

А. М. Шевченко¹, А. С. Шмаков^{1,2}, И. Н. Кавун¹, В. И. Запругаев¹

¹ Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия

² Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия
E-mail: shevch@itam.nsc.ru

ГИПЕРЗВУКОВОЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ ВИХРЕВОГО СЛЕДА ЗА КРЫЛОМ И ТЕЛОМ ВРАЩЕНИЯ СО СКАЧКОМ УПЛОТНЕНИЯ НА ВХОДЕ В МОДЕЛЬНЫЙ ВОЗДУХОЗАБОРНИК *

Представлены результаты экспериментального исследования гиперзвукового взаимодействия аэродинамического следа за крылом и телом вращения с модельным воздухозаборником типа трубки Пито. Модельный воздухозаборник представлял собой цилиндрический канал с острой передней кромкой. Эксперименты выполнены в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СОРАН при числе Маха 6. Показано, что след за телом вращения и след за крылом являются возбудителями автоколебательного процесса, который характеризуется высоким уровнем пульсаций давления. При этом структура течения в области взаимодействия и количественные характеристики процесса (уровень пульсаций давления, частота первой гармоники) при взаимодействии воздухозаборника с вихревым следом слабо зависят от угла атаки крыла.

Ключевые слова: вихревой след, взаимодействие со скачком уплотнения, нестационарный процесс.

Введение

Исследование сверхзвукового вихревого течения в следе за крылом и его взаимодействие со скачками уплотнения различной конфигурации является одной из актуальных задач аэрогазодинамики. Помимо фундаментального интереса, эта проблема имеет важное прикладное значение. Хорошо известно, что при взаимодействии вихревой системы, образующейся в следе за крылом, с ударными волнами происходит существенное изменение газодинамической структуры течения, которое при определенных условиях сопровождается разрушением вихревой схемы, включая взрыв вихря. Это может приводить к неблагоприятным (а иногда катастрофическим) последствиям при эксплуатации летательного аппарата. С другой стороны, эффекты, реализующиеся при взаимодействии продольных вихрей с ударными волнами, могут быть использованы для управления процессами стабилизации пламени и создания новых способов интенсификации

смешения топлива с воздухом в камере сгорания двигателя.

Поэтому такой тип взаимодействия был и остается предметом многочисленных исследований. В пионерской работе [1] впервые наблюдалось взаимодействие вихревого шнура с системой ударных волн на входе в воздухозаборник сверхзвукового летательного аппарата. Впоследствии исследования в этом направлении были проведены в России, Франции, Германии и США [2–6]. Обзор результатов численных и экспериментальных исследований по взаимодействию сверхзвукового вихря с косым и прямым скачками уплотнения опубликован в [7].

Одной из важнейших характеристик процесса взаимодействия вихря с ударной волной является его сильная нестационарность [3–5]. Ее проявлением являются наблюдаемые в экспериментах пульсации газодинамических параметров течения, изменение структуры течения и размеров области взаимодействия. Однако экспериментальных данных с количественными оценками ха-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 06-01-00774).

рактических нестационарного процесса недостаточно. Особо следует отметить отсутствие численных и экспериментальных результатов для гиперзвуковых скоростей, что чрезвычайно важно для разработки перспективных летательных аппаратов (исключение катастрофических режимов работы гиперзвукового воздухозаборника и улучшение смещения в камере сгорания).

Поэтому в ИТПМ СО РАН были выполнены исследования гиперзвукового взаимодействия продольного концевых вихря, генерируемого прямым крылом, с модельным воздухозаборником типа трубки Пито [8; 9]. Этот воздухозаборник представлял собой цилиндрический канал с дросселем, на входе в который реализовывался прямой скачок уплотнения. Первоначально целью этих экспериментов было моделирование взаимодействия продольного вихря с прямым скачком уплотнения при числе Маха 6 и сравнение с результатами [5], полученными для числа Маха 2,49. В [8; 9] было показано, что в отличие от результатов работы [5], концевой вихрь является инициатором автоколебательного процесса характеристики которого (структура области взаимодействия, распределение давления вдоль канала воздухозаборника, спектральные характеристики пульсаций давления) слабо зависят от интенсивности вихря.

