

На правах рукописи



Шмаков Андрей Сергеевич

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВИХРЕВОГО
СЛЕДА ЗА КРЫЛОМ И ЕГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ С
УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ**

Специальность 01.02.05 —
«механика жидкости, газа и плазмы»

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Новосибирск — 2018

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

Научный руководитель:

Шевченко Андрей Михайлович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук.

Официальные оппоненты:

Куйбин Павел Анатольевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе Сибирского отделения Российской академии наук.

Шалаев Владимир Иванович – доктор физико-математических наук, доцент, Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)».

Ведущая организация:

Публичное акционерное общество «Туполев»

Защита состоится 6 апреля 2018 г. в 9³⁰ на заседании диссертационного совета Д 003.035.02 в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук по адресу: 630090, Новосибирск, ул. Институтская 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института теоретической и прикладной механики С.А. Христиановича СО РАН по адресу ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, <http://itam.nsc.ru/ru/thesis/?ID=378628>.

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

Автореферат разослан « ____ » _____ 2018 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета
Д 003.035.02, д.ф.-м.н.



С.А. Гапонов

Общая характеристика работы

Актуальность темы. Исследование вихревых течений при умеренных и высоких сверхзвуковых скоростях является одной из важных задач современной аэродинамики. Вихревые течения при дозвуковых скоростях изучены достаточно хорошо. За многие годы исследований накоплена богатая база экспериментальных данных, наличие которых способствует развитию всевозможных теоретических моделей, описывающих данный класс течений.

В отличие от дозвуковых скоростей, для умеренных сверхзвуковых скоростей существует ограниченное число работ, в которых приводятся количественные экспериментальные данные о вихревых течениях. Как следствие, ограничены возможности численного моделирования. На момент начала исследований, лежащих в основе диссертационной работы, экспериментальных данных о параметрах течения в ядре вихря и его окрестности для чисел Маха более 4 не было опубликовано. А именно эти диапазоны скоростей представляют наибольший интерес в рамках проектирования перспективных летательных аппаратов.

Не менее актуальной является проблема взаимодействия продольного вихря с ударной волной. Интерференция вихря с ударными волнами во многих случаях приводит к разрушению вихря, что может привести к снижению несущих свойств аэродинамических поверхностей, кризисным режимам работы двигателя и резкому изменению теплообмена. Наряду с отрицательными свойствами этого явления, оно может быть использовано как один из способов улучшения смешения в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя. Развитие методов численного моделирования процессов взаимодействия вихрей с ударными волнами при сверх- и гиперзвуковых скоростях напрямую связано с получением количественных экспериментальных данных в этом диапазоне скоростей.

Все, сказанное выше, позволяет сформулировать **цели работы:**

- экспериментально исследовать характеристики вихревого следа за крылом при числе Маха 6;
- экспериментально исследовать взаимодействие вихревого следа за крылом с ударной волной, формирующейся на входе в модельный воздухозаборник, при числе Маха 6;
- экспериментально исследовать взаимодействие вихревого следа за крылом с ударной волной, формирующейся перед цилиндром с плоским торцом при числах Маха от 2 до 4;
- экспериментально исследовать взаимодействие вихревого следа за крылом с ударной волной, формирующейся перед цилиндром с плоским торцом при числе Маха 6.

На защиту выносятся следующие научные положения диссертационной работы:

- результаты экспериментального исследования вихревого течения в следе за крылом при числе Маха 6;
- результаты экспериментального исследования нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной, формирующейся на входе в модельный воздухозаборник, при числе Маха 6;
- результаты экспериментального исследования нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной перед цилиндром с плоским торцом при числах Маха от 2 до 4;
- результаты экспериментального исследования нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной перед цилиндром с плоским торцом при числе Маха 6.

Научная новизна результатов, представленных в диссертационной работе состоит в следующем:

- впервые экспериментально получены количественные характеристики параметров течения в следе за крылом при числе Маха 6. Выявлены особенности в распределениях полного давления и температуры торможения в вихревом следе за крылом и в ядре продольного вихря, определены его размеры и положение;
- экспериментально изучены структура течения и характеристики нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной на входе в модельный воздухозаборник. Показано, что вихревой след за крылом является инициатором автоколебательного процесса, характеристики которого слабо зависят от угла атаки и, следовательно, от интенсивности вихря;
- зафиксированы различные режимы взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной, формирующейся перед цилиндром с плоским торцом. Впервые обнаружены пульсирующий и автоколебательный режимы. Выявлены условия смены режимов, влияние числа Маха, угла атаки крыла и расстояния между генераторами вихря и ударной волны на характеристики процесса взаимодействия.

Научная и практическая значимость диссертационной работы заключается в следующем:

- полученные количественные данные о параметрах течения в вихревом следе за крылом дополняют базу экспериментальных знаний о сверхзвуковых вихревых течениях и могут использоваться для предсказания особенностей в распределении параметров потока для данного класса течений при больших сверхзвуковых скоростях и валидации разрабатываемых методов численного моделирования;
- полученные данные о процессе взаимодействия вихревого следа за крылом с ударными волнами дополняют базу знаний об интерференционных течениях и могут использоваться для валидации методов численного моде-

лирования. Также эти результаты могут быть полезны при разработке перспективных летательных аппаратов, в частности, для предсказания потенциально опасных компоновок его элементов;

- практически показана актуальность применения в ходе одного эксперимента комплекса методов, позволяющих получать синхронизованные данные о структуре течения и количественных характеристиках процесса взаимодействия как осредненных, так и пульсационных.

Достоверность результатов обеспечена использованием в работе систем автоматизированного сбора данных, высокоточной измерительной и калибровочной аппаратуры, повторяемостью экспериментальных данных. Надежность полученных результатов обусловлена совместным использованием в ходе исследования комплекса экспериментальных методов, позволяющих изучить как структуру течения так и получить количественные данные. Достоверность результатов подтверждается сравнением данных, полученных различными экспериментальными методами, сравнением с результатами других авторов, проведенным анализом погрешностей. Данные, представленные в разных разделах диссертационной работы, дополняют друг друга и дают целостную картину изучаемого явления. Важным свидетельством достоверности является представление результатов диссертации на тематических научных конференциях, а также публикации в рецензируемых научных журналах.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались на семинаре «Механика вязкой жидкости и турбулентность» ИТПМ СО РАН, на семинаре «Теоретическая и прикладная механика» ИТПМ СО РАН, а также были неоднократно представлены на российских и международных конференциях, в том числе: на Международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR) (Новосибирск, 2007, 2008, 2010, 2014; Казань, 2012; Пермь, 2016), на Европейской конференции по аэронавтике и космическим наукам (EUCASS) (Брюссель, 2007; Мюнхен, 2013), на Международном семинаре по струйным отрывным и нестационарным течениям (Новосибирск, 2007; Санкт-Петербург, 2010), на международной конференции, посвященной высокоскоростным течениям (WEHSFF) (Москва, 2007), на молодежной конференции «Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей» (Новосибирск, 2008, 2010), на Международном симпозиуме по ударным волнам (ISSV) (Санкт-Петербург, 2009; Манчестер, 2011), на Международном симпозиуме по визуализации течений (ISFV) (Даегу, 2011; Минск, 2012), на Тихоокеанском симпозиуме по визуализации течений и обработке изображений (PSFVIP) (Москва, 2011), на научно-технической конференции по аэродинамике (п. Володарского, 2011), на международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс: Физика» (Новосибирск, 2011), на Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ) (Алушта, 2012), на всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск, 2012; Новосибирск-Шерегеш, 2017), на Международном

конгрессе по теоретической и прикладной механике (ICTAM) (Пекин, 2012), на школе-семинаре СибНИА «Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов» (Седова Заимка, 2012), на всероссийской конференции с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды» (Новосибирск, 2017).

Личный вклад автора заключается в совместном с научным руководителем планировании, подготовке и проведении экспериментальных исследований, обработке и анализе полученных экспериментальных данных, обсуждении результатов, подготовке публикаций. Все работы, опубликованные по теме диссертации и представленные на специализированных тематических конференциях, подготовлены и доложены либо самим диссертантом, либо при активном его участии. Результаты совместных работ представлены в диссертационной работе с согласия соавторов.

