

03;12

Исследование аэродинамических свойств и поля обтекания гиперскоростных элементов на баллистической трассе

© П.И. Ковалев,¹ А.Н. Михалев,¹ А.Б. Подласкин,¹ С.Г. Томсон,¹ В.А. Ширяев,¹ С.А. Исаев²

¹Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН,
194021 Санкт-Петербург, Россия

²Академия гражданской авиации,
Санкт-Петербург, Россия

(Поступило в Редакцию 22 марта 1998 г. В окончательной редакции 24 мая 1999 г.)

Описано оборудование баллистического полигона, предназначенного для исследования гиперзвукового движения и поля обтекания типичных моделей, формируемых взрывом снарядов. Кратко изложены методика получения мгновенных интерферограмм обтекания и процедура расчета радиальных распределений плотности по данным их обмера. Для трех моделей в траекторных опытах получены значения коэффициента сопротивления при нулевом угле атаки, сравнительно оценена их устойчивость. Сформулированы принципы численного аэродинамического расчета гиперскоростного обтекания тел характерной составной формы.

Введение

Гиперзвуковое движение элементов среднего удлинения $L/D = 2-4$ при числах Маха $M = 3-8$ в атмосфере представляет область исследования как для анализа газодинамического поля обтекания, так и в целях получения аэродинамических коэффициентов новых форм объектов. На баллистической трассе аэродинамические коэффициенты находят по данным обработки траекторных измерений. Одной из важных задач комплексного исследования является поиск аэродинамической формы объекта, устойчивого в полете и с умеренным сопротивлением. При этом следует учитывать геометрию реально получающихся элементов при взрывном формовании. Оптимум свойств устанавливается между приемлемой статической устойчивостью элемента и достаточно низким аэродинамическим сопротивлением, что необходимо для увеличения дальности полета свыше 1000 калибров. С учетом особенностей реальных элементов формируемого взрывом снаряда (ФВС) экспериментально и численно вырабатывается форма с достаточной статической устойчивостью при достижимом минимальном сопротивлении [1].

Гиперскоростные снаряды, имеющие притупленный носок и юбку-стабилизатор, обладают при сверхзвуковой скорости сложным аэродинамическим полем обтекания. Для наших форм характерно наличие в поле обтекания ударных волн, областей разрежения и сжатия, отрывных зон и сдвиговых слоев. Поток в пограничных слоях моделей при числах Маха $M = 3-7$ турбулентный при числах Рейнольдса $Re_{\infty D} = 10^6$. Учитывая гиперскорости элементов, в численных расчетах аэродинамических параметров используется упрощенная комбинированная математическая процедура.

Баллистический эксперимент и методика отделения поддона

Баллистическое исследование аэродинамических коэффициентов гиперскоростных элементов сопровождается значительными техническими трудностями. Из-за каплеобразной формы типичного элемента, завершеного сзади стабилизирующей юбкой (рис. 1), требовалось изготавливать фигурный поддон для удерживания моделей в стволе при выстреливании. Для придания моделям максимальной устойчивости в полете они изготавливались с утяжеленным носком. Для достижения чисел Маха $M = 5-7$ экспериментатору приходилось выстреливать модели со скоростями 2000–2300 м/с. Пороховой ускоритель был дополнен усиленной казенной частью, в которой сгорание пороха может происходить при большем давлении (форсирование). Используя эту казенную часть, мы достигли скорости ~ 1900 м/с (вес снаряда 50 г) без форсирования сгорания пороха.

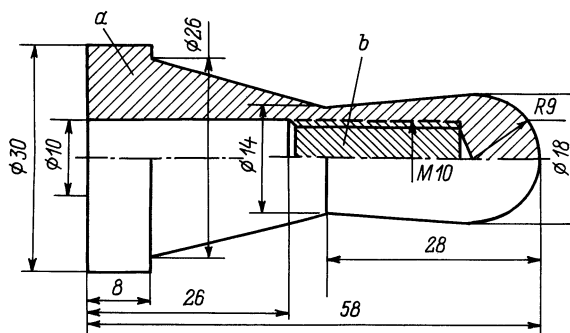


Рис. 1. Эскиз конструкции модели ФВС с диаметром головной части, вдвое меньшим диаметра основания: *a* — корпус из композита, *b* — латунная вставка.