В связи с этим выполнено исследование, результаты которого обсуждаются в настоящей работе. Основной целью экспериментов было выявление основных особенностей, сходства и различия процессов гиперзвукового взаимодействия аэродинамического следа за крылом и телом вращения с модельным воздухозаборником типа трубки Пито.

Методика и техника исследований

Эксперименты были проведены в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН, в которой реализуется истечение из круглого сопла в камеру Эйфеля. Диапазон чисел Маха 6–14.

Воздухозаборник типа трубки Пито представляет собой цилиндрический канал с острой передней кромкой диаметром 30 мм и длиной 70 мм. Прямой скачок формируется перед воздухозаборником посредством регулируемого дросселя, представляющего собой подвижный усеченный конус. Для формирования вихревого поля течения на входе в воз-

духозаборник использовались две модели. Первая из них (рис. 1, а) представляет собой прямое полукрыло с симметричным ромбовидным профилем (генератор вихря). Хорда крыла составляла 40 мм, размах – 200 мм, толщина профиля – 4 мм. Крыло устанавливалось на пол камеры Эйфеля на срезе сопла так, чтобы генерируемый вихрь находился примерно на оси симметрии. Угол атаки крыла мог варьироваться в диапазоне $\pm 30^\circ$. Вторая модель (рис. 1, б) предназначена для изучения течения в следе за телом вращения. Тело вращения представляло собой комбинацию «острый конус-цилиндр» с общей длиной 36 мм и диаметром 10 мм. Удлинение конической головной части составляло 1,8. Модель устанавливалась на пол камеры Эйфеля под нулевым углом атаки. В первой серии экспериментов воздухозаборник располагался на расстоянии 118 мм вниз по потоку от задней кромки крыла, во второй – на расстоянии 139 мм вниз по потоку от заднего торца тела вращения.

В предварительных экспериментах было выполнено измерение поля полных давлений в следе за крылом и телом вращения. Использовалась трубка Пито с внешним диаметром 0,8 мм. В ходе экспериментов осуществлялась визуализация течения методом Теплера с использованием прибора ИАБ-451. Подсветка осуществлялась импульсным источником света с длительностью экспозиции 3 мкс. Теневые картины регистрировались монохромной видеокамерой с частотой записи 33 кадра в секунду. Для измерения пульсаций давления на торце дрос-

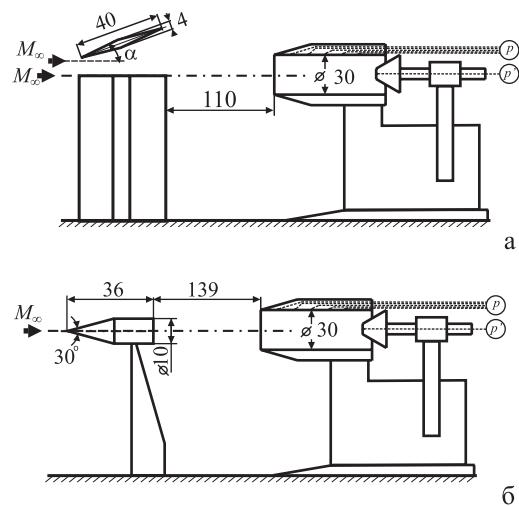
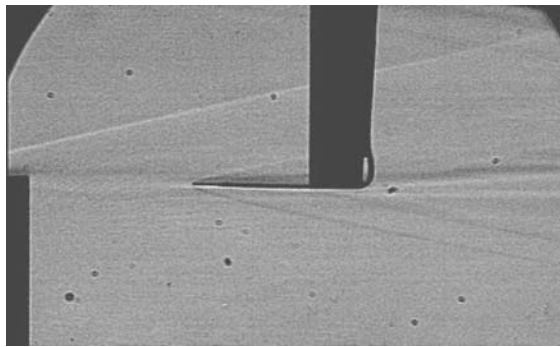
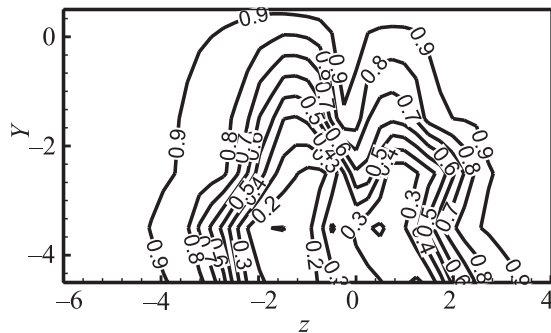