Публикации. Основные результаты диссертационной работы представлены в 27 печатных работах, 2 из которых находятся в списке ВАК РФ.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав, заключения и двух приложений. Полный объем диссертации составляет 148 страниц текста с 137 рисунками и 4 таблицами. Список литературы содержит 124 наименования.

Краткое содержание работы

Во **введении** приведен краткий обзор предшествующих работ по теме диссертации, раскрыта актуальность работы, обозначены ее научная новизна и практическая значимость, сформулированы цели, а также приведены основные положения, выносимые на защиту, и краткое содержание диссертационной работы.

В **первой главе** описываются методика и результаты экспериментального исследования вихревого течения в следе за прямым полукрылом при числе Маха 6.

В **п. 1.1** описана методика экспериментального исследования. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 6 \pm 0,05$, полном давлении в форкамере $P_{0Ф} = 1,6 \pm 0,002$ МПа и полной температуре $T_{0Ф} = (280...390) \pm 3$ К. Этим условиям соответствуют единичные числа Рейнольдса $Re_1 \approx (21...37) \cdot 10^6$ 1/м. Для создания вихревого следа использовались две модели: прямоугольное полукрыло с хордой 40 мм и трапециевидное полукрыло с корневой хордой 40 мм и концевой хордой 20 мм. Модель крыла крепилась в механизм поворота крыла, позволяющий менять угол его атаки α в процессе эксперимента. Экспериментальные данные получены для углов атаки в диапазоне $\alpha = -2...20^\circ$. Комплекс методов экспериментального исследования включал в себя визуализацию течения шпирен-методом и методом лазерного ножа, измерение распределений давления Пито и температуры торможения, для регистрации которых использова-

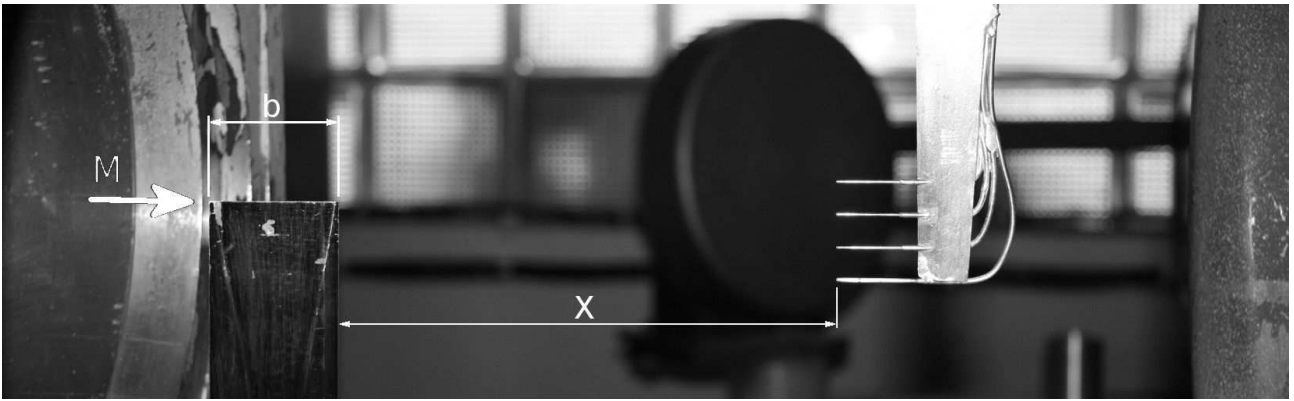


Рис. 1. Схема эксперимента по зондированию вихревого течения в следе за прямым полукрылом в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН

лась гребенка из трех зондов Пито и одного зонда температуры торможения (рис. 1).

В п. 1.2 описана методика определения размеров вихревого ядра по результатам визуализации течения методом лазерного ножа. Размер вихревого ядра определяется по максимумам градиента профиля интенсивности, проходящего через центр вихревого ядра. Написана программа, позволяющая в пакетном режиме обрабатывать серии изображений и на выходе выдавать данные о размерах вихревого ядра в направлении осей Y и Z .

В п. 1.3 представлены результаты визуализации течения и результаты обработки изображений, полученных методом лазерного ножа, а также результаты измерения профилей давления Пито (рис. 2а) и температуры торможения (рис. 2б). Впервые для гиперзвуковых скоростей определены размеры и положение вихревого ядра и получены подробные данные о распределении давления Пито и температуры торможения в ядре вихря и его окрестности. Анализ экспериментальных данных показал, что непосредственно за крылом ($X/b = 0,125$) формируется единый вихревой след, характеризующийся силь-

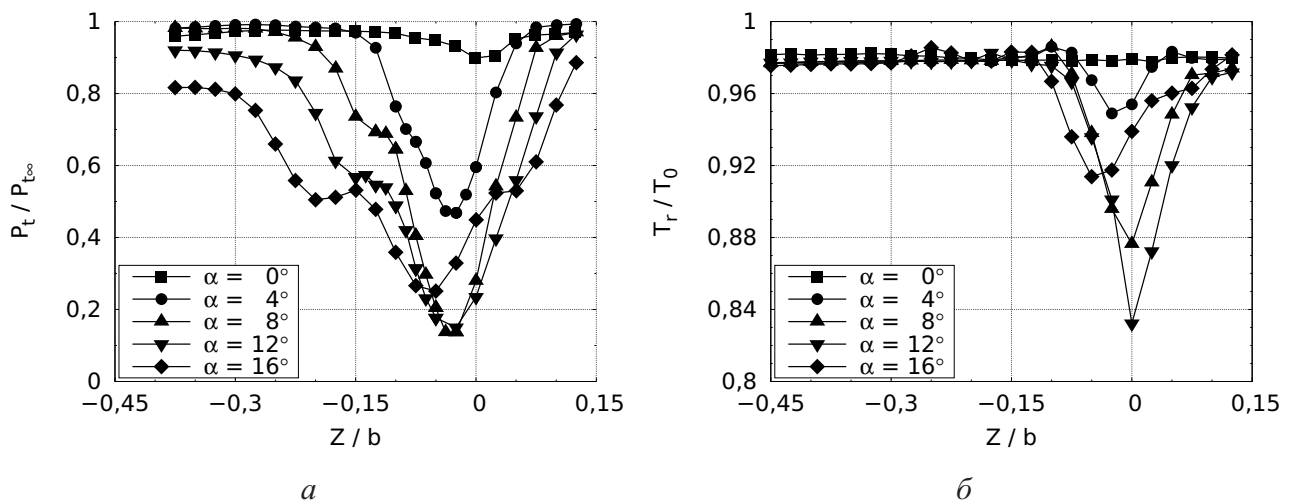


Рис. 2. Параметры течения в вихревом следе за крылом при $X/b = 3,375$

a – давление Пито; b – температура торможения

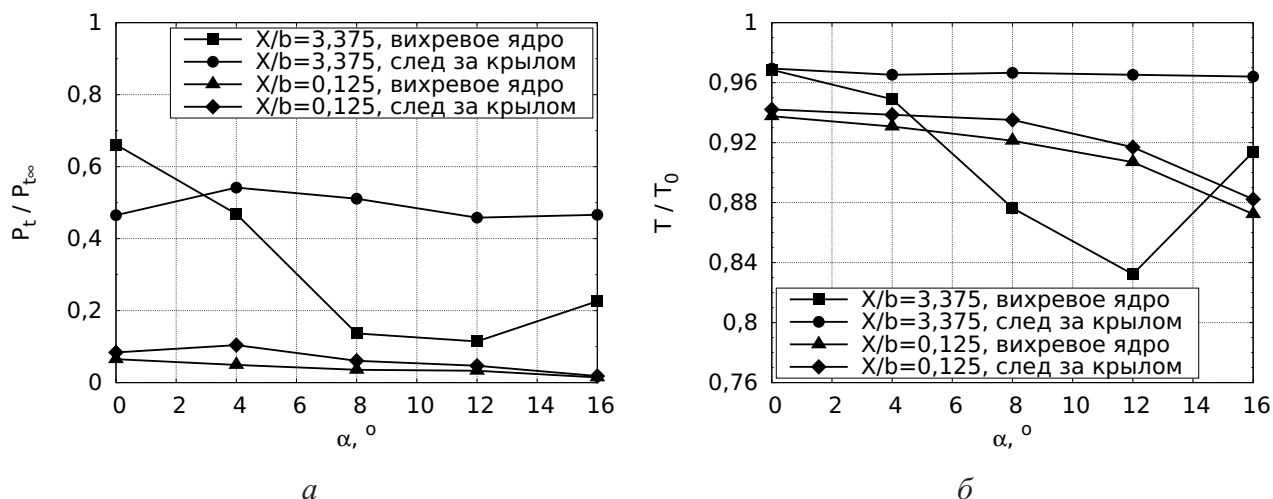


Рис. 3. Зависимость минимальных значений давления Пито (*а*) и температуры торможения (*б*) в вихревом ядре и следе за крылом от угла атаки крыла

ным падением давления Пито и температуры торможения. Давление Пито падает в 20 раз по сравнению с давлением в набегающем потоке (рис. 3*а*), а температура торможения – на 10% (рис. 3*б*). Параметры течения при этом практически не меняются вдоль размаха крыла.

