

На правах рукописи

Синявин Алексей Александрович

**Расчетно-экспериментальное исследование взаимодействия
газовых потоков с проницаемыми границами**

Специальность 01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

Автореферат
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва – 2009

Работа выполнена на кафедре газовой и волновой динамики механико-математического факультета МГУ и в лаборатории аэромеханики и волновой динамики Государственного учебно-научного учреждения "Научно-исследовательский институт механики Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова"

Научный руководитель: кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник

Гувернюк Сергей Владимирович

Официальные оппоненты: доктор физико-математических наук, профессор

Пилюгин Николай Николаевич

кандидат физико-математических наук,
старший научный сотрудник

Мошаров Владимир Евгеньевич

Ведущая организация: Федеральное государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования "Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации"

Защита диссертации состоится 19 февраля 2010 г. в 15 часов на заседании Диссертационного совета Д 501.001.89 при Московском государственном университете имени М.В. Ломоносова по адресу: 119991, ГСП-1, Москва, Ленинские горы, МГУ, главное здание МГУ, механико-математический факультет, аудитория 16-24.

С диссертацией можно ознакомиться в Научной библиотеке механико-математического факультета МГУ им. М.В. Ломоносова.

Автореферат разослан «___» _____ 2009г.

Ученый секретарь
Диссертационного совета Д.501.001.89,
д.ф.-м.н.



А.Н. Осипцов

Общая характеристика работы

Объект исследования и актуальность темы. Вопросы моделирования взаимодействий газовых потоков с проницаемыми телами возникают во многих важных приложениях газовой и волновой динамики. Газопроницаемые преграды в виде перфорированных экранов, оболочек, сеток, пористых вставок и иных мелкоячеистых конструкций являются важными элементами многих технических устройств, взаимодействующих с высокоскоростными газовыми потоками и ударными волнами. Газодинамика проницаемого тела является одной из трудных задач математического и численного моделирования в механике жидкостей и газов, в частности, это связано с проблемой выбора систем граничных условий на проницаемой поверхности, особенно в случаях, когда проницаемая поверхность является внутренней границей течения сжимаемой среды.

Общий подход к моделированию проницаемых тел в сжимаемой среде с помощью поверхностей разрыва газодинамических параметров сформулировал Х.А. Рахматулин, в частности, он поставил автомодельную задачу о сверхзвуковом обтекании проницаемой пластины под углом атаки. Вопросы выбора граничных условий на проницаемых поверхностях в различных задачах взаимодействия жидкостей и газов с проницаемыми телами рассматривали G.I. Taylor, G.K. Batchelor, Г.Г. Черный, А.А. Никольский, Г.Л. Гродзовский, Г.П. Свищев, Г.И. Таганов, А.М. Павленко, W.G. Cornell, P.R. Payne, И.Е. Идельчик, П.М. Рябоконт, А.Н. Крайко, Е.Ф. Жигалко, О.В. Рысев, А.Г. Судаков, В.Я. Шкадов, Г.С. Ульянов, С.В. Гувернюк и др. Для эффективно несжимаемых течений достаточно задавать эмпирический закон просачивания в виде некоторой алгебраической связи между удельным расходом через проницаемую поверхность и перепадом давления (скачком давления на поверхности разрыва). В случае сжимаемых течений возникает большое разнообразие возможных схем взаимодействия и имеются трудности задания достаточной системы граничных соотношений (не только вид, но и количество граничных условий может быть различным при различных режимах взаимодействия¹). Одной из главных особенностей влияния сжимаемости среды на характер ее взаимодействия с проницаемым телом являются режимы "запирания" потока, когда его параметры на наветренной стороне проницаемой границы тела перестают зависеть от условий на ее подветренной стороне. В этом случае любые законы "просачивания" среды, связывающие

¹ Гувернюк С.В. Адиабата проницаемой поверхности // АМГД, 2002. № 3. С.84-89

перепад давления или напряжение на проницаемой границе с параметрами набегающего потока и, соответственно, традиционные экспериментальные способы определения эмпирических законов просачивания, становятся непригодными в принципе, поэтому требуется разработка новых экспериментальных способов определения граничных соотношений. Также актуально воспроизведение в эксперименте теоретически возможных схем взаимодействия газовых потоков с проницаемыми границами, изучение эффектов влияния проницаемых экранов на свойства наблюдаемых газодинамических течений.

Таким образом, **объектом** исследования является взаимодействие проницаемых тел с газовыми потоками; **предметом** исследования – вопросы экспериментальной и численной реализации этих взаимодействий; **целью** диссертационной работы является разработка и реализация экспериментальных методов диагностики свойств проницаемых материалов при взаимодействии с сжимаемыми потоками, получение эмпирических законов просачивания в условиях сильного взаимодействия вплоть до режимов запираания, исследование влияния проницаемости тел на свойства отрывных течений при обтекании тандемных конструкций.

В соответствии с целью исследования были поставлены следующие

конкретные задачи:

- создание экспериментальной установки, реализующей метод волновой диагностики газопроницаемых материалов, получение с её помощью экспериментальных данных о свойствах взаимодействия газовых потоков с проницаемыми материалами на критических и околокритических режимах;
- разработка эффективных способов тестирования виртуальных газопроницаемых объектов, реализованных в известных CFD-пакетах, и установление соответствия параметров проницаемости виртуальных и физических материалов;
- постановка и проведение физических экспериментов, позволяющих наблюдать все теоретически возможные режимы взаимодействия высокоскоростных потоков с тонкостенными проницаемыми экранами, включая режим "поглощения" отошедшей ударной волны пристеночной структурой пористого экрана;
- разработка и реализация расчетно-экспериментального метода определения граничного условия запираания при наклонном взаимодействии сверхзвукового потока с

проницаемыми границами, получение эмпирических данных о параметрах наклонного критического взаимодействия;

- исследование влияния проницаемости на свойства обтекания и интегральные аэродинамические характеристики тандемов тел на примере задачи об обтекании тандемной конструкции пары соосных дисков.

На защиту выносятся:

1. методика и экспериментальная установка волновой диагностики газопроницаемых материалов, результаты диагностики перфорированных и сетчатых мембран в различных газовых средах, способ и результаты тестирования виртуальных газопроницаемых объектов с применением метода волновой диагностики;
2. экспериментальные результаты исследования границ перехода режимов взаимодействия перфорированных экранов с высокоскоростными потоками газа;
3. расчетно-экспериментальный метод и результаты определения граничного условия запирания газового потока на поверхности проницаемого тела при неоднородном взаимодействии;
4. результаты экспериментального исследования обтекания тандемов сплошных и проницаемых дисков в до- и сверхзвуковых потоках газа.

Научной новизной обладают:

- наблюдение в эксперименте режима "поглощения" головного скачка уплотнения локальной пристеночной структурой проницаемого экрана;
- данные о параметрах критического и околокритического взаимодействия газовых сред (воздуха и гелия) с проницаемыми материалами, полученные методом волновой диагностики газопроницаемых материалов с помощью разработанной экспериментальной установки;
- эмпирическое граничное условие запирания при наклонном взаимодействии газового потока с проницаемыми экранами, обладающими направляющим действием, полученное с помощью разработанного расчетно-экспериментального метода;
- эффективный способ определять соответствие между характерными параметрами виртуальных и эквивалентных физических проницаемых объектов, результаты

тестирования объекта "подструктура" в вычислительной среде универсального пакета GDT²;

- уточненные экспериментальные данные о влиянии соотношения геометрических параметров тандема соосных сплошных дисков на их аэродинамическое сопротивление при дозвуковом обтекании;
- обнаружение влияния проницаемости переднего диска на устойчивость конфигурации передней отрывной области между дисками в тандеме;
- экспериментальные данные о влиянии угла атаки и числа Маха на аэродинамические характеристики тандемов дисков.

