериментальной установки, жестко закрепляя на её основании (рис. 2).

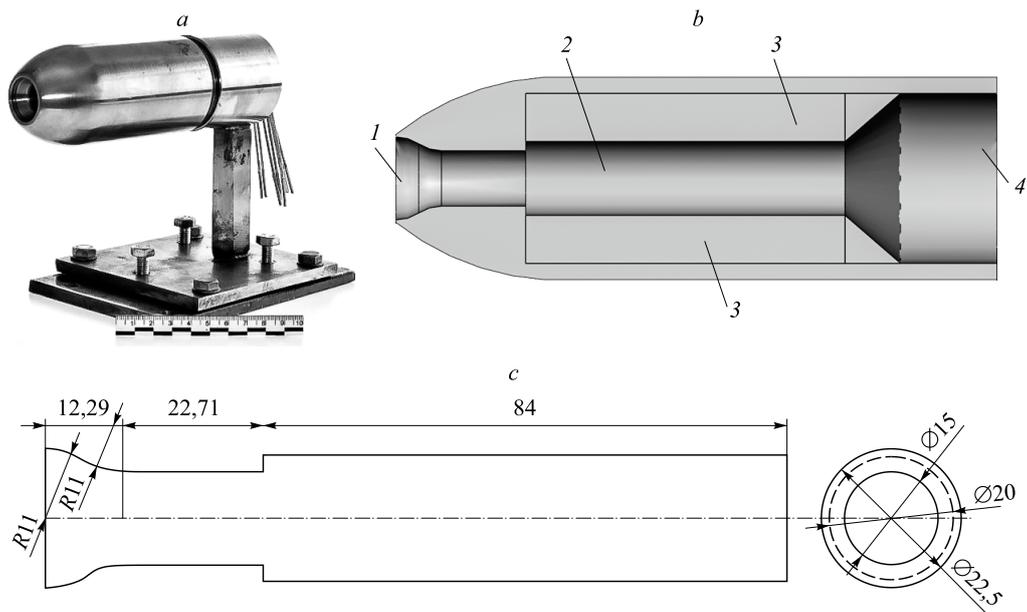


Рис. 1. Внешний вид осесимметричной модели для экспериментальных исследований (а), её схема в сечении (b) и геометрия внутреннего канала с указанием размеров в мм (с).

1 — воздухозаборник конфузорного типа, 2 — участок регистрации газодинамических параметров, 3 — размещенное внутри модели устройство для дренажных испытаний, 4 — выходной диффузор.

При запуске установки сжатый газ проходит через нагреватель, откуда поступает сначала в форкамеру, затем в профилированное осесимметричное сопло, в котором разгоняется до необходимой скорости (либо $M = 5$, либо $M = 6$). Сверхзвуковое сопло стыкуется с рабочей частью, где размещается исследуемая модель. На выходе из сопла формируется ромб Маха, внутри которого газодинамические параметры течения можно принять постоянными на протяжении времени $t = 1 \div 1,5$ с.

Принцип работы зондирующего устройства для регистрации давления вдоль стенки осесимметричного канала базируется на методике классических дренажных испытаний в аэродинамических трубах [6]. Особенностью предложенного устройства является то, что оно не оказывает влияния на сверхзвуковое течение в канале и его структуру, так как внутренняя поверхность устройства фактически является стенкой канала. В настоящей работе рассматривается исходный вариант устройства для дренажных испытаний [7] и его модификация.

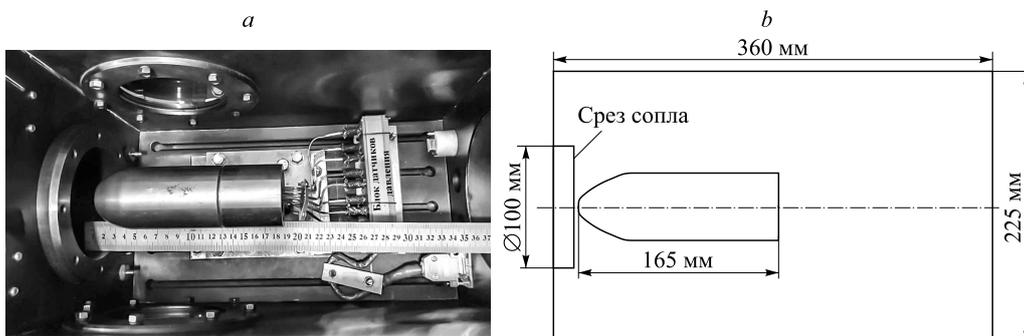


Рис. 2. Осесимметричная модель с зондирующим устройством, размещенная в рабочей части аэродинамической установки.