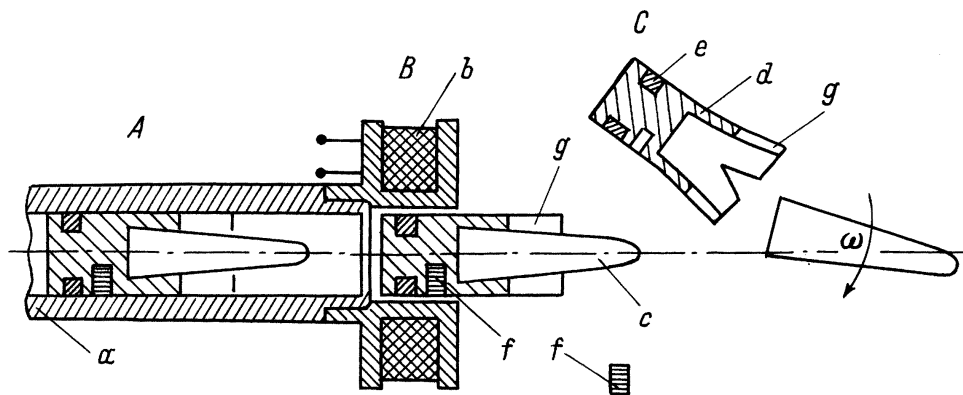


Рис. 2. Схема устройства для придания модели колебаний в плоскости тангажа: фаза А — поддон с моделью выходит из ствола; фаза В — поддон с моделью пересекает индуктор b магнитного поля; фаза С — модель вылетает из ствола, получая импульс угловых колебаний (импульс поддону передан детонатором).

Задача конструирования поддона является следующей серьезной задачей после конструирования баллистической модели и подготовки траекторного эксперимента. Поддон, предохраняя модель от повреждения при ускорении в стволе, не должен исказить прямолинейное движение модели при ее отделении от поддона или, напротив, придать ей заданные колебания.

Мы разработали новый метод сообщения модели угловой скорости (колебаний) при выстреливании из ствола [2]. Импульс действует на модель в поперечном направлении, когда она еще находится в поддоне. Согласно схеме рис. 2, в процессе разделения поддон передает импульс поперечных колебаний модели, ускоренной в осевом направлении. Прибор для сообщения снаряду углового момента количества движения показан на рис. 2. Здесь показано: ствол a , генератор постоянного магнитного поля, закрепленный на стволе b , ускоряемое тело c размещено внутри поддона d . Индукционный контур e и электродетонатор f , образующие замкнутую цепь, размещены в поддоне. Выемка в поддоне d разрезана в осевом направлении g . Позиции А, В, С демонстрируют положение ускоряемого тела и поддона в начальном положении А, при пролете магнитного поля В и перед отделением от поддона С.

Прибор функционирует следующим образом: поддон с размещенной внутри моделью приобретает продольное ускорение в канале ствола. Сборка модели в поддоне, покидая ствол, попадает в магнитное поле, созданное индуктором b . В малом замкнутом контуре (катушке) в задней части поддона наводится ток, пропорциональный градиенту напряженности магнитного поля. Наведенный ток обеспечивает подрыв электродетонатора. Срабатывание детонатора выбрасывает его из поддона, который получает импульс. Модель в разрезанном поддоне, отделяясь от последнего, приобретает импульс углового вращения. Значение углового импульса зависит от расстояния между центром масс-сборки модель-поддон и детонатором, от энергии срабатывания детонатора и от

разреза поддона. Подбирая глубину продольного разреза, можно варьировать угловой момент, переданный телу в значительных пределах.