Рис. 1. Схема эксперимента: а – вихрь + воздухозаборник; б – след + воздухозаборник

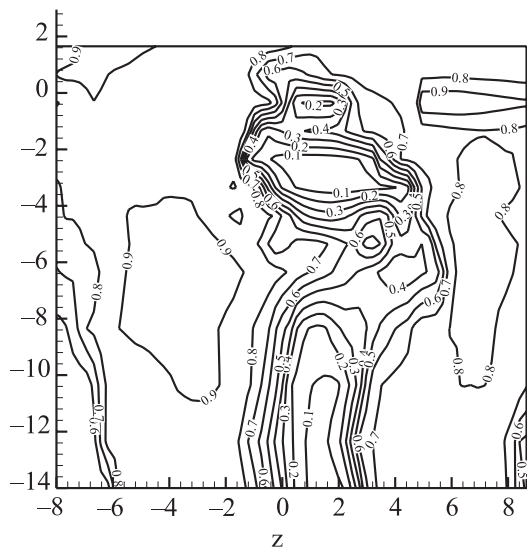
селя воздухозаборника использовался пьезометрический датчик пульсаций давления (см. рис. 1). Усиленный сигнал с пьезодатчика оцифровывался с помощью АЦП с частотой 100 кГц. Запись измерительного сигнала датчика пульсаций давления была синхронизована с покадровым вводом видеоизображений в ЭВМ. Кроме этого осуществлялось измерение распределения осредненного статического давления вдоль образующей канала воздухозаборника.



а



б



в

Рис. 2. Поле течения в следе за крылом:
а – теневая картина; изолинии давления Пито
при $\alpha = 0$ град (б) и $\alpha = 10$ град (в)

Эксперименты были проведены при числе Маха 6, полном давлении в форкамере 1,6 МПа, температуре торможения 390 ± 10 К. Эти условия соответствуют единичному числу Рейнольдса равному $11 \cdot 10^6$ 1/м. Экспериментальные данные получены для углов атаки крыла до 15° с шагом $2,5^\circ$.

Результаты эксперимента и их обсуждение

На рис. 2 и 3 представлены результаты экспериментов по изучению течения в следе за крылом и телом вращения соответственно. Как видно из теневых видеоизображений (рис. 2, а; 3, а), размер зонда Пито достаточно мал и не вызывает разрушение течения.

На рис. 2, а показана верхняя часть изолиний давления, измеренного трубкой Пито, в следе за крылом при нулевом угле атаки. Как видно, контуры давления почти симметричны относительно вертикальной плоскости и типичны для течения в следе при отсутствии сформировавшегося концевго вихря. На рис. 2, в представлены изолинии давления Пито в следе за крылом при угле атаки $\alpha = 10^\circ$ в сечении, расположенном на расстоянии 55 мм от задней кромки крыла. Сравнение результатов визуализации и зондирования течения показывает, что течение в следе за крылом и телом вращения характеризуется падением полного давления. Так, на рис. 2, в хорошо видны две области пониженного давления. Верхняя область с замкнутыми изолиниями соответствует ядру вихря, а нижняя – собственно следу за крылом. На рис. 3, б показаны изолинии давления Пито в следе за телом вращения. Эти данные были получены в сечении на расстоянии 35 мм вниз по потоку от заднего торца тела вращения. Верхняя область с практически круговыми контурами равного давления Пито соответствует следу за телом вращения, а небольшое искажение в нижней части вызвано наличием поддерживающего пилона. Следует отметить, что падение давления в следе за крылом больше, чем в следе за телом вращения. Полученные результаты являлись исходными данными для исследования взаимодействия следа за крылом и телом вращения с воздухозаборником типа трубки Пито.