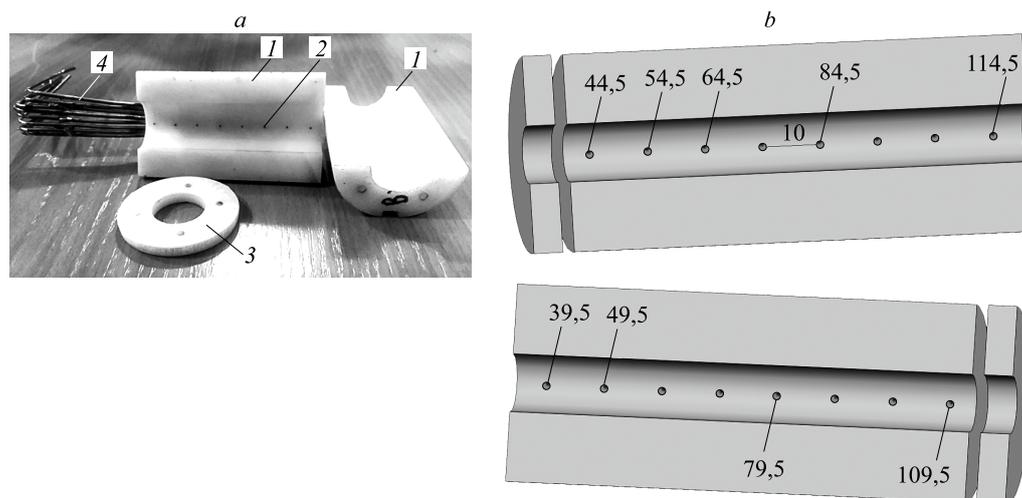


Рис. 3. Внешний вид зонда для дренажных испытаний (а) и расположение точек регистрации в зависимости от положения крепежной шайбы с левого или с правого торцов (координаты в мм, от начала модели) (б).

1 — каркас, 2 — дренажное отверстие, 3 — крепежная шайба, 4 — дренажные трубки.

На рис. 3а приведен внешний вид устройства — зонда для дренажных испытаний. Зонд выполнен из капролона и состоит из каркаса 1, в котором просверлены 8 дренажных отверстий 2 диаметром $d = 0,2$ мм. Крепежная шайба 3 толщиной 5 мм используется для сборки частей каркаса и смещения точек регистрации вдоль стенки канала. Изменение относительного положения шайбы 3 в ходе серии экспериментов с одинаковым числом Маха набегающего потока позволяет получать значения давления в 16-ти точках. На рис. 3б показаны координаты дренажных отверстий в зависимости от положения шайбы — с левого торца каркаса устройства и с правого. Значения давления с 8-ми дренажных отверстий 2 передаются через соединительные трубки на 8 датчиков абсолютного давления типа ТДМ2-А. Для удобства датчики объединены в блок, который размещается на основании рабочей части позади испытываемой модели (рис. 2а). Полученные с датчиков сигналы записываются через 16-ти каналный аналого-цифровой преобразователь ЛА-2USB на компьютер. Предварительно для всех датчиков определялись градуировочные зависимости давления от изменения напряжения с использованием специального стенда, кратко описанного в работах [8, 9]. Запись сигналов с тензометрических датчиков была синхронизирована с запуском аэродинамической установки.

На рис. 4 представлен внешний вид сигналов датчиков давления при расположении крепежной шайбы с левого торца измерительного устройства в рамках одного эксперимента. Частота регистрации значений составляла 2 кГц на канал. Данные на рис. 4а и 4с относятся к случаю обтекания модели потоком с числом Маха $M = 5$. Здесь показаны соответственно необработанные сигналы датчиков давления и результат их обработки с использованием быстрого преобразования Фурье. Аналогичным образом на рис. 4б и 4д приведены сигналы датчиков давления для экспериментов с числом Маха $M = 6$ в набегающем потоке до и после обработки с помощью быстрого преобразования Фурье. На каждой из частей рисунка представлено 8 графиков, т.к. большее количество кривых приводит к загромождению изображения, кроме того, эксперименты из источника [7] были проведены только для набора точек 44,5, 54,5 ... 114,5.