По мере удаления вниз по потоку формируется вихревая пелена, которая сворачивается в вихревое ядро. Для удаления $X/b = 3,375$ падение давления Пито и температуры торможения в ядре вихря существенно больше, чем в остальной части следа (см. рис. 3*а* и 3*б*). Это свидетельствует о более медленной диссипации вихревого ядра. С ростом угла атаки дефицит давления Пито и температуры торможения усиливается. При этом минимальные значения давления Пито и температуры торможения вне ядра вихря слабо зависят от угла атаки. При углах атаки крыла $\alpha \geq 16^\circ$ происходит разрушение вихревого ядра, которое сопровождается ростом давления Пито и температуры торможения.

В п. 1.4 представлено сравнение полученных экспериментальных данных с результатами численного моделирования, выполненного в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН. Зафиксировано хорошее качественное соответствие результатов численного моделирования результатам эксперимента. Однако отмечена более медленная диссипация вихревого ядра в расчетах.

Во второй главе представлены методика и результаты экспериментального исследования взаимодействия вихревого течения в следе за прямым полукрылом и телом вращения с ударной волной на входе в модельный воздухозаборник при числе Маха 6.

В п. 2.1 описана методика экспериментального исследования. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 6 \pm 0,05$, полном давлении в форкамере $P_{0Ф} = 1,6 \pm 0,002$ МПа и полной температуре $T_{0Ф} = 390 \pm 3$ К. Этим условиям соответствует единичное число Рейнольдса $Re_1 \approx 21 \cdot 10^6$ 1/м. Исследовался аэродинамический

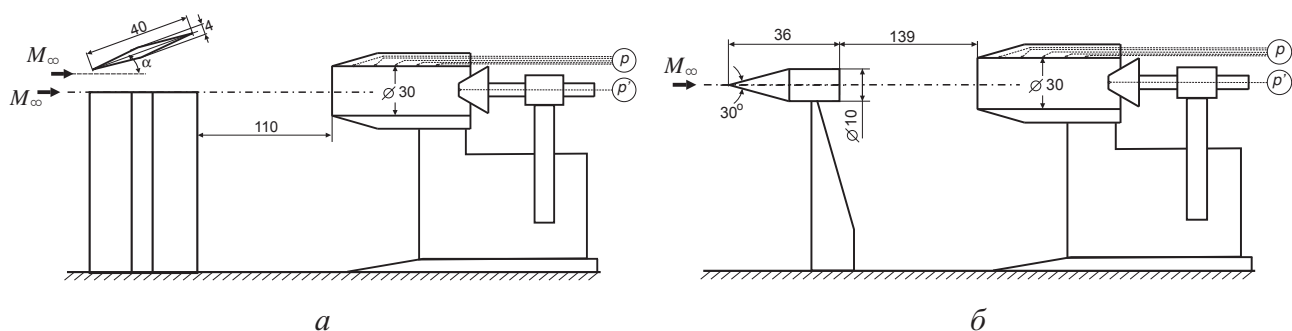


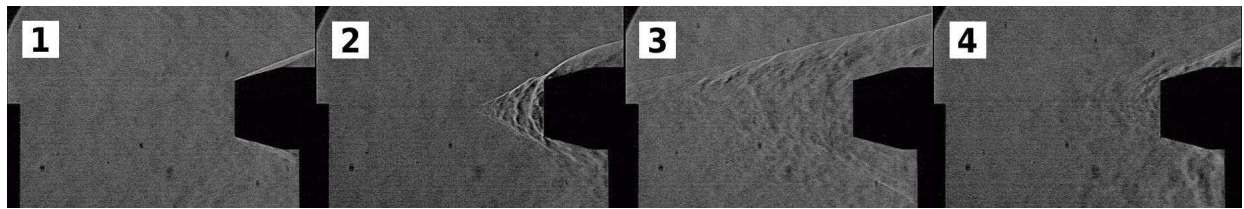
Рис. 4. Схема эксперимента по исследованию процессов взаимодействия следа за крылом (а) и следа за телом вращения (б) с ударной волной на входе в модельный воздухозаборник

след, формируемый при обтекании прямоугольного полукрыла с хордой 40 мм (рис. 4а), установленного под углами атаки $\alpha = 0$ и 10° , и тела вращения (ТВ) «конус-цилиндр» (рис. 4б) и его взаимодействие с ударной волной (УВ) на входе в модельный воздухозаборник (ВЗ), который представлял собой цилиндрический канал с острой передней кромкой диаметром 30 мм и длиной 70 мм. Прямой скачок формировался перед воздухозаборником посредством регулируемого дросселя в виде подвижного усеченного конуса. Выполнены визуализация течения шпирен-методом, измерения распределения давления вдоль образующей канала воздухозаборника и пульсаций давления на торце дросселя.

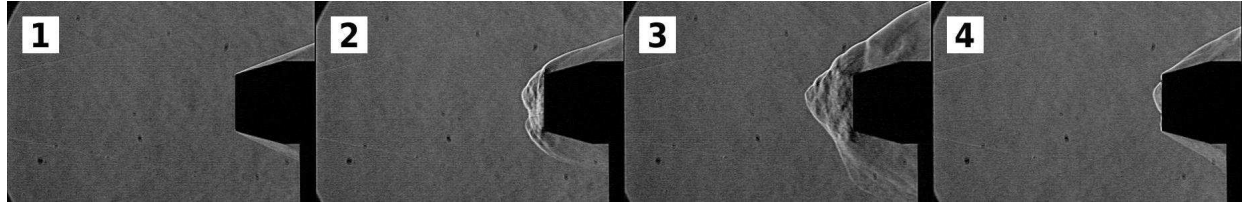
В п. 2.2 приведены результаты измерения распределения давления Пито в следе за крылом при углах атаки $\alpha = 0$ и 10° и в следе за телом вращения. Показано, что течение в следе за крылом и телом вращения сопровождается падением давления Пито. Полученные результаты являются исходными данными для исследования взаимодействия следа за крылом и телом вращения с ударной волной, формирующейся на входе в модельный воздухозаборник.

В п. 2.3 представлены данные для воздухозаборника в невозмущенном потоке. Получено, что давление в канале ВЗ близко к давлению Пито в невозмущенном потоке, а уровень пульсаций на торце дросселя не превышает 1–2%. Спектральный анализ пульсаций давления выявил наличие дискретных составляющих. Пульсации с максимальной мощностью зарегистрированы на частоте, соответствующей частоте четвертьволнового резонанса.