На рис. 4 показаны типичные экспериментальные данные, полученные для воздухозаборника в невозмущенном потоке. Видно, что головной скачок на оси воздухозаборни-

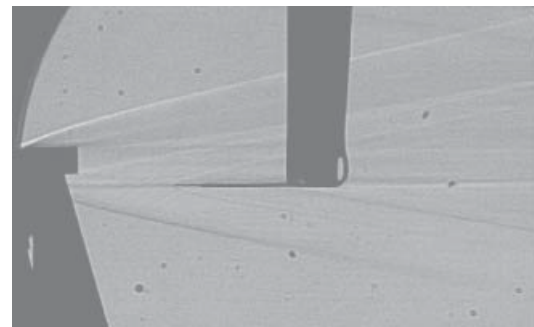
ка практически прямой (рис. 4, а), уровень пульсаций давления на торце дросселя не превышает 3 % от величины давления Пито (рис. 4, б). Спектральный анализ пульсаций давления выявил дискретные составляющие сравнительно малой мощности и с частотой первой гармоники 1 330 Гц (рис. 4, в). Эта частота примерно соответствует частоте четвертьволнового резонанса.

На рис. 5 показаны типичные результаты экспериментов по визуализации течения и измерения пульсаций давления при взаимодействии вихревого следа за крылом с воздухозаборником (в данном случае приведены данные для угла атаки крыла $\alpha = 10^\circ$). Видно, что структура течения перед воздухозаборником кардинально изменяется. Возникает автоколебательный режим взаимодействия. Анализ позволяет выявить следующие фазы этого процесса. Первая фаза соответствует движению волны сжатия внутри канала воздухозаборника от дросселя вверх по потоку. Начало этой фазы характеризуется максимальным уровнем давления на торце дросселя, которое в несколько раз превышает давление Пито, соответствующее невозмущенному потоку. Вторая фаза характеризуется движением ударной волны вверх против потока от передней кромки воздухозаборника к задней кромке крыла. За фронтом ударной волны наблюдается зона интенсивного вихревого движения. Эта фаза характеризуется падением давления на торце дросселя. Когда ударная волна достигает крыла, фиксируется минимум давления. Затем происходит разрушение фронта ударной волны и наблюдается снос завихренного течения вниз по потоку к каналу воздухозаборника. Эта фаза соответствует повышению давления на торце дросселя воздухозаборника. Существование автоколебательного режима подтверждается распределением спектральной плотности мощности пульсации давления. На рис. 5, в хорошо видны характерные пики, соответствующие основной и субгармоникам. Аналогичные результаты были получены для всех случаев взаимодействия следа за крылом с воздухозаборником ($\alpha = 0-15^\circ$).

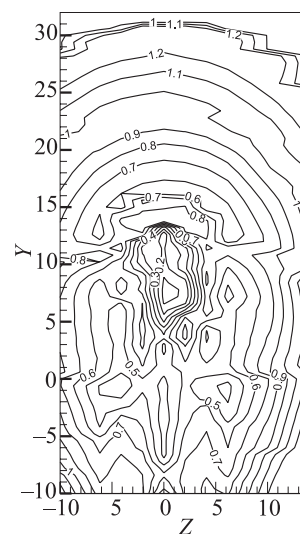
На рис. 6 представлены типичные теневые картины и результаты измерения пульсации давления, полученные при взаимодействии следа за телом вращения с воздухозаборником. Так же, как и в случае взаимодействия

следа за крылом с воздухозаборником, наблюдался автоколебательный процесс. При этом были выявлены и некоторые отличия. Во-первых, меньший уровень пульсации давления и, во-вторых, меньший масштаб распространения зоны взаимодействия вверх по потоку. Не было зарегистрировано ни одного случая, когда бы зона взаимодействия достигла тела вращения.