Принимая во внимание сложность форм типичных ФВС, привлечение вышеописанной методики необходимо при выполнении траекторного эксперимента в заданном диапазоне углов атаки. При задании этих углов моделям ФВС существенно возможность придания им дозированного импульса в направлении, нормальном к траектории (изменения размаха колебаний). В дополнение желательно оценить величину допустимого импульса возмущающего движения, возникающего при формировании реального ФВС, не выводящего снаряд за пределы устойчивости. Это будет отмечено по достижении угла атаки моделей, соответствующего потере устойчивости. Посредством наблюдения этой процедуры проверяется приемлемость асимметрии импульса формирования снаряда по величине в смысле задания поперечных устойчивых колебаний. Описание метода [2] содержит необходимые формулы для оценки импульса возмущения тела. Возможна качественная проверка влияния асимметрии реального ФВС на его движение. В случае, когда угловые колебания асимметричной модели будут качественно сходными с зарегистрированными колебаниями аэродинамически симметричной устойчивой модели, этот уровень асимметрии будет считаться допустимым.

Интерферометрическое исследование поля течения

Используя опыт интерферометрического исследования сверхзвуковых отрывных течений, мы применили интерферометр с целью изучения особенностей поля обтекания гиперскоростных элементов [3]. После расфуровки осесимметричных интерферограмм мы анализировали радиальные распределения плотности в боковом вырезе модели над юбкой-стабилизатором и за дном моделей (рис. 3).

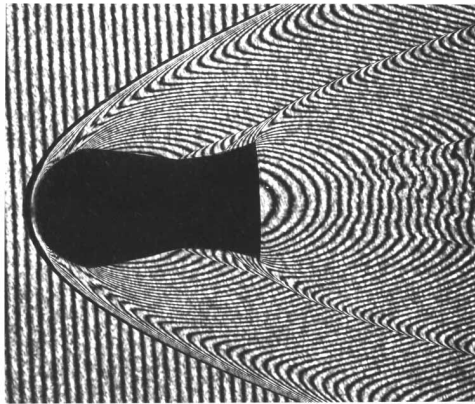


Рис. 3. Интерференграмма обтекания каплеобразной модели ФВС, зарегистрированная при лабораторных давлении и температуре и числе Маха 4.28. Оптическая схема интерферометра и служебные устройства описаны в [4].

Известна оптическая схема сдвигового решеточного интерферометра в модификации для двухкадровой съемки [4]. Нами использовалось одноканальное фотографирование без разделения света на два пучка на входе и выходе прибора. При этом удалось обойтись менее чувствительной фотопленкой, установить более плотный диффузор в осветительную часть, что повысило качество интерферограмм.

Для расшифровки поля плотности обтекания наших объектов, учитывая конструкцию интерферометра, мы выбрали поле настройки, которое представляло ~ 60 прямых равноотстоящих полос, перпендикулярных траектории. В направлении полета рабочее поле составляло ~ 200 мм. Регистрация съемки заданной фазы обтекания в поле прибора была осуществлена посредством автономного синхронизатора, управлявшего лазером. Отметим некоторые детали обработки интерферограммы, связанные с условиями, имеющими место в обычном баллистическом опыте. Для получения распределений плотности мы пользовались методикой [5]. Нам приходилось устанавливать нумерацию полос при переходе через ударные волны ввиду резкого излома полос и невозможности проследить за полосами.

Используя алгоритм, изложенный в [5], мы в первую очередь устанавливали номер полосы за головной волной. В дальнейшем такой же алгоритм применялся для установления соответствия на внутренней волне. Сравнение результатов отождествления полос в соседних сечениях позволило проверить надежность установления нумерации полос. Далее при расшифровке распределений плотности использовался зонный метод Шардина в простейшей постановке. Исследуемое сечение разбивалось на кольцевые зоны. Ширина зон принималась пропорциональной сгущению полос, в областях быстрого изменения плотности по радиусу частота зон была выше, и наоборот. Этот подход к разбиению на кольцевые зоны уменьшал ошибки аппроксимации.