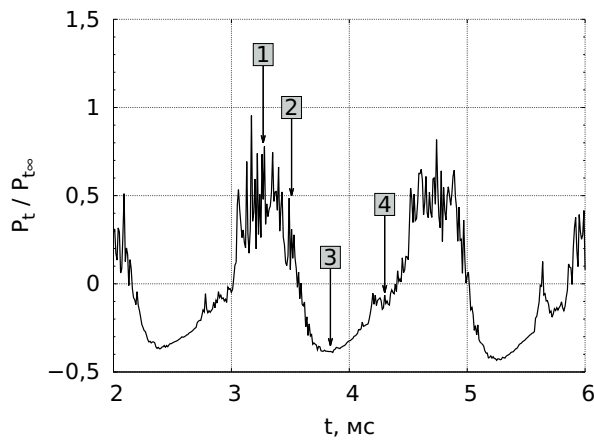
В п. 2.4 представлены результаты для взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной на входе в ВЗ. Анализ результатов совместного измерения пульсаций давления и визуализации течения показал, что след за крылом формирует начальное возмущение в потоке и является инициатором автоколебательного процесса, характеризующегося высоким уровнем пульсаций давления и распространением зоны взаимодействия вверх по потоку вплоть до генератора вихря. Выявлены четыре характерные фазы автоколебательного процесса (рис. 5а и 5в). Первая фаза соответствует движению волны сжатия внутри канала воздухозаборника от дросселя вверх по потоку. Ее начало характеризуется максимальным уровнем давления на торце дросселя 1,



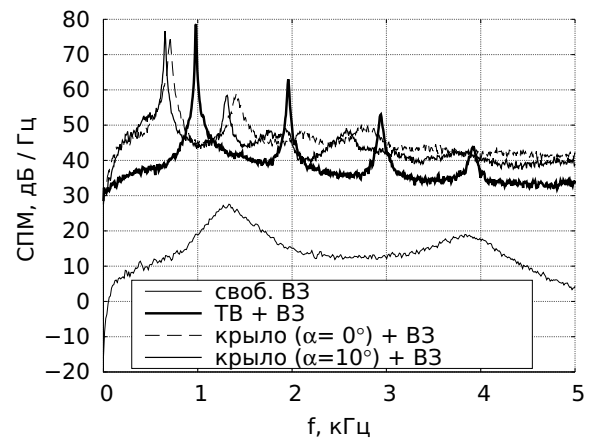
a



б



в



г

Рис. 5. Взаимодействие следа за крылом и телом вращения с УВ на входе в ВЗ
a – крыло + ВЗ; *б* – ТВ + ВЗ; *в* – характерные пульсации давления на торце дросселя ВЗ;
г – распределения спектральной плотности мощности пульсаций давления

которое на два порядка превышает давление Пито в невозмущенном потоке. Вторая фаза характеризуется движением ударной волны вверх по потоку от передней кромки ВЗ к задней кромке крыла 2. За фронтом ударной волны наблюдается зона интенсивного вихревого движения. Эта фаза сопровождается падением давления на торце дросселя. Когда ударная волна достигает крыла, фиксируется минимум давления 3. Затем происходит разрушение фронта ударной волны и снос завихренного течения вниз по потоку 4. При этом повышается давление на торце дросселя. Существование автоколебательного режима подтверждается наличием дискретных составляющих в распределениях спектральной плотности мощности (СПМ) пульсаций давления (рис. 5г).

В п. 2.5 показано, что след за телом вращения, также как и вихревой след за крылом, инициирует автоколебательный процесс, наличие которого подтверждается регистрацией дискретных составляющих в пульсациях давления на торце дросселя ВЗ (см. рис. 5г). Зафиксированы характерные фазы

процесса взаимодействия (рис. 5б и 5в), схожие с процессом взаимодействия, описанном в п. 2.4.

В п. 2.6 выполнено сравнение характеристик автоколебательных процессов взаимодействия вихревого следа за крылом и телом вращения с ударной волной на входе в ВЗ. Данные, полученные для процесса взаимодействия следа за крылом с ударной волной на входе в ВЗ при углах атаки $\alpha = 0$ и 10° , дополнены данными для других углов атаки, полученными в ИТПМ ранее. Получено, что, в отличие от процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с ударной волной на входе в ВЗ, взаимодействие следа за телом вращения с ударной волной на входе в ВЗ характеризуется меньшим продольным размером зоны взаимодействия, которая не достигает генератора следа, несколько меньшим уровнем пульсаций давления (рис. 6), большими значениями числа Струхалия (рис. 7) и несколько большим уровнем давления в канале модельного воздухозаборника (рис. 8). Показано, что наблюдаемый автоколебательный процесс вызван не особенностями взаимодействия вихревого следа с ударной волной, а неоднородностью полей продольного числа Маха и давления на входе в воздухозаборник.

В третьей главе описаны методика и результаты экспериментального исследования взаимодействия вихревого течения в следе за прямым полукрылом с головной ударной волной, формирующейся перед цилиндром с плоским торцом при числах Маха 2–4.

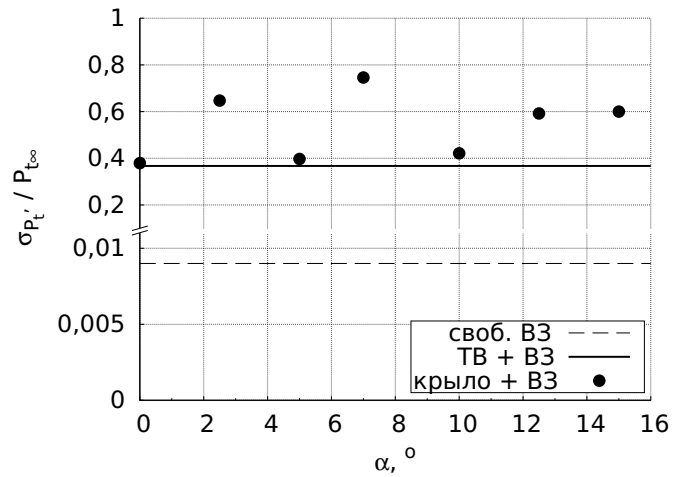


Рис. 6. Среднеквадратичные пульсации давления на торце дросселя ВЗ

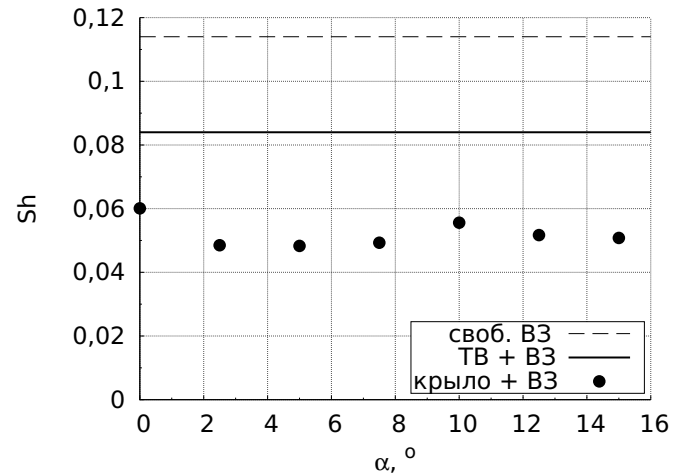


Рис. 7. Числа Струхалия, вычисленные по частоте первой гармоники и длине канала ВЗ

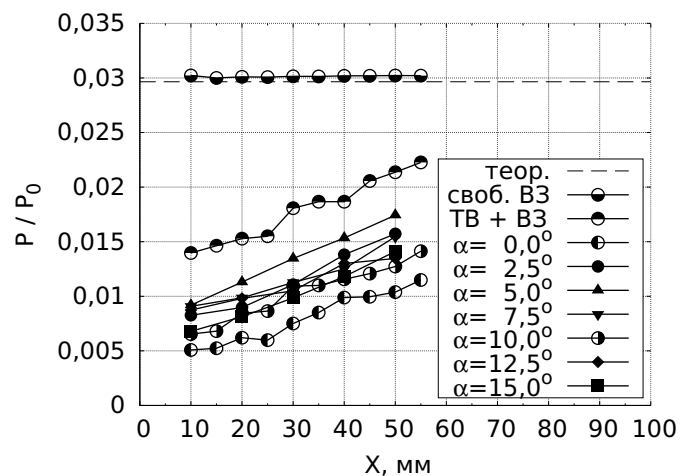


Рис. 8. Распределения среднего давления вдоль образующей канала ВЗ

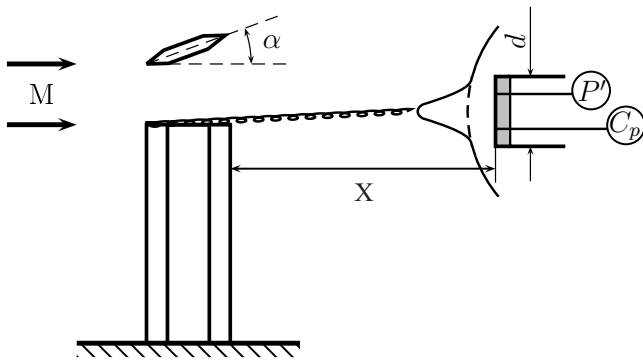


Рис. 9. Схема эксперимента при исследовании взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной перед цилиндром с плоским торцом при числах Маха $M = 2, 3, 4$

цилиндра диаметром $d = 50$ и 100 мм. Эксперименты выполнены при углах атаки крыла $\alpha = 0 \dots 10^\circ$ и относительных удалениях $X/d = 1,98 \dots 7,14$. Получены подробные данные о распределении давления и его пульсациях на торце генератора головной ударной волны. Выполнена визуализация течения.