На рис. 7 и 8 соответственно представлены зависимости среднеквадратичных пульсаций давления и числа Струхала от угла атаки крыла. Число Струхала вычислялось по частоте первой гармоники и длине канала. Видно, что нельзя выделить никакой монотонной зависимости частоты первой гармоники от угла атаки крыла. Частота первой гармоники для случая взаимодействия воздухозаборника со следом за крылом практически в два раза меньше частоты четвертьволнового резонанса, характерной для воздухозаборника в невозмущенном потоке (см. рис. 8). С другой стороны, среднеквадратичные



а



б

Рис. 3. Поле течения в следе за телом вращения: а – теневая картина; б – изолинии давления Пито

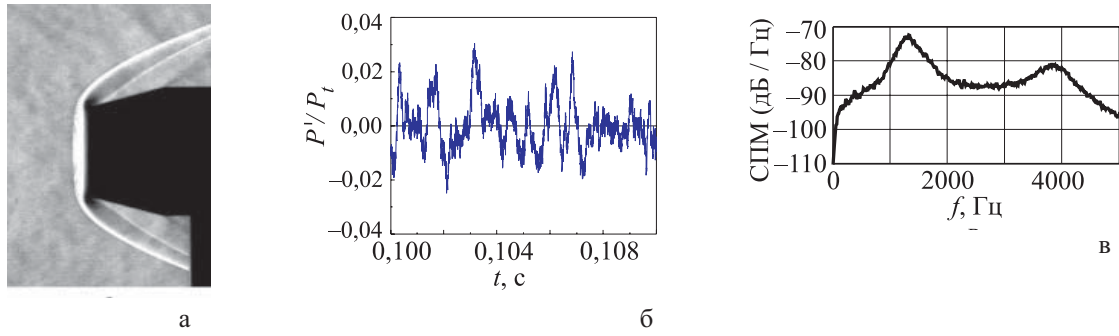


Рис. 4. Воздухозаборник в невозмущенном потоке: а – типичная теневая фотография; б – пульсации давления; в – распределения спектральной плотности мощности пульсаций