Видно, что в начальный момент времени датчики регистрируют атмосферное давление. Сигнал изменяется в момент начала подачи воздуха в рабочий тракт установки (в форкамеру). С течением времени наблюдается уменьшение величины давления, а после окончания продувки — возвращение к исходному значению. Сигналы каждого датчика

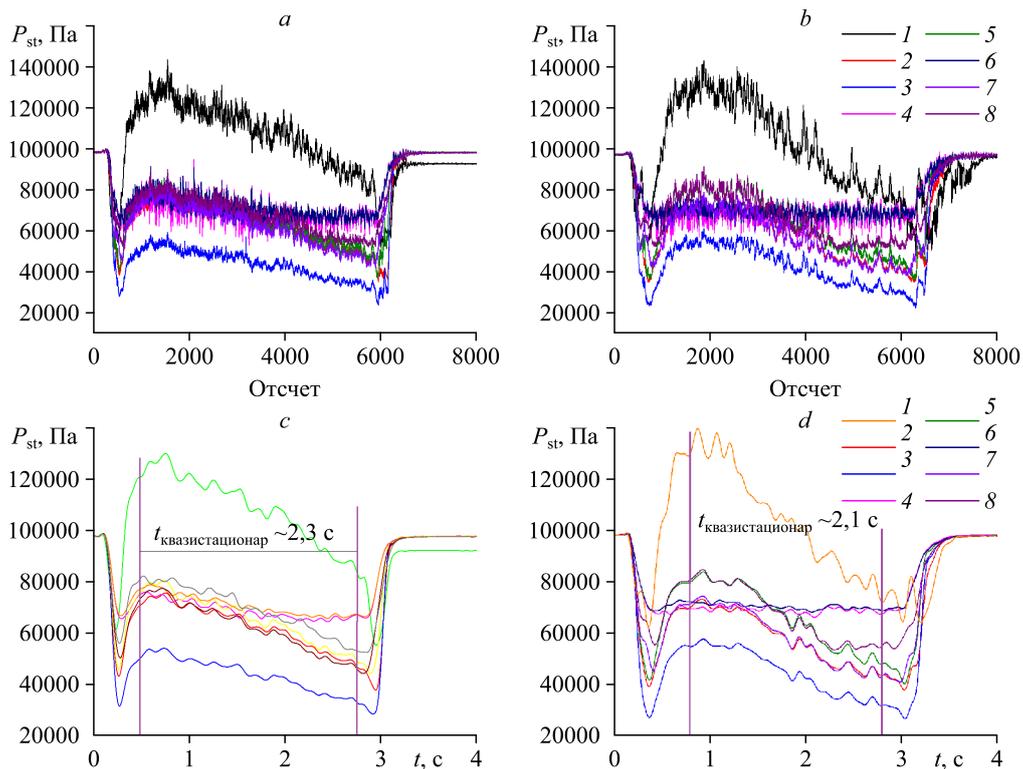


Рис. 4. Примеры сигналов датчиков давления в нестационарном процессе до обработки при $M = 5$ (a) и $M = 6$ (b), а также после быстрого преобразования Фурье при $M = 5$ (c) и $M = 6$ (d).
a–d: точки 44,5 (1), 54,5 (2), 64,5 (3), 74,5 (4), 84,5 (5), 94,5 (6), 104,5 (7), 114,5 (8).

проходят процедуру фильтрации с использованием быстрого преобразования Фурье, реализованную с помощью программного обеспечения OriginPro [10]. Интервал осреднения включал 100 точек.

На рис. 4c и 4d показан вид сигналов после обработки. Заметно, что в ходе фильтрации не происходит искажения характера изменения давления с течением времени, сохраняются положения максимумов и минимумов.

Аэродинамические испытания, направленные на регистрацию давлений, проводились с использованием двух вариантов зондирующих устройств. Внешний вид устройства, размеры каркаса, диаметр дренажных трубок ($d_T = 1$ мм), положение и диаметр дренажных отверстий ($d_d = 0,2$ мм) были постоянными. Изменялись диаметр и длина трубок, соединяющих дренажные трубки с тензометрическими датчиками.

В работе [7] приводились результаты экспериментов для дренажного устройства с диаметром дренажного отверстия $d_d = 0,2$ мм, диаметром дренажных трубок $d_T = 1$ мм, диаметром соединительных трубок $d_1 = 4$ мм и их длиной $l_1 = 500$ мм. В модифицированном дренажном устройстве диаметр соединительной трубки и её длина составляют $d_2 = 1$ мм и $l_2 = 200$ мм соответственно, то есть отсутствует изменение сечения трубки, связывающей дренажное отверстие с датчиком. Таким образом, соотношение диаметров соединительных трубок в исходном и модернизированном дренажных устройствах составляет $d_1/d_2 = 4$, а отношение объемов пневмотрассы, включая объем дренажных трубок и объем соединительных трубок, — $V_1/V_2 = 23,3$. Соединительные и дренажные трубки являются основными элементами системы, поэтому необходимо учитывать влияние их объема и сопротивления на запаздывание сигнала при регистрации [6].