Как и в работе Шардина [6], в каждой зоне коэффициент преломления (плотность газа) принимался постоянным. На первом шаге вычислялся коэффициент преломления во внешней зоне. Результат использовался для вычисления коэффициента в следующей зоне и т.д. Плотность газа связана с коэффициентом преломления линейным соотношением Гладстона–Дейла с константой, зависящей от молекулярного состава рабочего газа. Профили плотности, установленные для моделей ФВС, будут продемонстрированы при обсуждении результатов в конце работы.

Обработка траекторных данных

Благодаря большому разнообразию форм ФВС и режимов их полета на первом этапе экспериментального исследования целесообразно ограничиться упрощенным подходом к обработке данных траекторного исследования. Основные уравнения ускорений продольного и поперечного движений центра тяжести модели под действием аэродинамических сил и уравнение углового колебания (угла тангана) имеют вид, приведенный в [7],

$$\begin{aligned} \ddot{X} &= -(C_x \cos \Theta + C_y \sin \Theta)(\rho S/2m)V^2, \\ \ddot{Y} &= (C_y \cos \Theta - C_x \sin \Theta)(\rho S/2m)V^2, \\ \ddot{\theta} &= -C_m(\rho S/2m)r^{-2}LV^2. \end{aligned} \quad (1)$$

Рассмотрим рис. 4, где, как в уравнениях (1), C_x , C_y , C_m — статические аэродинамические коэффициенты; m — масса модели; S — площадь миделевого сечения; ρ — плотность воздуха; V — скорость; α — угол атаки; θ — угол тангажа; Θ — угол наклона траектории; r — поперечный радиус инерции; X , Y — координаты центра тяжести модели; t — время; точка сверху означает дифференцирование по времени.

Вводя, как обычно, баллистический коэффициент $k = \rho S/2m$ и коэффициент радиуса инерции $b = L/r^2$, мы можем переписать систему (1) по-новому. На первом этапе при траекторных измерениях полезно принять следующие допущения. Они следуют из начальных условий проведения эксперимента и физических соображений, касающихся соотношений величин продольных

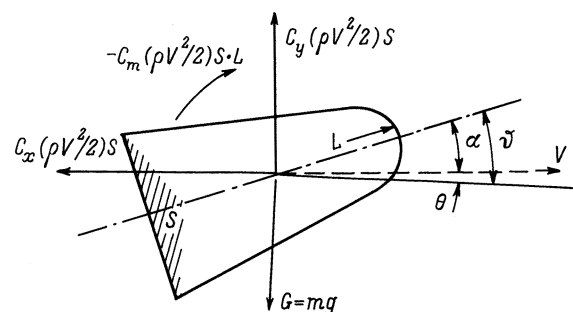


Рис. 4. Схема сил и момента, действующих на модель при плоском колебательном движении в системе координат, связанной с моделью.