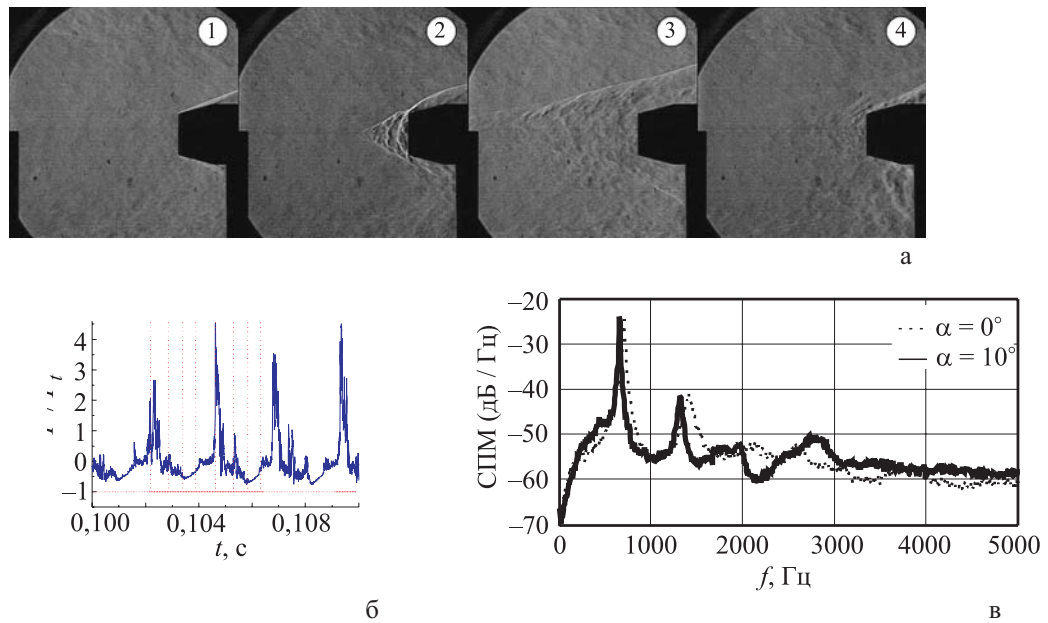


Рис. 5. Взаимодействие следа за крылом с воздухозаборником типа рубки Пито (угол атаки $\alpha = 10^\circ$): а – различные фазы взаимодействия следа за прямым полукрылом с воздухозаборником; б – пульсация давления; в – спектральная плотность мощности пульсации давления

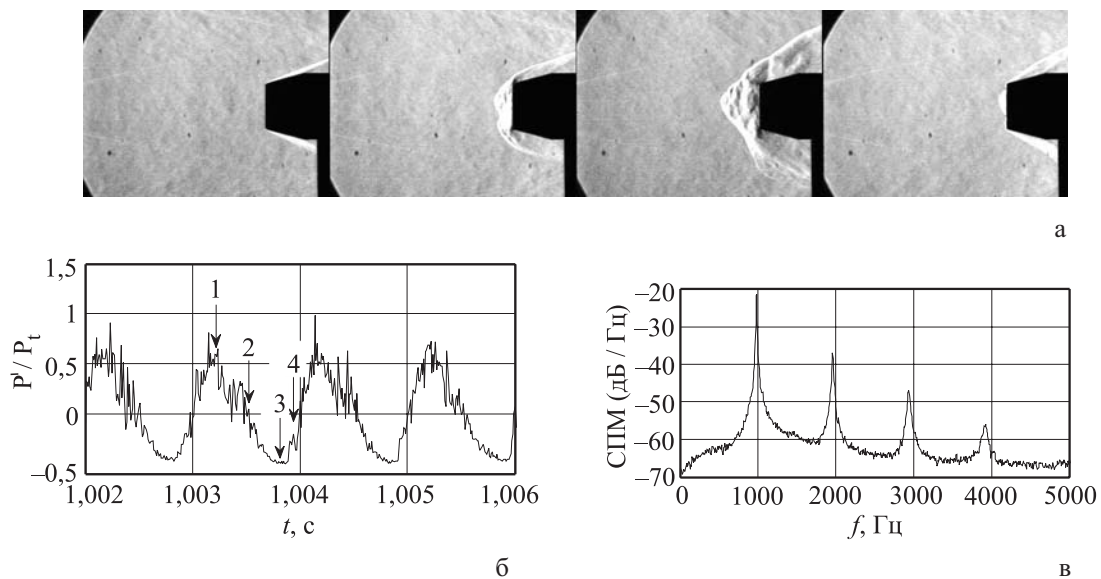


Рис. 6. Взаимодействие следа за телом вращения с воздухозаборником типа трубки Пито: а – различные фазы процесса взаимодействия следа за телом вращения с воздухозаборником; б – пульсация давления; в – спектральная плотность мощности пульсации давления

пульсации давления для случая взаимодействия крыла с воздухозаборником почти на два порядка больше, чем в случае воздухозаборника в невозмущенном потоке (см. рис. 7). Частота первой гармоники в случае взаимодействия следа за телом вращения с воздухозаборником значительно больше частоты, характерной для взаимодействия вихря с воздухозаборником, но в то же время значительно меньше частоты, характерной для воздухозаборника в невозмущенном потоке. Среднеквадратичные пульсации давления для обоих процессов взаимодействия были примерно одного порядка.