Результаты экспериментов с исходным дренажным устройством [7] и модернизированным устройством сравнивались с результатами математического моделирования

обтекания осесимметричной модели потоками с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. Анализ полученных данных позволил оценить качественное (характер распределения давления) и количественное (значения давления) их согласование.

Численный расчет

В ходе исследования сверхзвукового течения в осесимметричном канале для анализа ударно-волновой структуры проводилось математическое моделирование. Как было отмечено выше, в осесимметричном канале использование инструментов визуализации в эксперименте невозможно, но результаты численных расчетов позволяют получить распределения газодинамических параметров около модели и в ее проточном тракте. Физико-математическая модель для численных расчетов состоит из системы нестационарных уравнений Навье–Стокса с осреднением по Рейнольдсу, дополненной уравнениями полуэмпирической SST-модели турбулентности [11, 12].

На рис. 5 приведена геометрия расчетной области с указанием линейных размеров, цветом здесь обозначены границы. Задача решалась в осесимметричной постановке, учитывался сопряженный теплообмен между потоком воздуха, корпусом модели и измерительным устройством.

В начальный момент времени по всей расчетной области задавались атмосферные значения температуры и давления — $T = 293,15$ К и $P = 10^5$ Па. В момент времени $\Delta t = 10^{-5}$ с через входную границу в расчетную область поступает поток со значениями скорости, температуры и давления, идентичными значениям в установившемся течении на срезе сопла аэродинамической установки (рис. 2b). На выходных границах выполняются «мягкие» граничные условия. На твердых стенках задавались газодинамическое условие прилипания ($U_x = 0, U_y = 0$) и граничное условие IV рода для процессов теплопередачи.

Для оценки адекватности численных расчетов проводилась проверка сеточной сходимости. Рассматривались расчетные сетки с числом элементов $0,6 \cdot 10^6$, $1,2 \cdot 10^6$, $2,4 \cdot 10^6$ и $6 \cdot 10^6$. Критерием оценки сеточной сходимости был порядок невязок в численном расчете и физическое время на одну итерацию по пространству. Численное решение задачи на различных сетках показало, что при переходе от количества разбиений $2,4 \cdot 10^6$ к $6 \cdot 10^6$ порядок невязок уменьшается с 10^{-5} до 10^{-6} , а затраты физического времени на одну итерацию при этом возрастают более чем в 10 раз. Так как при решении нестационарной задачи время расчета является одним из определяющих параметров, расчетно-теоретическая часть работы проводилась на конечно-разностной сетке с числом элементов $2,4 \cdot 10^6$. Элементы разбиения преимущественно имели четырехугольную форму, и проводилось сгущение сетки вблизи стенок для разрешения пограничного слоя. Область за телом была покрыта ячейками треугольной формы.

Решение задачи осуществлялось методом конечных объемов в программном комплексе Ansys Fluent. Использовалась неявная численная схема второго порядка точности



Рис. 5. Расчетная область для численного решения задачи обтекания.

1 — вход, 2 — выход, 3 — ось симметрии.

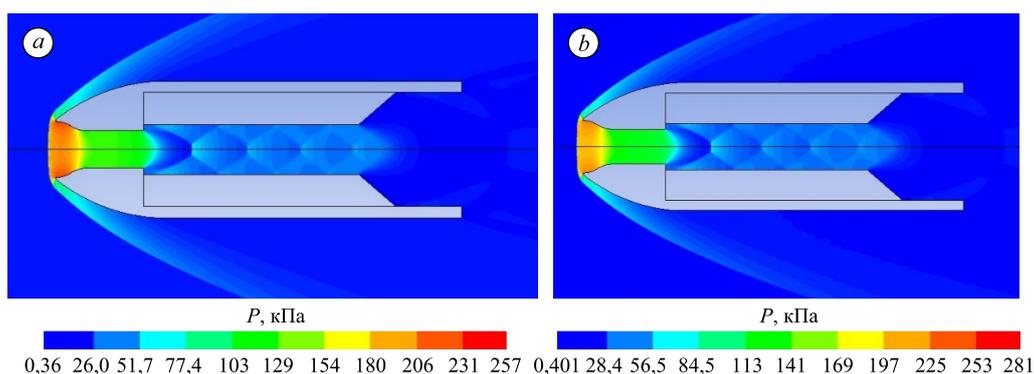


Рис. 6. Распределения давления при обтекании осесимметричной модели при числах Маха $M = 5$ (a) и $M = 6$ (b).