Практическая значимость

Методика волновой диагностики и разработанная экспериментальная установка могут применяться на практике для определения свойств различных газопроницаемых материалов при больших перепадах давления, когда существенны эффекты сжимаемости и термодинамические свойства газа, а традиционный стационарный способ испытаний становится неэффективным. Практическое значение имеют новые и уточненные данные об аэродинамических характеристиках тандемов дисков, поскольку эффекты аномального (в несколько раз) снижения сопротивления тандема могут быть использованы в инженерных приложениях, например, при формировании крупногабаритных грузов для транспортировки на вертолетной подвеске или в некоторых конструкциях ветрогенераторов с формированием полезного отрыва потока. Полученные новые экспериментальные данные также будут полезны для тестирования пакетов компьютерных прикладных программ.

Достоверность результатов

В диссертации используются обоснованные экспериментальные методики аэрофизических исследований с применением стационарных аэродинамических установок НИИ механики МГУ и апробированные научные подходы к математическому моделированию газовых сред.

Личный вклад соискателя. Основные результаты диссертационной работы получены автором самостоятельно. Статьи [1, 2, 7, 9, 12] опубликованы без соавторов.

² Gas Dynamics Tool 5.94, GDT Software Group (<http://www.cfd.ru>).

Автор выражает искреннюю признательность специалистам аэродинамического комплекса А7-А8 НИИ механики МГУ С.Н. Баранникову, А.Ф. Зубкову, О.Н. Иванову, А.Ф. Мосину, С.И. Сабурову за содействие при подготовке и проведении экспериментов.

Апробация работы и публикации. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на следующих конференциях:

Открытая конференция-конкурс молодых ученых НИИ механики МГУ. Москва, 2003, 2004, 2005, 2006, 2007, 2008 гг. Научная конференция МГУ «Ломоносовские чтения», секция механики. Москва, 2005, 2006, 2007, 2008 гг. Международная Интернет-ориентированная конференция молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС), ИМаш РАН. Москва. 2005, 2006, 2007 гг. Всероссийская Школа-семинар «Современные проблемы аэрогидродинамики» под руководством академика Г.Г. Черного. Сочи, п. МГУ Буревестник. 2006, 2007 гг. Международная школа-семинар «Модели и методы аэродинамики». Евпатория. 2006, 2008, 2009 гг. Международная конференция «Современные проблемы газовой и волновой динамики», посвященная памяти академика Х.А. Рахматулина в связи со 100-летием со дня его рождения. Москва. 2009 г. Научный семинар кафедры газовой и волновой динамики под руководством академика Е.И. Шемякина. 2006, 2007, 2008 гг.

За работы «Взаимодействие сверхзвукового потока с проницаемым экраном», «Расчетно-экспериментальный метод определения граничного условия запираания на газопроницаемой стенке», вошедшие в состав диссертации, автор был удостоен дипломов 3-ей и 2-ой степени на Конференции-конкурсе молодых ученых НИИ механики МГУ в 2006 и 2007 годах. За работу «Экспериментальное исследование эффекта аномального снижения аэродинамического сопротивления тандема дисков», вошедшую в состав диссертации, автор удостоен диплома 1-ой степени на Конференции-конкурсе молодых ученых НИИ механики МГУ в 2008 году, а также звания победителя конкурсной программы «Участник молодежного научно-инновационного конкурса» («УМНИК»), проводимой Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в 2008 году.

По теме диссертации опубликовано 7 статей, из которых 2 [12, 13] – в журналах, рекомендованных ВАК, а также 8 заметок в сборниках тезисов докладов на общероссийских и международных конференциях. Основные результаты содержатся в работах [2, 7, 9, 12, 13].

Структура работы. Работа состоит из введения, четырех глав, заключения, списка литературы. В работе содержится 108 рисунков, 2 таблицы и 106 библиографических ссылок. Общий объем диссертации 113 страниц.

Краткое содержание работы

Во **введении** описываются цели работы, обосновывается ее актуальность и практическая значимость, перечисляются основные результаты. В частности, отмечается, что наиболее полное теоретическое описание всех возможных режимов взаимодействия сжимаемого газового потока с тонкостенными проницаемыми экранами дает теория обобщенной адиабаты проницаемой поверхности¹. Разработанные в ней критерии перехода режимов указывают на существование нескольких обобщенных физических параметров, определяющих основные свойства любого проницаемого образца при больших перепадах давления (в том числе – режимы простого и двойного запиранья). Однако известные экспериментальные данные и методики испытаний газопроницаемых материалов не достаточны для определения обобщенных критических параметров проницаемости. Также отмечается, что до настоящего времени не все из предсказанных теорией режимов взаимодействия удавалось наблюдать экспериментально.

Первая глава посвящена экспериментальной реализации метода волновой диагностики газопроницаемых материалов. Метод основывается на идее³ использования свойств, так называемого, течения "простой волны", возникающего около наветренной стороны проницаемой мембраны при "облучении" ее с обратной стороны нестационарной волной разрежения Римана. В результате обеспечивается непрерывное изменение перепада давления на проницаемом образце от малых докритических до больших сверхкритических значений. При этом до тех пор, пока наветренная сторона образца граничит с областью простой волны, рис. 1а, имеется возможность с помощью инвариантов Римана и интеграла Пуассона определять все параметры быстро изменяющегося течения с наветренной стороны перегородки (скорость, плотность, температуру, скорость звука и т.д.), измеряя фактически только давление на стенке канала.

Для реализации метода волновой диагностики была разработана и изготовлена экспериментальная установка ВДГМ, рис. 1. Рабочий канал установки представляет собой стальную трубу длиной 4,53 м с внутренним диаметром 22мм. На правом торце трубы устанавливается разрушаемая непроницаемая мембрана. На расстоянии 0.64м от мембраны

³ Гувернюк С.В. Метод волновой диагностики газопроницаемых материалов. X шк.-сем. Совр. пробл. аэрогидродинамики. М.: изд-во Моск. ун-та, 2002. С. 25-26.

располагается образец проницаемого материала, слева и справа от которого на расстоянии 20мм имеются датчики поверхностного давления и еще один контрольный датчик установлен на расстоянии 1,94м от мембраны. К левому торцу трубы присоединена магистраль высокого давления (до 1 МПа), соединяющая рабочий канал установки с компрессором или баллоном со сжатым газом.