На рис. 9 представлено распределение статического давления вдоль канала воздухозаборника. Как и ожидалось, в случае взаимодействия вихря с воздухозаборником давление в канале меньше, чем в случае воздухозаборника в невозмущенном потоке. Но при этом нельзя установить какой-либо определенной зависимости между распределением давления вдоль канала и углом атаки крыла. В случае взаимодействия тела вращения с воздухозаборником давление в канале меньше, чем давление, измеренное в канале для случая «воздухозаборник в невозмущенном потоке», но больше, чем в случае взаимодействия вихря с воздухозаборником.

Таким образом, след за телом вращения, как и вихрь, является возбудителем автоколебательного процесса. Частота первой гармоники так же, как и давление вдоль канала воздухозаборника в случае взаимодействия тела вращения с воздухозаборником, несколько больше, чем в случае взаимодействия вихря с воздухозаборником.

По-видимому, наблюдаемый автоколебательный процесс вызван не особенностями взаимодействия вихревого следа со скачком уплотнения, а неоднородностью поля чисел Маха и полного давления на входе в воздухозаборник. Условия эксперимента, при которых наблюдались автоколебания, не противоречат критерию периферийного максимума, сформулированному для подобных конфигураций в работе [10]. Поэтому эксперименты по исследованию взаимодействия следа за крылом с модельным воздухозаборником типа трубки Пито не моделируют процесс взаимодействия продольного вихря со скачком уплотнения. Это другая задача, изучающая попадание вихревого следа в канал с дросселем.

Вполне возможно, что автоколебательный режим взаимодействия должен был наблюдаться и авторами работы [5]. Однако в цитируемой работе визуализация течения проводилась с частотой 2 кадра в секунду (при времени экспозиции 1 мкс), что, по-видимому, было не достаточно для анализа изменения картины течения во времени. Кроме этого, пульсация давления измерялась не на торце дросселя, а на приемной части зонда, установленного по оси канала выше по потоку от передней кромки воздухозаборника. Поэтому датчик давления в одни моменты