В п. 3.2 описана методика, используемая для обработки результатов высокоскоростной визуализации течения с целью получения количественной информации о размерах зоны взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной. В основе методики лежит поиск на изображениях градиентов равной интенсивности. Разработана программа, позволяющая обрабатывать серии изображений в автоматическом режиме и на выходе получать данные о размерах зоны взаимодействия.

В п. 3.3 представлены результаты визуализации течения и ее обработки при взаимодействии вихревого следа за крылом с головной ударной волной перед цилиндром с плоским торцом. Обнаружены режимы с пульсирующей (рис. 10а) и конической (рис. 10б) зонами взаимодействия. Переход от первого режима ко второму осуществляется при угле атаки крыла около 5 градусов. Выполнено измерение углов наклона конической ударной волны и сравнение с результатами, полученными другими исследователями. Показано хорошее соответствие данных как результатам других экспериментальных исследований, так и расчетным работам.

В п. 3.4 представлены результаты измерения давления и его пульсаций на торце генератора головной ударной волны (рис. 11а и 11б). Данные о давлении

В п. 3.1 описана методика экспериментального исследования. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-313 ИТПМ СО РАН. Схема эксперимента приведена на рис. 9. Полные давление $P_{0Ф}$ и температура $T_{0Ф}$ в форкамере, а также единичные числа Рейнольдса Re_1 для каждого режима приведены в табл. 1. В качестве генератора вихревого следа использовалось прямоугольное полукрыло с хордой $b = 80$ мм. В качестве генератора головной ударной волны использовались две модели

Таблица 1. Условия эксперимента в АДТ Т-313

M	$P_{0Ф}$, МПа	$T_{0Ф}$, К	$Re_1, 10^6$ 1/м
$2,03 \pm 0,02$	$0,20 \pm 0,002$	285 ± 5	26
$3,04 \pm 0,02$	$0,42 \pm 0,002$		35
$4,05 \pm 0,02$	$1,04 \pm 0,002$		53

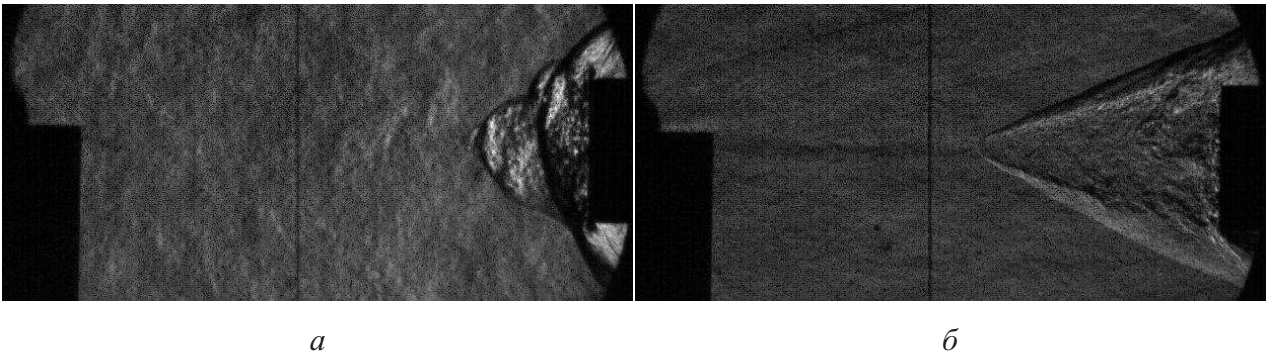


Рис. 10. Режимы взаимодействия вихревого следа за крылом с головной УВ
а – с пульсирующей зоной взаимодействия ($M = 4, X/d = 3,5, \alpha = 2,5^\circ$);
б – с конической зоной взаимодействия ($M = 4, X/d = 3,5, \alpha = 5^\circ$)

нии в центре генератора головной ударной волны (см. рис. 11*а*), полученные в настоящей работе (темные маркеры), дополнены данными, полученными в ИТПМ ранее (светлые маркеры). Показано, что для режима с пульсирующей зоной взаимодействия рост угла атаки крыла приводит к уменьшению давления и его пульсаций на торце цилиндра. Для режима с конической ударной волной давление и уровень среднеквадратичных пульсаций на торце цилиндра практически не зависят от угла атаки крыла.

Отмечено, что режим обтекания зависит от величины дефицита давления в вихревом ядре, что полностью объясняет возникновение пульсирующего режима при малых углах атаки крыла и конического – при больших.

В четвертой главе приведены методика и результаты экспериментального исследования взаимодействия вихревого течения в следе за прямым полукрылом с головной ударной волной, формирующейся перед цилиндром с плоским торцом при числе Маха 6.

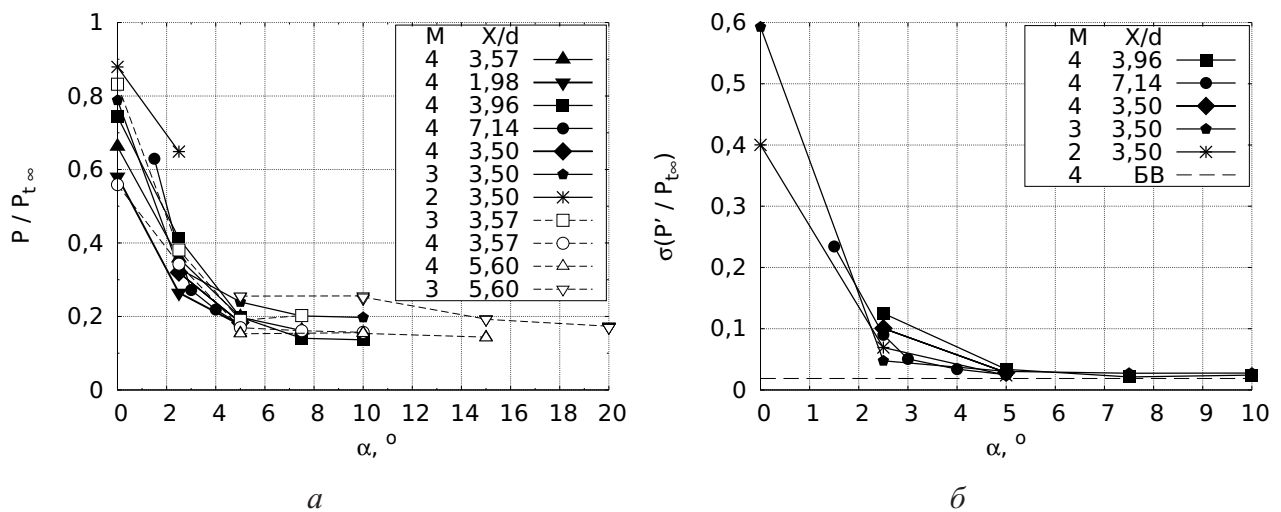


Рис. 11. Давления в центре (*а*) и его среднеквадратичные пульсации (*б*) на торце генератора головной ударной волны