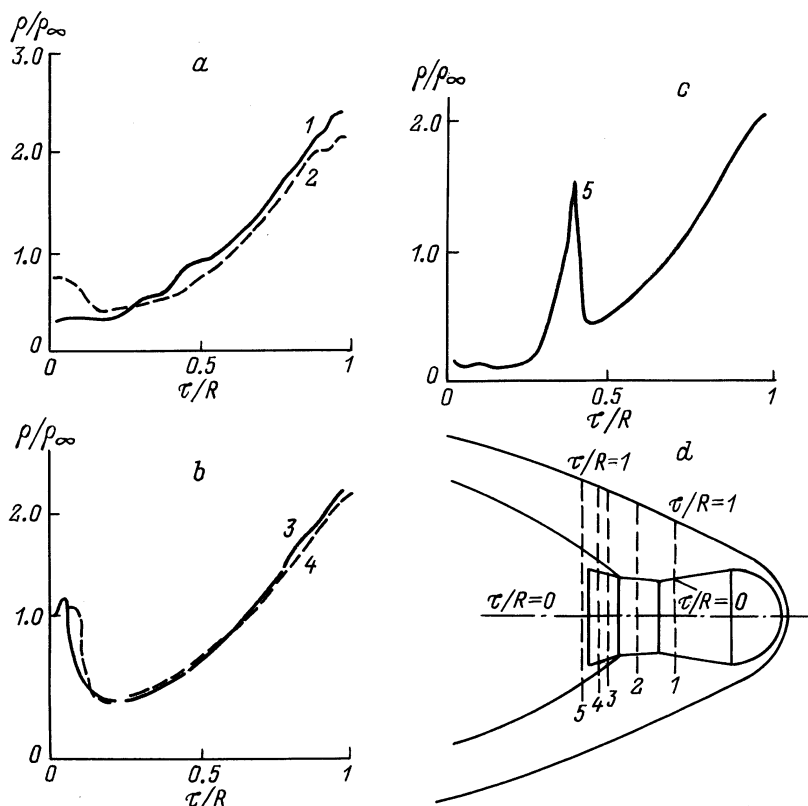


Рис. 5. Радиальные профили плотности в сечениях модели ФВС (имевшей каплеобразную форму; рис. 3): *a* — в сечениях над боковой поверхностью перед скачком от стабилизирующей юбки, *b* — в сечениях над стабилизирующей юбкой, *c* — в сечении донной области, *d* — осевое сечение модели с нанесенными положениями сечений обработки.

и поперечных ускорений. Мы осуществляли колебания наших моделей в вертикальной плоскости XY (рис. 4) $V^2 \sim (\dot{X})^2$; $\dot{Y}^2 \ll \dot{X}^2$; $\ddot{Y} \ll \ddot{X}$. Тогда упрощенная система уравнений — динамические уравнения плоского движения центра тяжести и колебаний под действием аэродинамического момента примет вид

$$\ddot{X} = -kC_x(\dot{X})^2, \quad \ddot{Y} = kC_y(\dot{X})^2, \quad \ddot{\theta} = -kC_m(\dot{X})^2. \quad (2)$$

При сделанных предположениях каждый из коэффициентов C_x , C_y , C_m может быть определен из своего уравнения независимо.

Прямое двойное дифференцирование построенных по данным обмера снимков табличных зависимостей $X(t)$, $Y(t)$ и $\theta(t)$ ведет к большим ошибкам в вычисляемых C_x , C_y , C_m , если не приняты соответствующие меры сглаживания начальных данных [7].

В ходе численного решения уравнений (2) получают зависимости аэродинамических коэффициентов $C_x(t)$, $C_y(t)$, $C_m(t)$. Так как зависимость угла $\theta(t)$ — фактически угла атаки известна, то с учетом физических соображений о поведении $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$ и $C_m(\alpha)$ путем сопоставления таблиц строятся соответствующие полиномиальные зависимости этих коэффициентов. Как правило, ограничиваются биквадратной зависимостью от угла атаки для $C_x(\alpha)$ — четкой функцией и полиномами с кубичным

членом для $C_y(\alpha)$ и $C_m(\alpha)$ — нечетными функциями. Заметим, что при больших углах атаки зависимости $C_x(\alpha)$, $C_y(\alpha)$, $C_m(\alpha)$ находятся в силу их нелинейности с меньшей достоверностью.

Принципы численного моделирования

Численное моделирование обтекания сложных составных тел, типичных форм ФВС, по сравнению с экспериментальным исследованием характеризуется большим количеством информации о термодинамических параметрах обтекания. Несомненно, методика численного моделирования допускает детальное варьирование газодинамических критериев подобия, в первую очередь геометрии компоновок и чисел Маха. Авторам известна целая иерархия математических моделей различного уровня сложности, связанных как с размерностью задачи, так и с воспроизводимостью гиперзвуковых особенностей обтекания применительно к указанным телам [3].