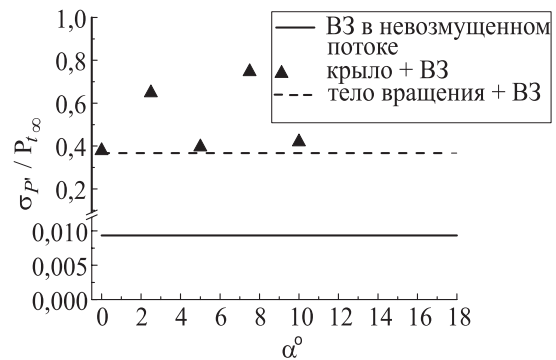


Рис. 7. Зависимость среднеквадратичных пульсаций давления от угла атаки

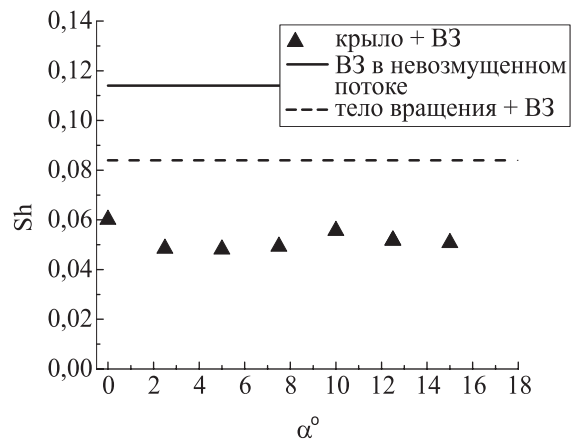


Рис. 8. Зависимость числа Струхала от угла атаки крыла

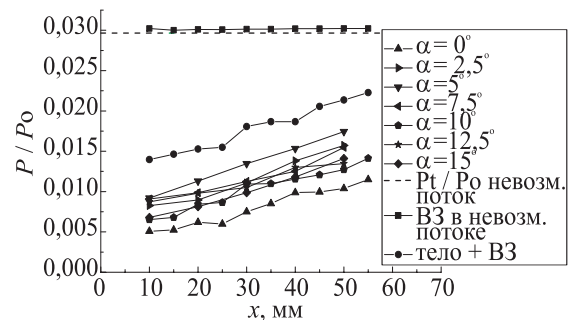


Рис. 9. Распределение давления вдоль канала воздухозаборника

ты времени (когда фронт ударной волны был впереди его) фиксировал мгновенные значения давления в области взаимодействия, а в другие (когда фронт ударной волны был сзади его приемной части) – давление в следе за крылом. Естественно, что уровни давления при этом отличались в несколько раз. Поэтому авторы работы [5] трактовали свои экспериментальные данные как бимодальный процесс взаимодействия.

Заключение

При числе Маха 6 выполнено экспериментальное исследование взаимодействия следа за крылом и телом вращения с модельным воздухозаборником типа трубки Пито. Показано, что след за телом вращения и след за крылом формируют начальное возмущение в потоке и инициируют автоколебательный процесс, который характеризуется высоким уровнем пульсации давления. Характеристики процесса взаимодействия воздухозаборника с вихревым следом за крылом слабо зависят от угла атаки крыла, а следовательно, и от интенсивности продольного вихря.

Список литературы

1. Затолока В. В., Иванюшкин А. К., Николаев А. В. Интерференция вихрей со скачками уплотнения в воздухозаборнике, разрушение вихрей // Учен. зап. ЦАГИ. 1975. Т. 6, № 5.
2. Delery J., Horowitz E., Leuchter O., Solignac J. Fundamental Studies on Vortex Flows // La Recherche Aerospaciale. (English ed.) 1984. P. 1–24.
3. Глотов Г. Ф. Интерференция вихревого шнура со скачками уплотнения в свободном

потоке и неизобарических струях // Учен. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20, № 5.

4. Иванюшкин А. К., Коротков Ю. В., Николаев А. В. Некоторые особенности интерференции скачков уплотнения с аэродинамическим следом за телом // Учен. зап. ЦАГИ. 1989. Т. 20, № 5.

5. Kalkhoran I. M., Smart M. K., Betti A. Interaction of a supersonic wing tip vortex with a normal shock // AIAA Journal. 1996. Vol. 3. No. 34. P. 1855–1861.

6. Боровой В. Я., Кубышина Т. В., Скуратов А. С., Яковлева Л. В. Вихрь в сверхзвуковом потоке и его влияние на обтекание и теплообмен затупленного тела // Механика жидкости и газа. 2000. № 5. С. 66–76.

7. Kalkhoran I. M., Smart M. K. Aspects of shock wave-induced vortex breakdown // Progress in Aerospace Sciences. 2000. Vol. 30. P. 63–95.

8. Shevchenko A. M., Kavun I. N., Pavlov A. A., Zapryagaev V. I. Review of ITAM experiments on shock / vortex interaction // European Conference for Aerospace Sciences. Moscow, July 4–7, 2005. Paper No. 2.07.01. P. 1–7.

9. Shevchenko A. M., Kavun I. N., Pavlov A. A., Zapryagaev V. I. Visualization of wing-tip vortices and of an unsteady flowfield in shock / vortex interaction // 12th Intern. Symp. on Flow Visualization. Gottingen, Germany, September 10–14, 2006. Paper No. 219. P. 1–10.

10. Демин В. С., Гапонов С. А. Условия возникновения автоколебаний в трубе при натекании на ее вход потока газа // Прикл. механика и техн. физика. 1994. Т. 35, № 6.

Материал поступил в редколлегию 12.10.2007