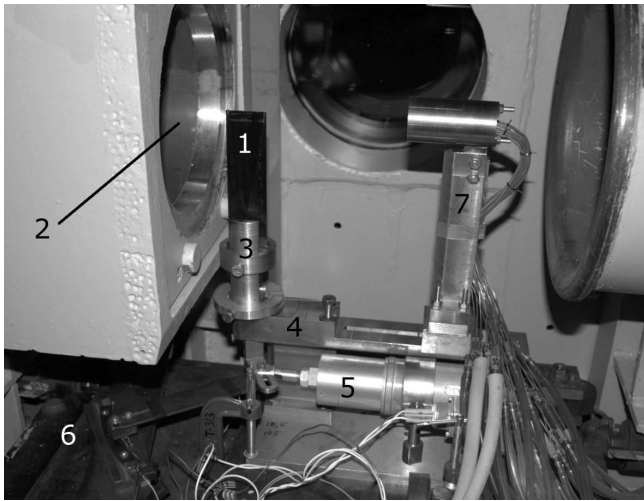
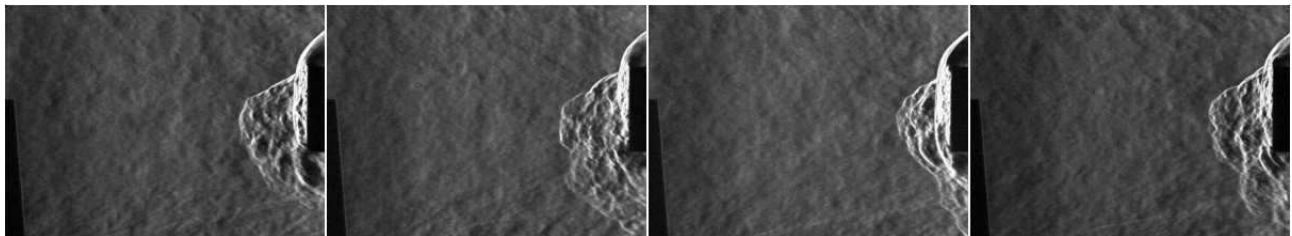


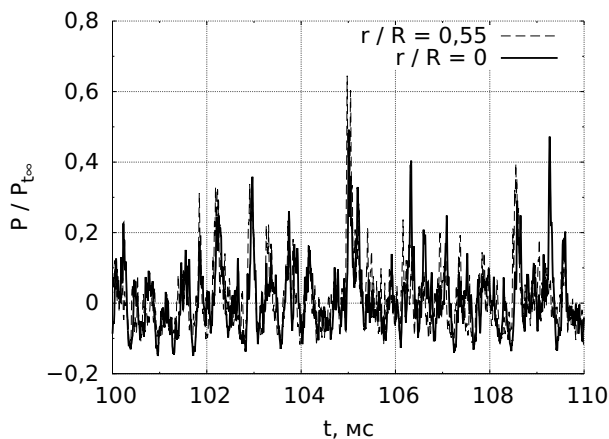
Рис. 12. Компонновка эксперимента
 1 – генератор вихря; 2 – сопло; 3 – стойка;
 4 – основание; 5 – механизм МП-100МВ;
 6 – реохорд; 7 – генератор головной УВ

В п. 4.1 описана методика экспериментального исследования. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 6 \pm 0,05$, полном давлении в форкамере $P_{0Ф} = 16 \pm 0,002$ МПа и полной температуре $T_{0Ф} = 390 \pm 3$ К. Этим условиям соответствует единичное число Рейнольдса $Re_1 \approx 21 \cdot 10^6$ 1/м. В качестве генератора вихревого следа использовались две модели крыла с концевыми хордами 20 и 40 мм (рис. 12). В качестве генератора головной ударной волны использовалась модель цилиндра диаметром $d = 42$ мм. Эксперименты

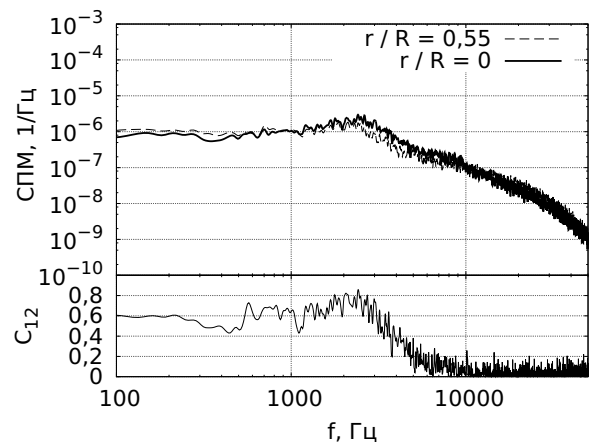
выполнены при углах атаки крыла $\alpha = 0 \dots 20^\circ$ и относительных удалениях $X/d = 2,86$ и $3,69$. Получены подробные данные о распределении давления и его пульсациях на торце генератора головной ударной волны. Выполнена высокоскоростная визуализация течения.



а

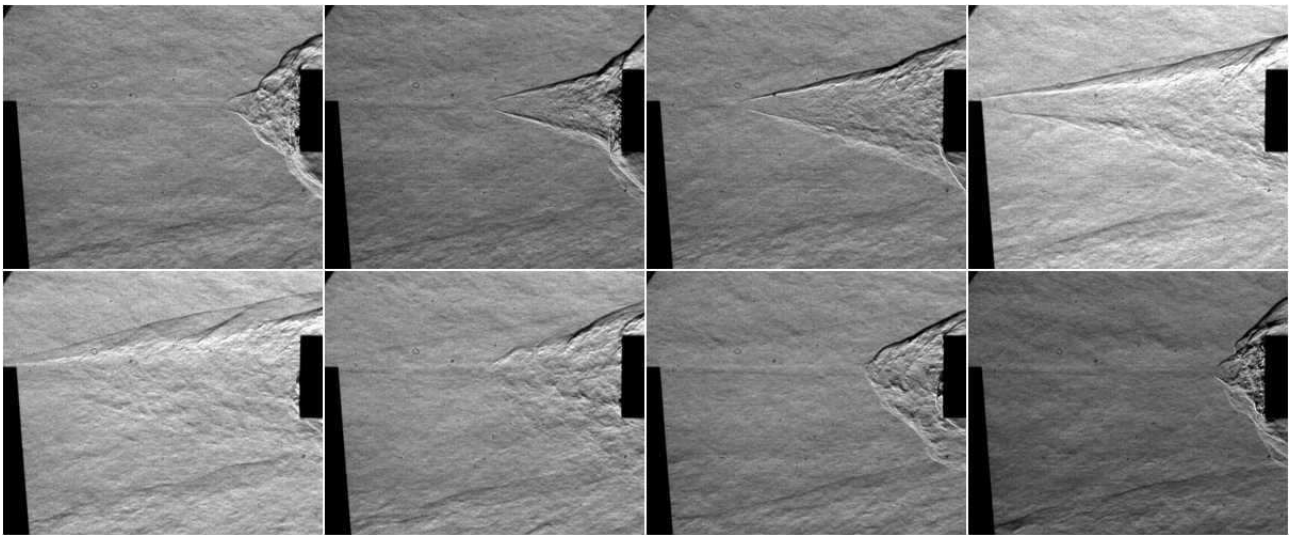


б

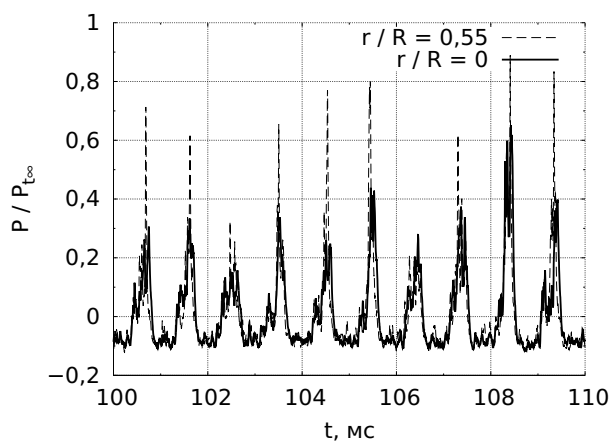


в

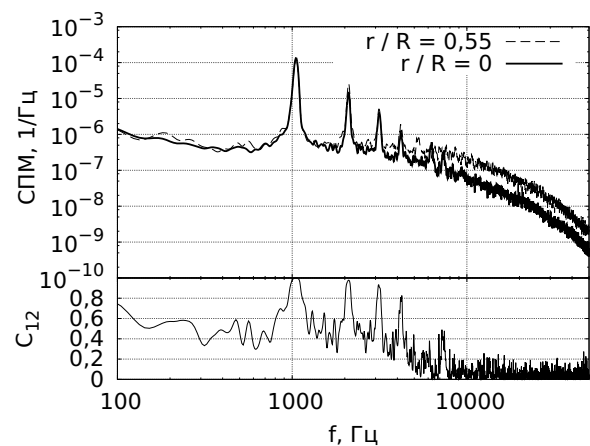
Рис. 13. Пульсирующий режим взаимодействия ($b = 20$ мм, $\alpha = 2^\circ$, $X/d = 3,69$)
 а – результат визуализации течения; б – пульсации давления; в – распределения спектральной плотности мощности и функция когерентности C_{12}



a



б



в

Рис. 14. Автоколебательный режим взаимодействия ($b = 20$ мм, $\alpha = 10^\circ$, $X/d = 3,69$)
a – результат визуализации течения; *б* – пульсации давления; *в* – распределения спектральной плотности мощности и функция когерентности C_{12}

В п. 4.2 представлены результаты визуализации течения и измерений пульсаций давления на торце генератора головной ударной волны.