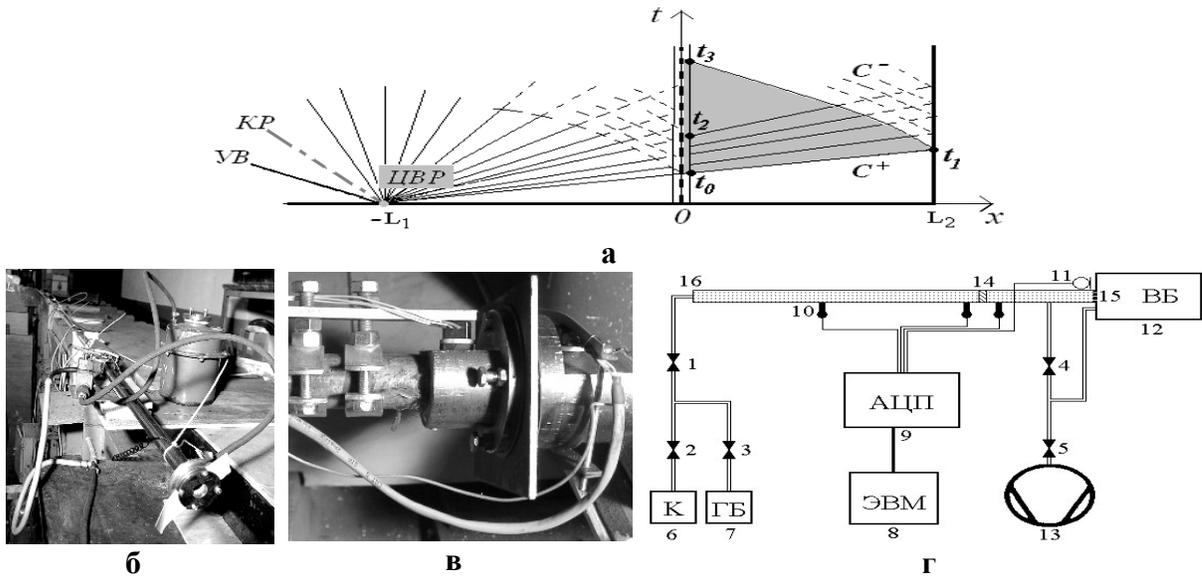


Рис. 1. Экспериментальная установка ВДГМ;

а– волновая картина нестационарного движения газа

б, в– фотоснимки рабочего канала в сборе и измерительного узла с установленным между двумя датчиками давления образцом проницаемого материала;

г– схема основных узлов установки: 1-5 – игольчатые вентили, 6– компрессор, 7– баллон высокого давления с гелием, 8– компьютер, 9– аналого-цифровой преобразователь, 10– датчики давления, 11– микрофон, 12– вакуумируемый баллон, 13– вакуумный насос, 14– газопроницаемый образец, 15– разрушаемая мембрана, 16– штуцер, соединяющий гибкий шланг высокого давления с рабочим каналом.

Рабочей средой могут быть различные газы, в настоящей работе использовались воздух и гелий (показатель адиабаты $k = 7/5$ и $5/3$ соответственно). Выходное сечение рабочего канала за мембраной либо открыто в атмосферу (рис. 1а), либо сообщается с вакуумированной емкостью (рис. 1б).

Установка ВДГМ работает следующим образом. В исходном положении весь рабочий канал заполнен покоящимся газом с давлением, превышающим давление во внешнем пространстве за герметичной мембраной 15, рис. 1. Затем происходит разрушение мембраны, этот момент регистрируется с помощью микрофона 11. Возникающая волна разрежения распространяется налево по рабочему каналу, взаимодействует с проницаемым образцом, частично отражается от него, частично проходит дальше, вызывая ускоряющееся движение газа

слева направо в сторону проницаемой перегородки, затем отражается от левого глухого торца рабочего канала. В интервале времени между моментом соприкосновения первичной волны с образцом и моментом возвращения отраженного от глухого торца сигнала наветренная сторона проницаемой стенки граничит с нестационарным одномерным течением типа "простой волны", в котором газодинамические параметры связаны между собой алгебраическими соотношениями интеграла Пуассона и одного из инвариантов Римана:

$$\frac{p}{\rho^k} = const, \quad \frac{u}{2} - \frac{c}{k-1} = const \quad (c^2 = \frac{k p}{\rho})$$

(используются стандартные обозначения для давления, плотности, скорости потока, скорости звука и показателя адиабаты идеального совершенного газа).

По результатам экспериментов найдены предельные значения $M_*(\varepsilon, k)$ для числа Маха на наветренной стороне перфорированных пластин с цилиндрическими отверстиями при различных значениях коэффициента геометрической проницаемости ε и показателя адиабаты k ; они находятся в хорошем согласии с теоретической зависимостью, основанной на предположении об изоэнтропическом характере ускоряющегося движения газа в направлении к критическому сечению перфорации. Получены данные о влиянии формы и удлинения отверстий перфорации на значения критических параметров запираания. Осуществлена диагностика материалов с неопределенной геометрической проницаемостью ε (тканых и пористых). Выработана и обоснована рекомендация использовать число Маха запираания M_* , как наиболее адекватную комплексную характеристику проницаемости материала.

На основе экспериментальных данных и с учетом общих законов сохранения массы и полной энтальпии на адиабатической поверхности разрыва, найдены экспериментальные зависимости для одной из главных ветвей обобщенной адиабаты проницаемой поверхности $M_+ = f(M_-, k)$ на дозвуковых режимах взаимодействия. Получено хорошее качественное соответствие теории и эксперимента. При этом эксперимент дает возможность находить поправки к теоретическим зависимостям.

Идея метода волновой диагностики и рекомендация использовать критическое число Маха в качестве основной характеристики проницаемости применена для тестирования виртуальных проницаемых материалов. Дело в том, что опция формирования различных газопроницаемых объектов встроена во многие современные вычислительные CFD-пакеты, однако далеко не всегда ясно, каким физическим материалам может соответствовать тот или

иной виртуальный проницаемый объект, и как параметры виртуального проницаемого объекта соотносятся с параметрами физического аналога. В последнем разделе главы 1 приводятся результаты тестирования свойств виртуального газопроницаемого материала "подструктура" в известном газодинамическом пакете GDT. Получены зависимости, устанавливающие искомое соответствие между параметрами виртуальных и реальных проницаемых экранов.

Во второй главе представлены экспериментальные и расчетные данные о структурах течений газа около компоновок затупленных тел с дисковыми проницаемыми экранами при сверхзвуковом обтекании. Основное внимание уделено визуализации картин обтекания проницаемого экрана и идентификации наблюдаемых режимов взаимодействия.

Согласно теории обобщенной адиабаты, возможно четыре основных режима взаимодействия газового потока с проницаемым экраном, интерпретируемым как поверхность сильного разрыва с ненулевым источником импульса. Эти режимы E1–E4 определяются в зависимости от сочетания "дозвук" – "сверхзвук" на наветренной и подветренной сторонах проницаемого экрана, табл. 2.1. Количество соотношений совместности на разрыве, которые необходимо задавать в качестве граничных условий на проницаемой поверхности, зависит от типа взаимодействия.