против потока. На каждом шаге по времени выполнялось от 150 до 500 итераций, в ходе которых происходило падение невязок до порядка 10^{-5} . Шаг по времени составлял $\Delta t = 10^{-5}$. Задача решалась до установления стационарного течения во внутреннем осесимметричном канале. Решение задачи считалось установившимся, когда распределение давления вдоль стенки канала и на его оси не менялось в зависимости от шага по времени.

Анализ результатов

Распределения газодинамических параметров, полученные в результате математического моделирования аэродинамических испытаний, представлены на рис. 6 и 7.

На рис. 6a и 6b приведены распределения давления для случаев обтекания осесимметричной модели с проточным каналом набегающим потоком с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. На каждом из распределений отчетливо видна ударно-волновая структура, которая формируется в ходе торможения сверхзвукового течения газа во внутреннем канале модели — по длине канала формируется серия скачков уплотнения, характерных для истечения недорасширенной струи [13]. Давление и температура торможения на выходе из канала в случае набегающего потока с $M = 5$ составляют $P = 174,5$ кПа и $T = 459$ К, в случае с $M = 6$ — $P = 175,8$ кПа и $T = 638$ К.

На рис. 7a и 7b представлены распределения числа Маха при обтекании модели потоками с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. Здесь хорошо видна ударная волна в головной части исследуемой модели, за которой в воздухозаборной части модели поток тормозится от гиперзвуковой скорости до дозвуковой. Затем на выравнивающем участке скорость

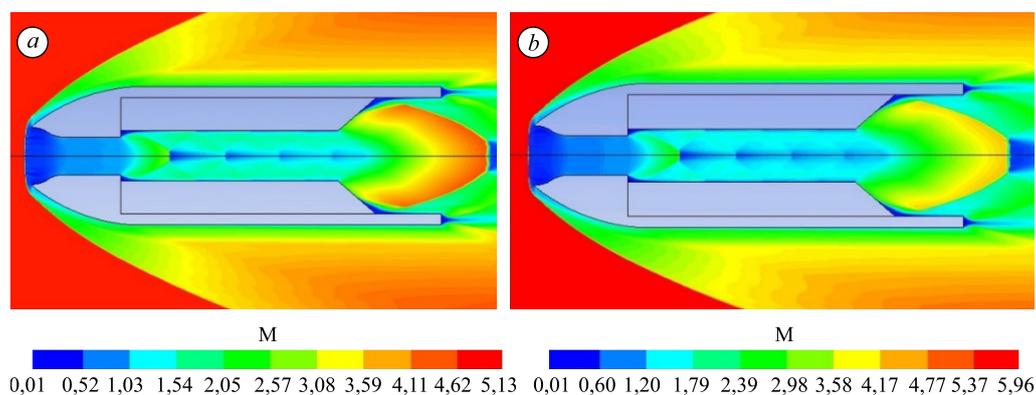


Рис. 7. Распределения чисел Маха при обтекании осесимметричной модели при числах Маха в набегающем потоке $M = 5$ (a) и $M = 6$ (b).

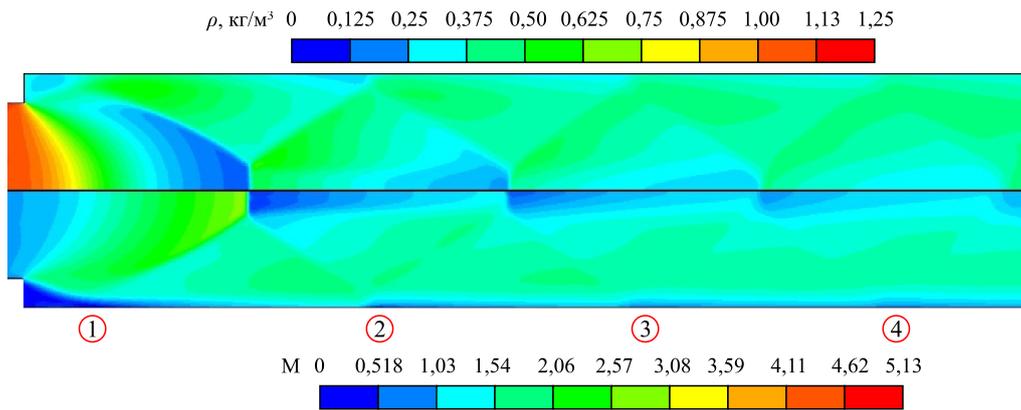


Рис. 8. Структура течения в канале с указанием точек взаимодействия ударных волн с пограничным слоем.