В п. 4.2.1 рассмотрено влияние угла атаки крыла на характеристики процесса взаимодействия при удалении генератора головной ударной волны от задней кромки крыла $X/d = 3,69$. При малых углах атаки крыла ($\alpha \leq 6^\circ$) реализуется режим с пульсирующей зоной взаимодействия. Этот режим характеризуется постоянной перестройкой течения и изменением формы зоны взаимодействия (рис. 13). При этом давление и уровень его пульсаций на торце цилиндра падают с увеличением угла атаки крыла. При углах атаки крыла $\alpha = 8...16^\circ$ зафиксирован автоколебательный режим с повышенным уровнем пульсаций давления (рис. 14). Автоколебания вызваны уменьшением давления в центре вихревого ядра по мере приближения к генератору вихря. При $\alpha > 16^\circ$ автоколебания исчезают и восстанавливается пульсирующий режим

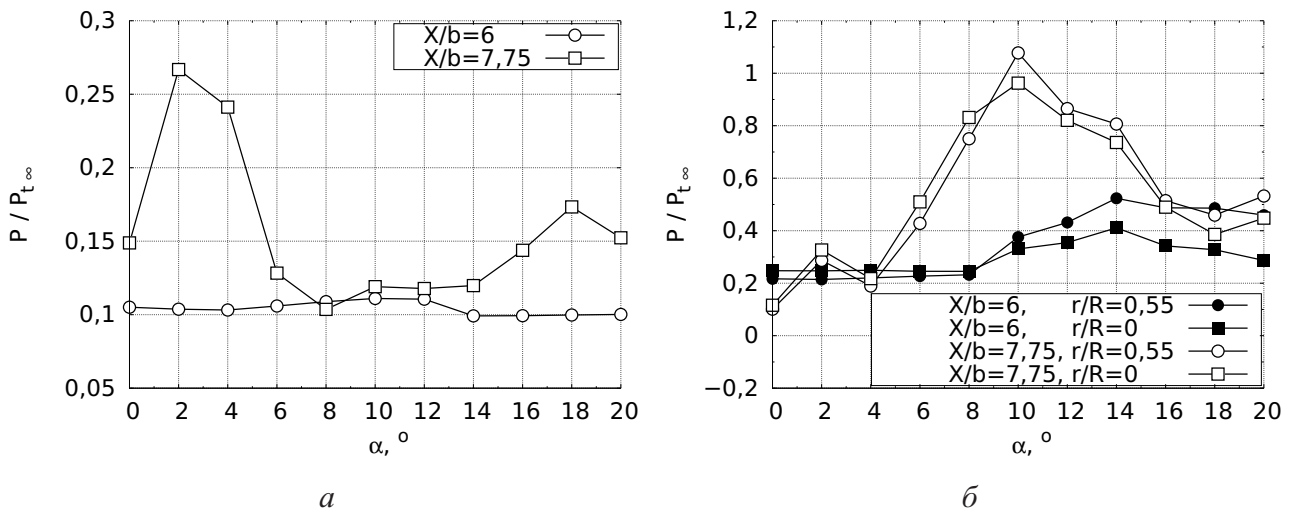


Рис. 15. Давление в центре (а) и его пульсации (б) на торце генератора головной УВ

взаимодействия (см. рис. 13), причиной возврата к которому является разрушение вихря.

В п. 4.2.2 представлены результаты для меньшего удаления генератора головной ударной волны от задней кромки генератора вихревого следа ($X/d = 2,86$). В диапазоне углов атаки $\alpha = 10...20^\circ$ были зафиксированы автоколебания, которые не исчезают при больших углах атаки крыла и характеризуются меньшим уровнем пульсаций давления.

В п. 4.3 представлены результаты измерения распределения давления и его пульсаций на торце генератора головной ударной волны. Анализ влияния угла атаки крыла показал, что при пульсирующем режиме взаимодействия при малых углах атаки ($\alpha = 2$ и 4°) давление в центре генератора головной ударной волны максимально (рис. 15а). При увеличении угла атаки и возникновении автоколебаний ($\alpha = 8...14^\circ$), давление уменьшается, затем при обратном переходе к пульсирующему режиму с дальнейшим ростом угла атаки ($\alpha = 16...20^\circ$) давление вновь возрастает, однако не достигает тех величин, которые были зафиксированы при малых углах атаки. Этот результат согласуется с фактом уменьшения давления с ростом угла наклона конической ударной волны. Уровень пульсаций давления при автоколебательном режиме значительно выше, чем при пульсирующем (рис. 15б).

В заключении сформулированы основные выводы диссертационной работы.

В аэродинамических трубах Т-313 и Т-326 ИТПМ СО РАН при числах Маха $M = 2, 3, 4$ и 6 выполнены исследования течения в следе за прямым крылом и его взаимодействия с ударными волнами, формирующимися перед затупленным телом и на входе в модельных воздухозаборник.

1. При $M = 6$ впервые получены характеристики вихревого следа за крылом. Показано, что течение в следе за прямым полукрылом с острыми кромками характеризуется сильным падением давления Пито и температуры торможения. При углах атаки крыла $\alpha \geq 16^\circ$ выявлено разрушение вихревого

ядра, которое сопровождается ростом давления Пито и температуры торможения.

2. При $M = 6$ определены характеристики и фазы нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной на входе в модельный воздухозаборник. Показано, что вихревой след за крылом является инициатором автоколебательного процесса, характеристики которого слабо зависят от угла атаки и, следовательно, от интенсивности вихря. Получено, что след за телом вращения, также как и вихревой след за крылом, инициирует автоколебательный процесс с конечной зоной взаимодействия и меньшим уровнем пульсаций давления.

3. При $M = 2...4$ определены основные режимы и количественные характеристики нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной. Выявлены особенности и условия реализации двух режимов взаимодействия:

- пульсирующего, характеризующегося хаотичным изменением структуры, формы и размера зоны взаимодействия, падением давления и уровня его пульсаций на торце цилиндра с увеличением угла атаки;
- конического, с сохранением формы и структуры зоны взаимодействия при слабой зависимости давления и его пульсаций от угла атаки.

4. При $M = 6$ впервые получены количественные характеристики и определены режимы нестационарного процесса взаимодействия вихревого следа за крылом с головной ударной волной. Зафиксированы режимы с открытой и замкнутой зонами взаимодействия, смена которых определяется относительным удалением цилиндра от крыла.

Показано, что в случае замкнутой зоны взаимодействия:

- при малых углах атаки реализуется пульсирующий режим, как и при $M = 2...4$, который объясняется малой интенсивностью вихря;
- при углах атаки $\alpha = 8...16^\circ$ возникают автоколебания с повышенным уровнем пульсаций давления, появление которых объясняется уменьшением давления в центре вихревого ядра по мере приближения к генератору вихря;
- при $\alpha > 16^\circ$ происходит обратная перестройка течения к пульсирующему режиму, которая объясняется разрушением вихревого ядра.

Получено, что в случае открытой зоны взаимодействия при $\alpha > 10^\circ$ возникают автоколебания, которые существуют и при углах атаки крыла, для которых было зафиксировано разрушение вихревого ядра.

В **приложении А** представлены результаты обработки серий изображений, полученных при высокоскоростной визуализации течения, для режимов с образованием зоны взаимодействия конечных размеров.

В **приложении Б** приведен список публикаций автора по теме диссертационной работы.