		
Число Маха M_{\pm}	$M_{+} < 1$	$M_{+} > 1$
$M_{-} < 1$	E1	E2
$M_{-} > 1$	E4	E3

Рис. 2. Идентификация режимов взаимодействия E1–E4

Режимы E1 и E2 возможны при любой величине проницаемости $0 < \varepsilon < 1$, при этом число Маха на наветренной стороне не может превышать своего критического значения, соответствующего запиранию потока, $M_{-} \leq M_{*}(\varepsilon, k)$. Критическое значение M_{*} удобно определять экспериментально методом волновой диагностики, рассмотренным в предыдущей главе. Режим E2, согласно теории, характеризуется двойным запиранием, при котором числа Маха на наветренной и подветренной сторонах поверхности разрыва фиксированы: $M_{-} = M_{*}(\varepsilon, k) < 1$, $M_{+} = M_{**}(\varepsilon, k) > 1$. Режимы E3 и E4 могут существовать только при достаточно большой проницаемости, причем E4 характеризуется минимальным количеством

граничных условий, так что для него достаточно только общих законов сохранения на разрыве, не содержащих параметра проницаемости границы. Экспериментальных данных, подтверждающих реализуемость режима E4, ранее не было.

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе А–7 НИИ механики МГУ (сечение рабочей части $0.6 \times 0.6 \text{ м}^2$) при числах Маха набегающего потока воздуха $M = 3$ и 3.5 . Испытывались осесимметричные компоновки затупленных тел с проницаемыми дисковыми экранами с осью симметрии, ориентированной по направлению набегающего потока, отношение диаметра экрана к диаметру заднего тела $D_1/D_2 \approx 1$, рис. 3. В качестве экранов использовались круглые стальные пластины с равномерно распределенными по всей площади цилиндрическими отверстиями и плетеные металлические сетки, приваренные к лицевой стороне жесткой обечайки с ребрами жесткости. Конструкция модели обеспечивала возможность непрерывного перемещение экрана относительно заднего тела в процессе эксперимента.



Рис. 3. Схема компоновки с проницаемым экраном, $\lambda = L / D_2$

Визуализация течения производилась с помощью штатного оптического прибора ИТ–14, представляющего собой соединение четырех-зеркального интерферометра типа Цендера–Маха и теневого прибора типа Теплера. Фото и видео съемка теневых картин обтекания экранов осуществлялась с использованием цифровой видеокамеры.

В результате проведенных экспериментов с различными проницаемыми экранами удалось получить все предсказываемые теорией обобщенной адиабаты режимы взаимодействия проницаемого экрана с потоком газа, рис. 4.

На режиме E4: с наветренной стороны перед экраном поток сверхзвуковой, с подветренной стороны дозвуковой. Таким образом, реализуется обтекание компоновки, в котором как бы “исчезает” головной скачок уплотнения. Этот режим в литературе был предсказан теоретически, однако экспериментально воспроизведен впервые.

В результате анализа полученных экспериментальных данных составлена диаграмма существования различных схем обтекания компоновки затупленного тела с проницаемым экраном в параметрической плоскости (λ, ε) , рис. 5.

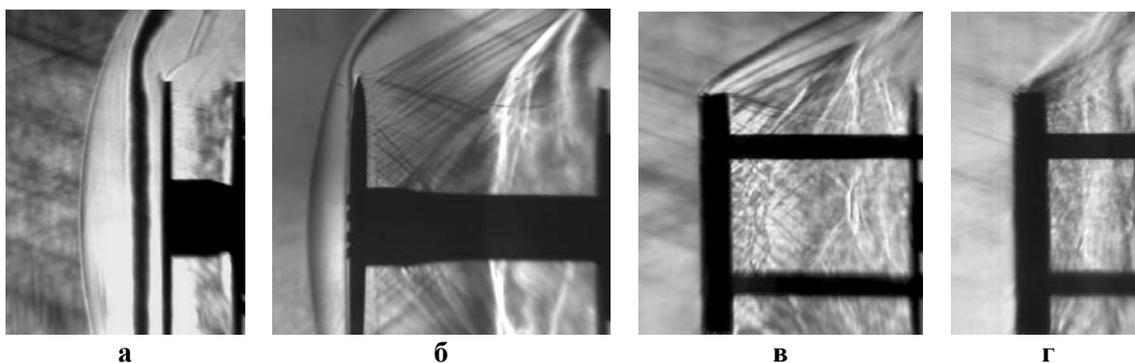


Рис. 4. Режимы взаимодействия E1–E4;

а– E1 ($\varepsilon = 0.115$, $\lambda = 0.23$, $M_\infty = 3$); б– E2 ($\varepsilon = 0.51$, $\lambda = 0.88$, $M_\infty = 3$);
 в– E3 ($\varepsilon = 0.785$, $\lambda = 0.94$, $M_\infty = 3$); г– E4 ($\varepsilon = 0.785$, $\lambda = 0.49$, $M_\infty = 3.5$)

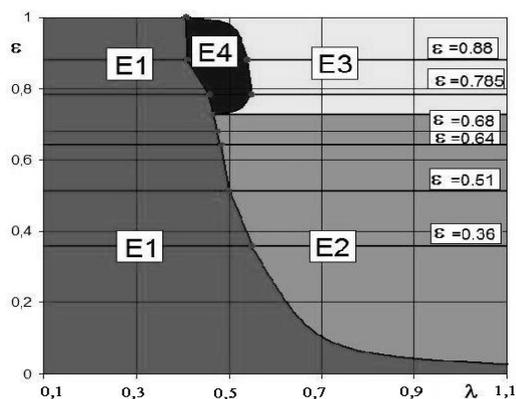


Рис. 5. Классификация схем обтекания компоновки E1–E4 при $M_\infty = 3$

В последнем разделе главы 2 приводятся результаты численного моделирования плоского сверхзвукового обтекания компоновки затупленного полутела с передним проницаемым экраном. Движение газа описывается уравнениями Эйлера, на поверхности тела ставятся условия непротекания. В качестве экрана взят виртуальный материал «подструктура» GDT² толщиной в 1 ячейку. Данную задачу можно рассматривать как плоский виртуальный аналог исследованного экспериментально сверхзвукового обтекания осесимметричной компоновки затупленного тела вращения с дисковым проницаемым экраном.

Начальные условия: всюду равномерный сверхзвуковой поток, заданный параметр p проницаемости «подструктуры», максимальное расстояние между телом и экраном. После выхода на установившийся режим обтекания компоновки начальной конфигурации, производилось смещение тела в сторону сближения с проницаемым экраном до минимального расстояния. Затем тело смещалось в обратную сторону до исходного максимального расстояния.

Это позволило выявить аэродинамический гистерезис границы области существования режима E4.

В итоге воспроизведены в расчете все теоретически возможные и наблюдавшиеся в эксперименте режимы взаимодействия E1–E4, рис. 6.

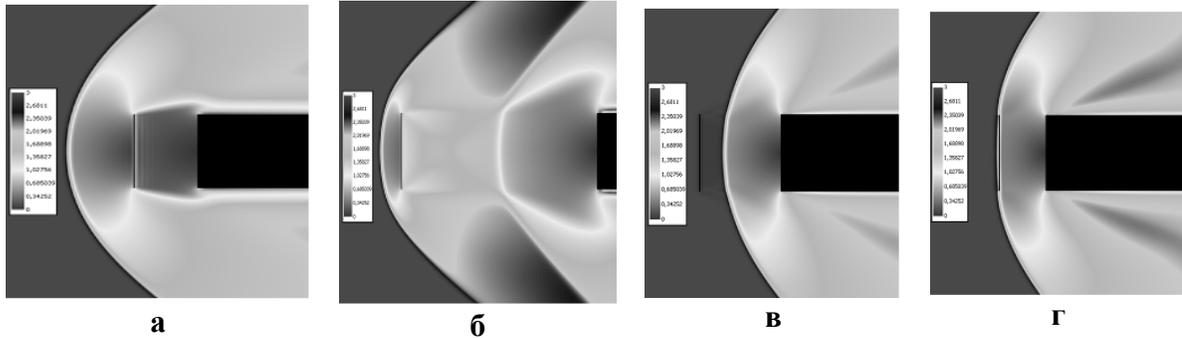


Рис. 6. Поле числа Маха при $M_\infty = 3$; а– $\lambda = 0.38$, $p = 0.2$, режим E1; б– $\lambda = 2.95$, $p = 0.61$, E2; в– $\lambda = 1$, $p = 0.85$, E3; г– $\lambda = 0.6$; $p = 0.85$; E4; (соответствие виртуального параметра проницаемости p и геометрической проницаемости устанавливается методом волновой диагностики, глава 1)

Третья глава посвящена определению обобщенных граничных условий запираия при наклонном взаимодействии газовых потоков с поверхностью проницаемых тел.