Вверху — поле плотности, внизу — поле чисел Маха.

возрастает от дозвуковой до трансзвуковой, а за уступом в канале происходит плавный разгон потока до $M > 2$.

Течение газа со сверхзвуковой скоростью в канале сопровождается ударными волнами и, соответственно, формированием областей их взаимодействия с пограничным слоем вдоль стенки канала. Отследить наличие этих областей можно на распределениях любых газодинамических параметров. Например, на рис. 6 видны так называемые «отрывные пузыри» — зоны пониженного давления, возникающие при отрыве пограничного слоя от стенки. [14].

На рис. 8 детально представлена структура течения: вверху — распределение плотности в канале, внизу — поле чисел Маха. Цифрами на рисунке отмечены области взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. В областях 1 и 2 возникают вихревые зоны. Появление зоны 1 обусловлено геометрией канала, в зоне 2 отрыв формируется в точке взаимодействия ударной волны с пограничным слоем на стенке. В зонах 3 и 4 отрыва потока не происходит, наблюдается утолщение пограничного слоя [14].

На рис. 9 приведены графики распределения давления вдоль стенки осесимметричного канала, построенные по результатам комплексного исследования. Здесь показаны результаты измерений с модернизированным измерительным устройством (1), значения, полученные с использованием дренажного устройства исходной конструкции [7] (2–4) и распределения из численных расчетов (5) для случаев с $M = 5$ (a) и $M = 6$ (b).

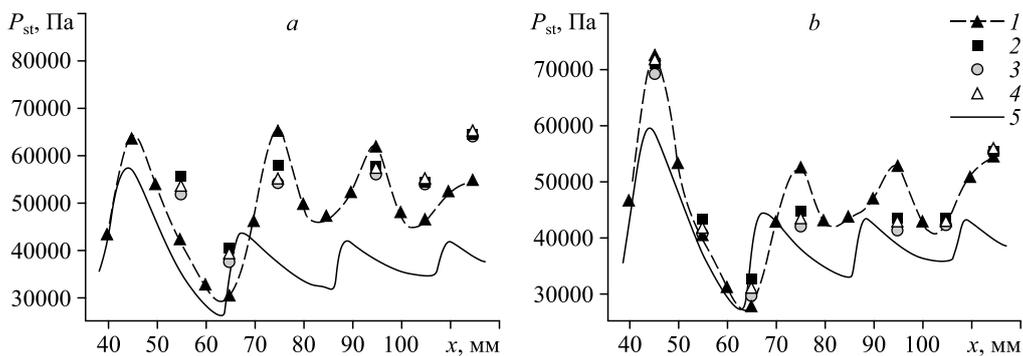


Рис. 9. Распределения давления вдоль стенки осесимметричного канала при числах Маха 5 (a) и 6 (b).

Экспериментальные данные, полученные с помощью модернизированного устройства (1) и опубликованные в работе [7] (2–4), результаты настоящих расчетов (5).

Результаты экспериментов показывают немонотонный характер распределения давления. На рисунке отчетливо видны локальные максимумы и минимумы значений как на распределении по 16-ти точкам, полученном с использованием нового устройства, так и на данных из работы [7]. Значения давления, полученные в результате математического моделирования, в обоих случаях расположены ниже экспериментальных данных. Это обусловлено тем, что рассчитанное распределение давления соответствует стационарному режиму течения газа в канале (такому течению, которое остается неизменным с течением времени).

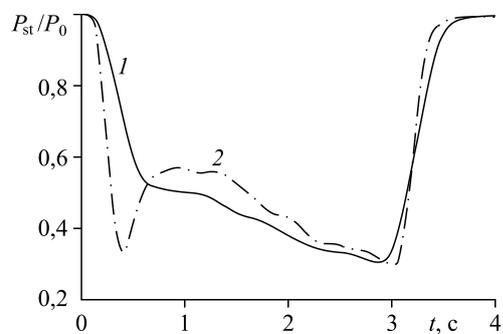
Относительное рассогласование между значениями давления из работы [7] и результатами численного расчета, а также между значениями численного расчета и результатами экспериментов с использованием нового дренажного устройства определялось по формуле для расчета относительной погрешности. Рассогласование между результатами измерения давления в работе [7] и численным расчетом составляют в среднем 31,4 % для числа Маха $M = 5$ и 18 % для потока с числом Маха $M = 6$. Аналогичная оценка для результатов экспериментов с модернизированным дренажным устройством для значений в 16-ти точках выглядит следующим образом: для случая с $M = 5$ рассогласование составляет в среднем 21,3 %, для $M = 6$ — 16 %.