Публикации автора по теме диссертации

1. Шевченко А. М., Шмаков А. С., Кавун И. Н., Запрягаев В. И. Гиперзвуковое взаимодействие вихревого следа за крылом и телом вращения со скачком уплотнения на входе в модельный воздухозаборник // *Вестник НГУ, Серия: Физика*. – 2007. – Т. 2, №4. – С. 38–44.
2. Давыдов А. А., Константиновская Т. В., Луцкий А. Е., Харитонов А. М., Шевченко А. М., Шмаков А. С. Моделирование сверхзвукового течения в ядре концевой вихря при числе Маха 6 // *Математическое моделирование*. – 2012. – Т. 24, №6. – С. 67–82.
3. Shevchenko A.M., Shmakov A.S., Kavun I.N., Zapryagaev V.I. Experimental techniques and results of investigations of the hypersonic interactions of a pitot-type inlet with wakes behind of a rectangular wing and a body of revolution // *International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Proceedings. Pt. 5. Novosibirsk: Parallel, 2007. P. 155–160.*
4. Shevchenko A.M., Kavun I.N., Pavlov A.A., Pavlov Al.A., Shmakov A.S., Zapryagaev V.I. Unsteady effects in wing wakes / shock interactions // *2nd European Conference for Aerospace Sciences: Proceedings. CD-ROM. 2007. Pap. No. 262.*
5. Шевченко А.М., Шмаков А.С., Кавун И.Н., Запрягаев В.И. Экспериментальное исследование взаимодействия следа за крылом и телом вращения с модельным воздухозаборником типа трубки Пито // *Всероссийский семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Тезисы докладов. Новосибирск: Параллель, 2007. С. 197-199.*
6. Шевченко А.М., Запрягаев В.И., Кавун И.Н., Павлов А.А., Павлов Ал.А., Шмаков А.С. Нестационарные эффекты при взаимодействии вихревого следа за крылом с головным скачком уплотнения // *Всероссийский семинар по струйным, отрывным и нестационарным течениям: Тезисы докладов. Новосибирск: Параллель, 2007. С. 195-197.*
7. Shevchenko A.M., Shmakov A.S., Zapryagaev V.I. Experimental study of an unsteady flowfield in shock / vortex interaction // *West/East High Speed Flow Field Conference: Proceedings. CD-ROM. 2007.*
8. Шмаков А.С., Шевченко А.М. Гиперзвуковое взаимодействие вихревого следа за крылом и телом вращения со скачком уплотнения на входе в модельный воздухозаборник // *Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей: Доклады молодежной конференции. Вып. XI / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: 2008. С. 272-275.*
9. Shevchenko A.M., Shmakov A.S. Experimental techniques and results of investigations of an unsteady flowfield in wing wakes / bow shock wave interactions // *International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Pt. 2. Novosibirsk: Parallel, 2008. P. 32-33.*
10. Shevchenko A.M., Shmakov A.S. On unsteady regimes in wing wake / bow shock interaction // *27th International symposium on shock waves: book of proceedings. St.-Petersburg: 2009. P. 421.*
11. Shevchenko A., Golubev M., Ignatenko Ya., Kavun I., Kharitonov A., Pavlov A., Shmakov A. Visualization technique to study of unsteady regimes in vortex wake / shock interactions // *14th International Symposium on Flow Visualization: Proceedings. Daegu: 2010. Pap. No. 1C6-162.*
12. Шмаков А.С., Кавун И.Н., Харитонов А.М., Шевченко А.М. Исследование нестационарных режимов взаимодействия вихревого следа с головным скачком уплотнения // *Струйные, отрывные и нестационарные течения. XXII юбилейный семинар с международным участием: Сборник тезисов. Спб: 2010. С. 149-151.*
13. Shevchenko A.M., Kavun I.N., Kharitonov A.M., Shmakov A.S. Experimental techniques and results of investigations of an unsteady regimes in vortex wake / bow shock wave interactions // *International Conference on the Methods of Aerophysical Research: abstracts. Pt.2. Novosibirsk: Parallel, 2010. P. 224-225.*

14. Shmakov A.S., Kavun I.N., Shevchenko A.M., Zapryagaev V.I. Methodic of pressure transducer calibration in a shock tube // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: abstracts. Pt.2. Novosibirsk: Parallel, 2010. P. 226-227.
15. Shmakov A.S., Shevchenko A.M., Golubev M.P., Ignatenko Ya.S., Kavun I.N., Kharitonov A.M., Pavlov A.A., Zapryagaev V.I. Visualization of an unsteady flowfield in vortex wake / shock interactions // 8th Pacific Symposium on Flow visualization and Image Processing: Proceedings. CD-ROM. M: 2011. Pap. No. 066.
16. Shevchenko A.M., Shmakov A.S., Kavun I.N., Golubev M.P., Ignatenko Ya.S., Kharitonov A.M., Pavlov A.A., Zapryagaev V.I. Hypersonic interaction of a vortex wake with a bow shock wave // 28th International Symposium on Shock Waves: Proceedings / eds. Kontis K. Berlin: Springer, 2011. P. 697-702.
17. Шмаков А.С., Шевченко А.М., Голубев М.П., Запрыгаев В.И., Игнатенко Я.С., Кавун И.Н., Павлов А.А., Харитонов А.М. Исследование процесса взаимодействия следа за крылом с головным скачком уплотнения при числе Маха 6 // XXII научно-техническая конференция по аэродинамике: Тезисы докладов. Жуковский: ЦАГИ, 2011. С. 146-147.
18. Игнатенко Я.С., Шмаков А.С. Экспериментальное исследование гиперзвукового течения в вихревом следе за крылом и его взаимодействия с головной ударной волной // Студент и научно-технический прогресс. Физика: Материалы XLIX международной научной студенческой конференции Новосибирск: 2011. С. 35.
19. Шмаков А.С., Харитонов А.М., Шевченко А.М. Экспериментальное исследование особенностей течения в следе за крылом при числе Маха 6 // IX Международная конференция по неравновесным процессам в соплах и струях: сборник тезисов. М: 2012. С. 264-266.
20. Шмаков А.С., Шевченко А.М. Особенности нестационарного взаимодействия следа за крылом с головным скачком уплотнения при числе Маха 6 // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: доклады IX Всероссийской конференции молодых ученых / под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2012. С. 299-302.
21. Shmakov A.S., Kharitonov A.M., Shevchenko A.M. Experimental study of vortex wake behind of a wing at hypersonic speeds // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: abstracts. Pt. 1. Kazan: 2012. P. 225-226.
22. Shevchenko A.M., Kavun I.N., Kharitonov A.M., Shmakov A.S. Experimental investigation of unsteady regimes in vortex wake / shock interactions // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: abstracts. Pt. 1. Kazan: 2012. P. 223-224.
23. Shmakov A.S., Shevchenko A.M., Kharitonov A.M. Experimental study on vortex / bow shock interaction at Mach number of 6 // 23rd International Congress of Theoretical and Applied Mechanics: Abstract Book. Beijing: 2012. P. 32.
24. Shmakov A.S., Shevchenko A.M., Kharitonov A.M., Kavun I.N., Golubev M.P., Pavlov A.A. Visualization of unsteady regimes during vortex wake / shock wave interaction // 15th International Symposium on Flow Visualization: book of abstracts. Minsk: 2012. P. 68.
25. Шевченко А.М., Харитонов А.М., Шмаков А.С. Вихревой след за крылом и его взаимодействие с ударными волнами // Аэродинамика и динамика полета летательных аппаратов: Тезисы докладов X Школы-семинара СИБНИА. Новосибирск: 2012. С. 31-32.
26. Shevchenko A.M., Kharitonov A.M., Shmakov A.S. Hypersonic vortex wake behind the wing and its interaction with shock waves // 5th European Conference for Aeronautics and Space Sciences: Proceedings & abstracts. CD-ROM. 2013. Pap. No. 409.
27. Shmakov A.S., Shevchenko A.M., Kharitonov A.M. Visualization and simultaneous pulsation characteristics measurement in problems of vortex wake / shock interactions // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: abstracts. Pt. II. Novosibirsk: Parallel, 2014. P. 176-177.

Ответственный за выпуск А.С. Шмаков

Подписано в печать 02.02.2018

Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 1.16
Уч.-изд. л. 1.0, Тираж 100 экз., Заказ № 5

Отпечатано в типографии ООО «Параллель»
630090, Новосибирск, Институтская, 4/1