Наиболее распространенным режимом взаимодействия проницаемых экранов с высокоскоростными потоками газа являются режимы "запираия" когда параметры потока, на наветренной стороне проницаемой границы экрана перестают зависеть от условий на ее подветренной стороне. При дозвуковой нормальной компоненте скорости набегающего потока условие его "запираия" должно иметь вид некоторой односторонней связи между параметрами газа только на наветренной стороне проницаемой границы. В достаточно общем случае изотропного строения перфорации граничное условие "запираия" потока эффективно невязкого совершенного газа можно представить в безразмерном виде, как $f(M, \theta, k, \varepsilon, \bar{\phi}) = 0$. Здесь M – число Маха, θ – угол отклонения потока от нормали к стенке, k – показатель адиабаты, $\bar{\phi}$ – безразмерная комбинация геометрических параметров структуры пористости. В рассмотренном в главе 1 одномерном случае было $\theta = 0$, поэтому условие запираия сводилось к постоянству числа Маха $M = M_*(\varepsilon, \bar{\phi})$.

При наклонном взаимодействии важную роль играет так называемое направляющее действие каналов перфорации. Признаком отсутствия направляющего действия является малость величины: $H = h/d$, где h – характерная протяженность, d – поперечный размер каналов

перфорации тонкостенного экрана (рис. 7а). В этом случае естественно пренебречь обменом импульса в тангенциальном направлении между проницаемой стенкой и протекающим через нее газом. Соответствующее граничное условие запираания сводится к формуле

$$M_n = M \cos \theta = M_*(\varepsilon, k). \quad (1).$$

Условие $H \ll 1$ выполняется, например, для всех видов распределенной конструктивной проницаемости парашюта.

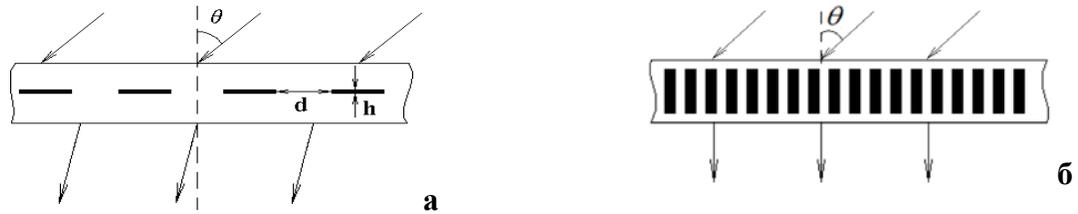


Рис. 7. Схема взаимодействия потока с перфорацией, обладающей (б) и не обладающей (а) направляющим действием

Не менее распространенным является другой тип перфорации – обладающей полным направляющим действием (мы ограничиваемся случаем, когда ось каналов перфорации ортогональна к поверхности экрана, рис. 7б). В этом случае протекающий через проницаемую стенку газ полностью теряет свой первоначальный импульс в поперечном направлении. Граничное условие запираания (1), пригодное для тонкостенных экранов, должно быть заменено более общим соотношением запираания вида (3.1) или

$$F(M_n, \theta, \varepsilon) = 0, \quad (2)$$

в котором более сложное влияние угла скоса набегающего потока. Конкретные выражения для зависимости (2) в литературе не известны.

В данной главе реализован расчетно-экспериментальный метод определения зависимости (2). Попутно осуществлена проверка справедливости условия (1) для перфорации без направляющего действия.

Рассматривается установившееся невязкое сверхзвуковое обтекание равномерно перфорированной пластинки $y = -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$ (рис. 8), $0 < x < L$ под углом атаки α с присоединенным головным скачком уплотнения $y = y_1(x)$, $y_1(0) = 0$ на режиме с запираанием потока в ячейках перфорации (невозмущенный поток движется в направлении оси x). В этом случае, независимо от характера обтекания в целом, сверхзвуковое течение в области $x < L$, $y < -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$ не связано с каким-либо характерным линейным размером и, поэтому, является автомодельным с прямолинейным головным скачком уплотнения $y = y_1(x) = -x \cdot \operatorname{tg}(\beta)$

и однородным плоскопараллельным сверхзвуковым потоком в зоне $-x \cdot \operatorname{tg}(\beta) < y < -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$. Если перфорация не обладает направляющим действием, то возможна автомодельная схема Х. А. Рахматулина с центрированной волной разрежения и прямолинейным тангенциальным разрывом в области $-x \cdot \operatorname{tg}(\alpha) < y < 0$. Если же $H \sim 1$, то направленный вдув газа в теньную зону $y > -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$ приводит к образованию неавтомодельного завихренного дозвукового течения, при этом контактный разрыв вытесняется в область $y > 0$, что приводит к образованию вторичной ударной волны (над пластинкой, рис. 9).

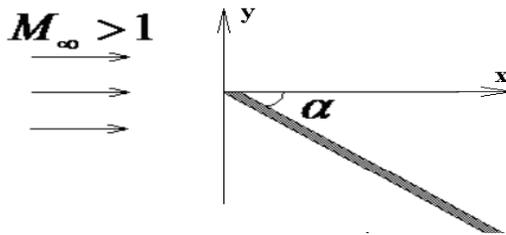


Рис. 8

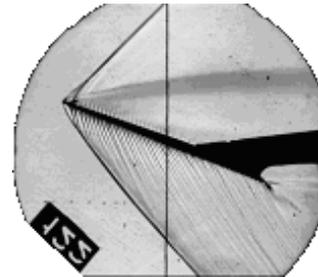


Рис. 9. Шлирен-изображение обтекания пластины с направляющим действием $\varepsilon = 0.34$, $\alpha = 20^\circ$, $M_\infty = 1.78$

Тем не менее, в силу автомодельности наветренного течения, параметры сверхзвукового потока между ударной волной $y = -x \cdot \operatorname{tg}(\beta)$ и наветренной стороной пластинки однозначно определяется одним параметром – углом наклона косога скачка уплотнения. С другой стороны, отсос газа из области $y < -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$ через перфорацию управляется граничным условием запириания (2). Если вид функции (2) задан, то однопараметрическое автомодельное течение перед пластинкой определяется однозначно. И наоборот, если данное течение реализуется в эксперименте, то, измеряя угол β по теньвым фотографиям спектра обтекания, можно вычислить величины M_n и ϑ на контрольной поверхности непосредственно перед проникаемой пластинкой $y = -x \cdot \operatorname{tg}(\alpha)$, используя алгебраические соотношения косога скачка уплотнения. То есть для каждой реализации течения с запирианием можно получить точку (M_n, θ) зависимости (2).