При использовании дренажного устройства [7] рассогласование может быть обусловлено большим объемом пневмотрассы, что приводит к запаздыванию передачи сигнала на тензометрический датчик. В случае использования модернизированного дренажного устройства, где диаметр соединительных трубок такой же, как и диаметр дренажных трубок, запаздывание системы уменьшается ввиду уменьшения объема соединительной трубки в 23,3 раза, несмотря на увеличение сопротивления. Неопределенность измерения давления в рамках серии экспериментов с новым дренажным устройством для всех 16-ти точек составила 2,3 %.

Анализ экспериментальных данных показывает, что уменьшение объема пневмотрассы приводит к уменьшению времени задержки регистрации. На рис. 10 приведено сравнение сигналов с дренажного отверстия с координатой 64,5, полученных с применением разных зондирующих устройств. Хотя при переходе от использования соединительных трубок диаметром $d_1 = 4$ мм к трубкам $d_2 = 1$ мм происходит увеличение сопротивления пневмотрассы [6], в ходе экспериментов зафиксировано уменьшение времени задержки сигнала. В интервале времени эксперимента $t = 2,25 - 2,75$ с (рис. 10) кривые относительного давления практически накладываются друг на друга, но на сигнале с дренажным отверстием в эксперименте [7] (1) увеличение давления по отношению к начальному атмосферному значению начинается раньше ($t < 3$ с).

Сигнал с дренажного отверстия модернизированного устройства (см. 2 на рис. 10) изменяется в ходе эксперимента до момента времени $t \sim 3,15$ с и демонстрирует более низкое значение давления, приближающееся к значениям, полученным при математическом моделировании.

Рис. 10. Изменение сигналов с дренажного канала с координатой 64,5 при использовании исходного и модифицированного вариантов зонда в виде величины относительного давления. P_{st} — статическое давление вдоль стенки канала, P_0 — давление в начальный момент времени; исходный (1) и модернизированный (2) варианты устройства.



На графиках, приведенных на рис. 9, видно, что для экспериментальных значений, полученных с помощью нового измерительного устройства, в первых семи точках рассогласование с численным расчетом является минимальным: в среднем 10,9 % для числа Маха в набегающем потоке $M = 5$ и 11,2 % — для $M = 6$. Для оставшихся точек рассогласование выше и составляет для $M = 5$ в среднем 29,4 %, а для $M = 6$ — 20 %.

Присутствие на распределениях давления экстремумов подтверждает вывод о наличии скачков уплотнения в канале и структуре течения, полученной при численном расчете. С увеличением числа Маха в набегающем на модель потоке от $M = 5$ до $M = 6$ происходит изменение структуры течения во внутреннем канале: скорость за уступом увеличивается, изменяются значения параметров потока, при которых начинается его торможение. Изменение структуры течения приводит к смещению областей взаимодействия ударных волн с пограничным слоем на стенке (на величину $\sim 1,2$ мм). Можно предположить, что для более качественного совпадения профилей $P(x)$ в численном расчете и эксперименте — совпадения положения максимумов и минимумов давления вдоль стенки — необходимо располагать дренажные отверстия с учетом характерных особенностей течения. Кроме того, этому будет способствовать доработка устройства, направленная на уменьшение запаздывания системы регистрации давления.

Помимо доработки системы регистрации, следует добиться уменьшения расхождений за счет снижения погрешностей численного моделирования. В этой связи целесообразно рассмотреть другие модели турбулентности (например, $k-\varepsilon$ -модель и ее вариации) или решения, полученные с использованием вихреразрешающих подходов (например, LES). Повышения точности численного моделирования можно достигнуть также путем использования более мелкой и адаптированной к особенностям течения конечно-разностной сетки или же решением трехмерной задачи, учитывающей пространственный характер течения. Также рассогласование может быть уменьшено путем коррекции граничных и начальных условий для физико-математической модели в соответствии с условиями конкретного эксперимента или серии экспериментов.

Заключение

В ходе исследования сверхзвукового течения в осесимметричном канале разработано зондирующее устройство, позволяющее получать распределение давления вдоль стенки канала. Особенностью предложенного устройства является возможность регистрации без внесения возмущений в сверхзвуковой поток. Принцип работы устройства основан на методе дренажных испытаний в аэродинамических экспериментах.