Изменяя в эксперименте такие "внешние" параметры, такие как угол атаки и число Маха набегающего потока, в пределах, пока поток за головным скачком остается сверхзвуковым и реализуется режим запириания, мы можем, вычисляя M_n, θ , получать точки лежащие на

универсальной кривой запириания (2). В этом состоит суть метода: из данных частного характера извлекается информация об универсальной зависимости (1).

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе А-8 НИИ механики МГУ при числах Маха набегающего потока воздуха $M_\infty = 1.5; 1.78; 2; 2.5; 3$. Испытывались прямоугольные перфорированные пластины с различной величиной и типом проницаемости. Наряду с реальными физическими, проводились соответствующие виртуальные вычислительные эксперименты с помощью пакета GDT (использовалась модель идеального совершенного газа, проницаемая граница конструировалась в виде сплошной пластины конечной толщины с большим количеством сквозных прорезей). Использовался обобщенный критерий проницаемости $0 < M_* < 1$.

Сначала данный метод был применен для проверки граничного условия (1), показано, что условие $M_{n_} = const$ выполняется с хорошей точностью для всех рассмотренных тел с перфорацией, не обладающей направляющим действием. Если же перфорация обладает полным направляющим действием, то результат при $\theta > 0$ оказывается существенно иным. Соответствующая аппроксимационная формула, описывающая экспериментальные и расчетные данные, определена в виде ($M_n = M \cos \theta$):

$$M = \left(\frac{M_*}{M_n} \right)^{0.7} + \frac{f(\gamma) - 0.5M_*}{M_*} \sqrt{M_*^2 - M_n^2} - 1 + M_*, \quad f(\gamma) = 0.144\gamma^2 - 0.86\gamma + 1.55.$$

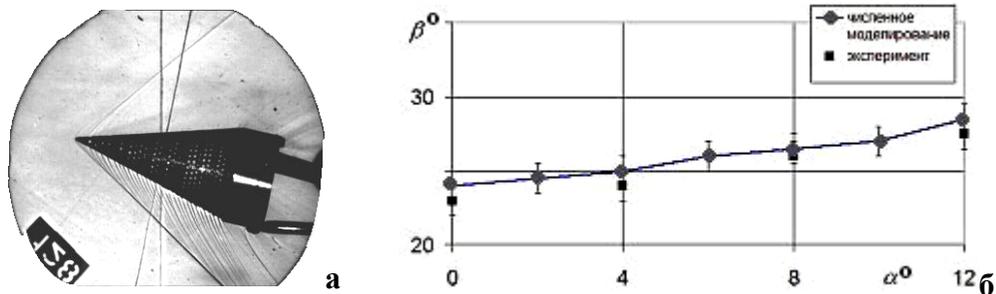


Рис. 10. Сверхзвуковое обтекание проницаемого конуса при $M_\infty = 1.78, k = 1.4, \varepsilon = 0.465, H = 0.3$

В заключительных разделах главы 3 приводятся примеры использования полученных граничных условий запириания, для решения некоторых задач внешней аэродинамики. На рис. 10,а представлен снимок теневой картины обтекания проницаемого конуса при угле атаки

12°; на рис. 10,б – сравнение экспериментальных и расчетных данных по углу наклона конического фронта ударной волны в плоскости симметрии.

В четвертой главе экспериментально исследовано дозвуковое отрывное обтекание тандемов соосных дисков с учетом проницаемости переднего диска.

Известно, что суммарное аэродинамическое сопротивление двух рядом расположенных тел в некоторых случаях может быть значительно меньше, чем сопротивление каждого из них в отдельности. В опытах⁴ Бона и Мореля при исследовании аэродинамического сопротивления тандемов соосных непроницаемых дисков в низкоскоростном потоке ($M < 0.1$) при нулевом угле атаки, обнаружено немонотонное изменение суммарного сопротивления тандема при увеличении расстояния между дисками в тандеме, а также отмечены случаи возникновения интенсивных колебаний нагрузки на конструкцию. В данной главе представлены новые экспериментальные данные об аэродинамике тандемов дисков, уточняющие и дополняющие известные результаты⁴. Рассмотрены обобщения для ненулевой проницаемости переднего диска и ненулевых углов атаки тандема. Выявлена стабилизирующая роль проницаемости переднего диска для режимов с неустойчивым слоем смещения на границе отрывной области между дисками.

Весовые испытания проводились в аэродинамической трубе А–8 НИИ механики МГУ. Данная установка оснащена рейтерными электромеханическими 4^x-компонентными весами конструкции ЦАГИ. Основная масса экспериментов выполнена при $M = 0.5$, соответствующее число Рейнольдса, вычисленное по диаметру $D_2 = 80 \text{ мм}$ заднего диска, составляло $Re = 0.85 \cdot 10^6$. Визуализация картин обтекания осуществлялась с помощью прибора Теплера ИАБ–451, оснащенного цветохроматической приставкой и компьютерной системой видеорегистрации цветных шпирен–изображений вихревых структур в дозвуковых потоках.

Тандем тел представляет собой пару тонкостенных (толщина 3 мм) алюминиевых дисков с заостренными под углом 30° кромками. Диски соединены соосно с помощью стального стержня толщиной 10 мм. Сменный передний диск может иметь перфорацию в виде цилиндрических отверстий диаметром 1–3 мм, равномерно распределенных по поверхности диска. Варьировались геометрические параметры тандема: величина зазора $L = 0, 19, 29, 44, 68, 80 \text{ мм}$, диаметр переднего диска $D_1 = 40, 56, 80 \text{ мм}$. Угол атаки α тандема изменялся в диапазоне $0^\circ \leq \alpha \leq 12^\circ$.

⁴ Morel T., Bohn M. Flow over two circular disks in tandem //J. of Fluids Engin. Trans. of the ASME, 1980. V. 102. N 1. P. 104-111.

Проницаемость переднего диска составляла $\varepsilon = 0, 0.03, 0.05, 0.07, 0.1, 0.15$. Далее используются безразмерные величины.

При тандем вырождается в одиночный диск и имеет достаточно высокое сопротивление, обусловленное торможением потока на передней стороне и разрежением в отрывной области. При между сплошными дисками в тандеме образуется единая отрывная область. Граница этой области представляет собой сдвиговый слой смешения, начинающийся от острой кромки переднего диска. При этом наблюдается немонотонное изменение коэффициента сопротивления тандема.

Во всех рассмотренных случаях при между дисками в тандеме существует отрывная область. Граница этой области представляет собой сдвиговый слой смешения, начинающийся от острой кромки переднего диска, рис. 14. Расположение и устойчивость слоя смешения определяют характер обтекания тандема и его аэродинамическое сопротивление. Минимуму сопротивления тандема отвечает схема течения, в которой слой смешения приходит на кромку заднего диска, занимая положение “от кромки до кромки”. На рис. 15 построены зависимости $C_x = f(\lambda)$ коэффициента сопротивления тандема непроницаемых дисков при нулевом угле атаки для $d = 0.5, 0.7, 1$ (сплошные линии 1-3 – данные Бона и Мореля⁴, светлые значки и штриховая линия 4 – настоящие эксперименты). При $d = 1$ и 0.7 результаты настоящих экспериментов, полученные при $M = 0.5$, хорошо согласуются с данными⁴ для $M < 0.1$, что свидетельствует об отсутствии существенного влияния числа Маха.

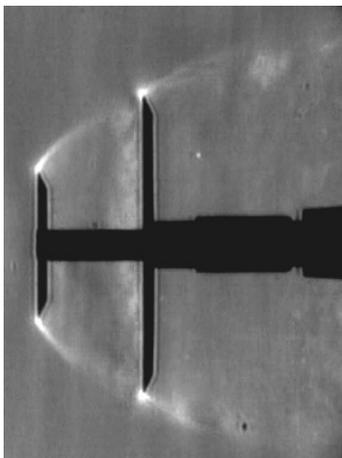


Рис. 14.

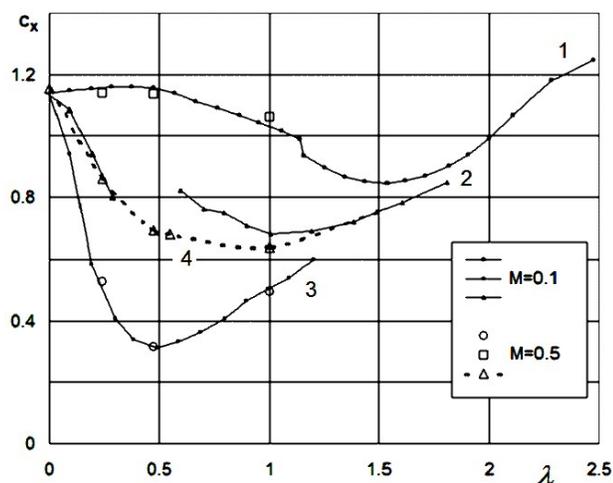


Рис. 15. ; 1– , 2(4)– , 3– ,

Разрывное поведение кривой 2 для $d = 0.5$ авторы⁴ объясняют невозможностью провести точные измерения из-за возникновения интенсивных колебаний нагрузки на тандем вплоть до разрушения конструкции, не обладавшей достаточной прочностью. Кривая 4 на рис. 15, полученная нами с соблюдением достаточных мер обеспечения жесткости тандема, восполняет пробел в результатах⁴ при $d = 0.5$.

Роль проницаемости определяется влиянием различных факторов, в том числе противоположного характера. На рис. 16 дан пример визуализации мгновенных картин течения около тандема со сплошным (а) и проницаемым (б) передним диском. В первом случае наблюдаются вихревые сгустки, свидетельствующие о потере устойчивости и распаде слоя смешения, во втором – слой смешения гладкий и стабильный, что можно объяснить его утолщением за счет перетекания газа через перфорацию переднего диска.

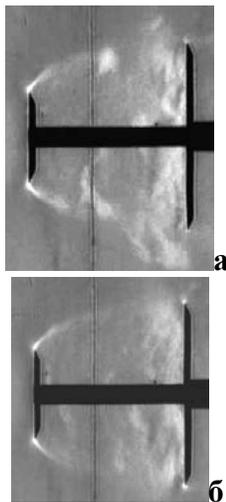


Рис. 16. ;
а– , б–

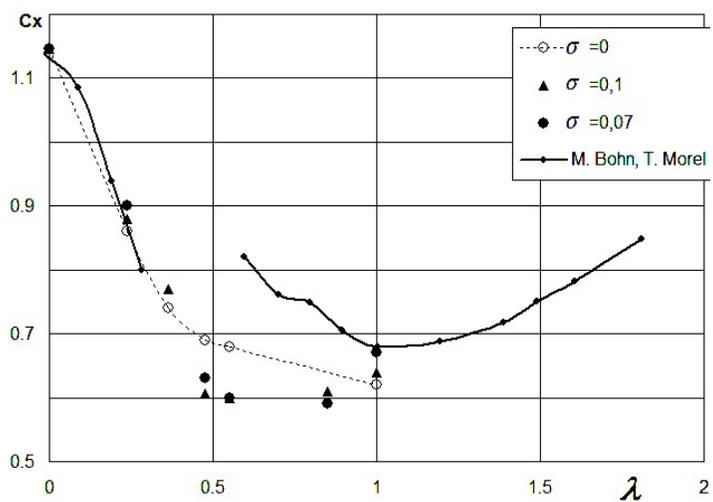


Рис. 17.

Механизм увеличения толщины слоя смешения можно представить следующим образом. Просочившиеся через проницаемый диск массы газа сталкиваются со встречным потоком в тороидальной вихревой структуре отрывной области между дисками и оттесняются из центральной части в периферийную область слоя смешения, тем самым, увеличивая его толщину. Поскольку более толстые сдвиговые слои обладают большей гидродинамической устойчивостью, утолщение слоя смешения приводит к снижению интенсивности обмена импульсом между отрывной областью и внешним потоком. В результате, по сравнению с первоначальным неустойчивым состоянием слоя смешения, окрестность кромки заднего диска дольше находится в контакте с областью пониженного давления, что способствует снижению

общего сопротивления тандема, рис. 17. Если же слой смешения между дисками первоначально устойчив, то остается лишь механизм повышения давления в отрывной области между дисками за счет масс газа, прошедших через перфорацию. Поскольку площадь заднего диска больше площади переднего, повышение давления между дисками за счет проницаемости дает повышение суммарного сопротивления тандема, рис. 18.

При появлении угла атаки внутренняя вихревая зона между дисками деформируется, ориентируясь по направлению набегающего потока. При этом часть заднего диска перестает затеняться передним диском и попадает непосредственно во внешний поток с повышенным скоростным напором, рис. 19, в результате происходит повышение давления на передней стенке заднего диска, что приводит к значительному увеличению сопротивления тандема.

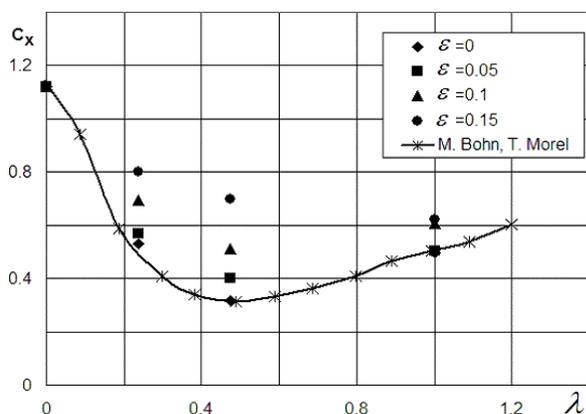


Рис. 18.

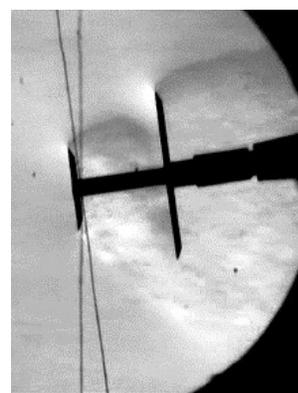


Рис. 19.

В Заключение перечисляются следующие основные результаты диссертации.