Математическое моделирование процесса обтекания исследуемой модели позволило получить распределения давления, скорости и плотности для течения, которое формируется в её внутреннем канале. Структура сверхзвукового потока в осесимметричном канале характерна для режима истечения недорасширенной струи, что обусловлено геометрией канала.

Немонотонное распределение давления вдоль стенки канала возникает в результате взаимодействия ударных волн с пограничным слоем. Минимумы и максимумы значений давления объясняются формированием зон отрыва пограничного слоя от стенки.

Полученные в ходе работы рассогласования экспериментальных и расчетных данных могут быть обусловлены погрешностями численного расчета и инерционностью системы регистрации давления. Дальнейшая оптимизация пневмотрассы (изменение длины и диаметра соединительных трубок, диаметра дренажного отверстия, изменение положения дренажного отверстия с учетом особенностей течения в пристеночной зоне) для экспериментальных измерений давления вдоль стенки канала позволит уменьшить запаздывание системы регистрации, провести оценки возникающих погрешностей измерений.

Список литературы

1. Гудич И.Г., Жуков В.Т., Мануковский К.В. Численное моделирование и визуализация течений с горением в высокоскоростной камере сгорания // Научная визуализация. 2016. Т. 8, № 4. С. 104–127.
2. Борисов В.Е., Кудряшов И.Ю., Луцкий А.Е. Численное исследование формирования псевдоскачка в канале // Препринт Института прикладной математики им. МВ Келдыша РАН. 2016. № 2. С. 1–24.
3. Булат П.В., Засухин О.Н., Усков В.Н. О классификации режимов течения в канале с внезапным расширением // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 2. С. 209–222.
4. Звегинцев В.И. Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014: 551 с.
5. Скибина Н.П., Савкина Н.В., Фараонов В.В., Маслов Е.А. Комплексный подход к решению задачи высокоскоростного обтекания тела в импульсной аэродинамической установке и проверка согласованности полученных результатов // Вест. ТГУ. Математика и механика. 2019. № 59. С. 118–129.
6. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения (методы и приборы). М.: Наука, 1964. 720 с.
7. Ищенко А.Н., Маслов Е.А., Скибина Н.П., Фараонов В.В. Комплексное исследование нестационарного течения с ударными волнами в рабочем тракте гиперзвукового прямоточного воздушно-реактивного двигателя // Инж.-физ. журнал. 2021. Т. 94, № 2. С. 466–473.
8. Маслов Е.А., Фараонов В.В., Чупашев А.А., Мацкевич В.В., Чижов С.Ю., Бадмаев А.Б. Экспериментальное исследование закономерностей и особенностей обтекания тел различной формы сверхзвуковым потоком // Интеллектуальные энергосистемы: труды IV Междунар. молодежного форума, Томск, 10–14 октября 2016 г. Томск: Изд-во ТПУ, 2016. В 3-х томах. Т. 1. С. 64–68.
9. Коляян Ю.М., Кененбаева Д.К., Козокова В.В., Гаркаев М.В., Тартышный С.А., Большаков Н.А. Актуальные проблемы современной механики сплошных сред и небесной механики — 2019: Материалы IX Всеросс. Молодежной научной конф., Томск, 18–20 ноября 2019 г. / Под редакцией М.Ю. Орлова. Томск: Изд-во «Красное знамя». 2020. В 3-х томах. Т. 1. С. 184–187.
10. Исакова О.П., Тарасевич Ю.Ю., Юзюк Ю.И. Обработка и визуализация данных физического эксперимента с помощью пакета Origin. Астрахань: ОГОУ ДПО «АИПКП», 2007. 68 с.
11. Снегирёв А.Ю. Высокопроизводительные вычисления в технической физике. Численное моделирование турбулентных течений: учеб. пособие. СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2009. 143 с.
12. Скибина Н.П. Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части // Вычислительные технологии. 2019. Т. 24, № 5. С. 38–48.
13. Гутов Б.И., Звегинцев В.И., Мельников А.Ю. Влияние противодействия на течение в диффузоре сверхзвукового воздухозаборника // Вестн. Пермского нац. исслед. политехн. ун-та. Аэрокосмическая техника. 2017. № 2 (49). С. 18–28.
14. Чжен П. Отрывные течения. М.: Мир, 1972. Т. 1. 298 с.

*Статья поступила в редакцию 21 июля 2021 г.,
после доработки — 30 ноября 2021 г.,
принята к публикации 14 декабря 2021 г.*