1. Разработана методика и создана экспериментальная установка для волновой диагностики газопроницаемых материалов, получены новые экспериментальные данные о параметрах критического и околокритического взаимодействия газовых сред (воздуха и гелия) с проницаемыми мембранами в канале при нормальном взаимодействии:

- для перфорированных экранов со степенью проницаемости в диапазоне 5 – 50% зафиксированы процессы непрерывного изменения перепада давления от нуля до сверхкритических значений, воспроизведена экспериментально одна из основных ветвей адиабаты проницаемой поверхности, определены значения критических чисел Маха для режимов простого и двойного запираания;

- предложен и обоснован обобщенный критерий проницаемости – "критическое число Маха", позволяющий идентифицировать газодинамические свойства материалов с различным строением пористости;
- разработан эффективный способ определять соответствие между виртуальными и эквивалентными материальными проницаемыми объектами путем сравнения по критическому числу Маха запираания; осуществлено тестирование виртуального проницаемого объекта "подструктура" в вычислительной среде универсального вычислительного пакета Gas Dynamics Tool (GDT), определено влияние количества элементарных слоев подструктуры на результирующую проницаемость многослойного виртуального объекта.

2. Дана классификация режимов взаимодействия проницаемых экранов с высокоскоростными газовыми потоками на примере сверхзвукового обтекания плоского проницаемого экрана (диска и двумерной пластины) в диапазоне чисел Маха $M = 2 - 3.5$ при различной степени загромождения течения в донной области:

- экспериментально и численно воспроизведены все возможные (согласно теории обобщенной адиабаты проницаемой поверхности) режимы взаимодействия газового потока с проницаемым экраном;
- впервые в эксперименте обнаружен предсказанный теорией аномальный режим "поглощения" головного скачка уплотнения проницаемым экраном;
- в результате численного моделирования выявлен гистерезисный характер границ существования данного аномального режима.

3. Предложено и обосновано эмпирическое граничное условие для режимов запираания газового потока при наклонном взаимодействии с перфорированным экраном, структура пористости которого обладает направляющим действием:

- реализован расчетно-экспериментальный метод определения граничного условия запираания при наклонном взаимодействии сверхзвукового потока с проницаемой стенкой;
- для перфорации, обладающей полным направляющим действием, впервые установлен качественный вид граничного условия запираания и дана аппроксимационная зависимость (3); в другом предельном случае, при отсутствии направляющего действия, подтверждена справедливость граничного условия типа (2).

4. Экспериментально исследовано дозвуковое обтекание тандемов соосных дисков, осуществлена визуализация картин обтекания, получены систематические экспериментальные данные об аэродинамических характеристиках тандемов при различных режимах взаимодействия, включая режимы, когда аэродинамическое сопротивление двух рядом расположенных тел значительно меньше, чем сопротивление каждого в отдельности:

- восполнены пробелы и неточности в известных экспериментальных данных Бона и Мореля⁴ для случая сплошных дисков с отношением диаметров 1:2 в окрестности минимума коэффициента сопротивления тандема;
- впервые получены экспериментальные данные о влиянии числа Маха набегающего потока, угла атаки и проницаемости переднего диска на общее сопротивление тандема и структуру его обтекания;
- при дозвуковом обтекании сопротивление тандема с проницаемым передним диском может быть как больше, так и меньше сопротивления аналогичного тандема непроницаемых дисков; в последнем случае положительная роль малой проницаемости переднего диска связана с утолщением слоя смешения на границе отрывной области между дисками, что способствует повышению устойчивости слоя смешения и приводит к стабилизации обтекания тандема;
- при сверхзвуковом обтекании увеличение проницаемости переднего диска приводит к увеличению сопротивления тандема;
- в диапазоне чисел Маха от 0 до 0.5 влияние этого параметра на аэродинамические характеристики тандема не существенно.

Основные публикации по теме диссертации

1. Синявин А.А. Волновая диагностика газопроницаемых материалов. В сб.: Труды конференции-конкурса молодых ученых. под редакцией Г.Г. Черного, В.А. Самсонова. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2004. С. 141-147.
2. Синявин А.А. Экспериментальное исследование волновых процессов в канале с газопроницаемой перегородкой. В сб.: Труды конференции-конкурса молодых ученых. под редакцией Г.Г. Черного, В.А. Самсонова. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2004. С. 234-241.
3. Гувернюк С.В., Синявин А.А. Исследование волновых процессов в канале с газопроницаемой перегородкой. // Ломоносовские чтения. Тезисы докладов научной конференции. Секция механики. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2005. С. 84

4. Гувернюк С.В, Сиявин А.А. Сверхзвуковое обтекание проницаемого экрана перед затупленным телом // Модели и методы аэродинамики. Материалы Шестой Международной школы-семинара. – М.: МЦНМО, 2006. С. 32-33
5. Сиявин А.А. Взаимодействие высокоскоростного потока с проницаемым экраном // Современные проблемы аэрогидродинамики: Тезисы докладов XIV школы-семинара под руководством академика Г.Г. Черного. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2006. С. 79-80
6. Сиявин А.А. Применение экспериментального метода волновой диагностики пористых материалов к тестированию виртуальных газопроницаемых объектов // XVII Международная Интернет-конференция молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС-2005). Избранные труды. М.: Изд-во ИМАШ РАН, 2006. С. 146-151
7. Сиявин А.А. Взаимодействие высокоскоростного потока с проницаемым экраном // XVIII Международная Интернет-конференция молодых ученых и студентов по проблемам машиноведения (МИКМУС-2006). Избранные труды. М.: Изд-во ИМАШ РАН, 2007. С. 135-143
8. Сиявин А.А. Экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания системы проницаемый диск-цилиндр // Тезисы докладов научной конференции «Ломоносовские чтения». Секция механики. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2006. С. 133
9. Сиявин А.А. Взаимодействие сверхзвукового потока с проницаемым экраном. В сб.: Труды конференции-конкурса молодых ученых. Под редакцией Г.Г. Черного, В.А. Самсонова. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2007. С. 53–60.
10. Сиявин А.А. Граничное условие запираия на газопроницаемой преграде // Модели и методы аэродинамики. Материалы Восьмой Международной школы-семинара. – М.: МЦНМО, 2008. С. 134
11. Сиявин А.А. О влиянии проницаемости на устойчивость обтекания тандема проницаемого и сплошного дисков // Ломоносовские чтения. Тезисы докладов научной конференции МГУ. Секция механики. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2008. С. 155
12. Сиявин А.А. Экспериментальное исследование дозвукового обтекания тандема проницаемого и сплошного дисков. Вестник Моск. ун-та, Серия 1. Математика, механика № 2, 2009г. С. 49–52.
13. Гувернюк С.В., Сиявин А.А. Об условиях запираия на газопроницаемой поверхности перфорированных тел // Космонавтика и ракетостроение. № 1, 2009г. С. 70–78.
14. Сиявин А.А. О взаимодействии тандема дисков с дозвуковым потоком, экспериментальные исследования // Модели и методы аэродинамики. Материалы Девятой Международной школы-семинара. – М.: МЦНМО, 2009. С. 152–153
15. Сиявин А.А., Гувернюк С.В. Исследование сжимаемых течений газа в присутствии проницаемых твердых тел // Современные проблемы газовой и волновой динамики. Тезисы докладов международной конференции, посвященной памяти академика Халила Ахмедовича Рахматулина в связи со 100-летием со дня его рождения. М.: Изд-во Моск. ун-та, 2009. С. 100