Численный расчет пространственного обтекания составных форм тел, типичных для ФВС, разработан на базе упрощенной математической процедуры. Она включает объединение хорошо известного ньютоновского подхода и метода расчета потенциального потока. Процедура предусматривает использование эксперименталь-

№ модели	Число Маха M	Удлинение L/D	Центровка $x_{c.g.}/L$	Углы атаки α , degree	Коэффициент сопротивления
1	4.35	1.83	0.45	0–4	0.97
2	4.70	1.77	0.68	0–2	0.60
3	4.08	1.93	0.63	0–2	0.57

ных данных. Эта весьма простая математическая модель позволяет оценивать аэродинамические коэффициенты осесимметричного тела (а также и тел с отклонениями от симметрии) при их движении с умеренными углами атаки. Соответствующая численная процедура вмонтирована в расчетный блок, описывающий плоскоколебательное движение тела по траектории. Таким образом, получена хорошая возможность сравнения с экспериментальными данными.

Разработанная вычислительная методика проверена путем сравнительного сопоставления с баллистическими экспериментальными данными и результатами тестовых расчетов. Сравнение выполнено по контуру головной ударной волны и других волн вблизи модели. Коэффициент сопротивления, установленный в трубном и баллистическом эксперименте, сопоставлен с расчетным значением этого параметра, причем отмечено удовлетворительное согласование по всем сравниваемым параметрам.

Экспериментальные результаты

Краткое обсуждение методов исследования обтекания и движения гиперзвуковых тел (моделей ФВС) дает основание продемонстрировать ряд типичных результатов, касающихся параметров потока и аэродинамических характеристик. Данные получены для элементов удлинения $L/D = 1.8-2$, отличающихся формой образующей корпуса и удлинением. Все модели имели осесимметричную форму, а центр тяжести был конструктивно сдвинут к носу (рис. 1). Рис. 5 представляет радиальные профили плотности вокруг ФВС каплевидной формы. Распределения характерны для сверхзвукового обтекания затупленного тела. Профили плотности перед юбкой (1–5 на рис. 5) показывают появление отошедшего скачка. Профили плотности над юбкой выявляют сильный скачок плотности в стабилизирующей ударной волне. Последний график (рис. 5, c) демонстрирует распределение плотности в поперечном сечении донной области, график содержит интенсивный скачок плотности на радиусе встречи сечения с внутренней ударной волной.

Суммируем экспериментальные результаты по аэродинамическим характеристикам.

1. Каплеобразный снаряд с диаметром головной части, близким к юбке, и $L/D = 1.83$ обнаружил низкий запас устойчивости. Центр тяжести модели конструктивно был сдвинут до $x_{c.g.}/L = 0.45$ от носа. В целях придания телу большей устойчивости конический стабилизатор

следует располагать дальше за центром тяжести ФВС при любом удлинении L/D последнего (рис. 3). Коэффициент сопротивления модели был $C_x = 0.97$ в диапазоне углов $\alpha = 0-4^\circ$. Это на 7% выше коэффициента сопротивления сферы при тех же условиях вследствие ненулевых углов атаки модели. Число Маха составляло 4.35.

2. Составная коническая модель ФВС с более тонкой носовой частью имела более низкое аэродинамическое сопротивление. Центр тяжести был на расстоянии $x_{c.g.}/L = 0.68$ от носа. Таким образом, запас устойчивости был невелик, к тому же модель имела малый баллистический коэффициент и соответственно значительные пространственные отклонения в полете. Коэффициент сопротивления при углах атаки $\alpha = 0-2^\circ$ был $C_x = 0.60$. Число Маха 4.7.

3. Центр тяжести модели составной формы со сферически притупленным носком, имеющим диаметр, вдвое меньший, чем юбка, обратный конус и развернутый конический стабилизатор, находится на удалении $x_{c.g.}/L = 0.63$. Уступ вблизи донного среза, диаметр которого на 13% превышал диаметр конуса, оказывал добавочный стабилизирующий эффект (рис. 6).

Коэффициент сопротивления при средних колебаниях угла атаки в пределах 2° был $C_x = 0.57$. Число Маха 4.08. Данный, полученные для этой модели удлинения $L/D = 1.93$, позволяют рассматривать ее как наилучшую форму среди рассмотренных и по аэродинамическому

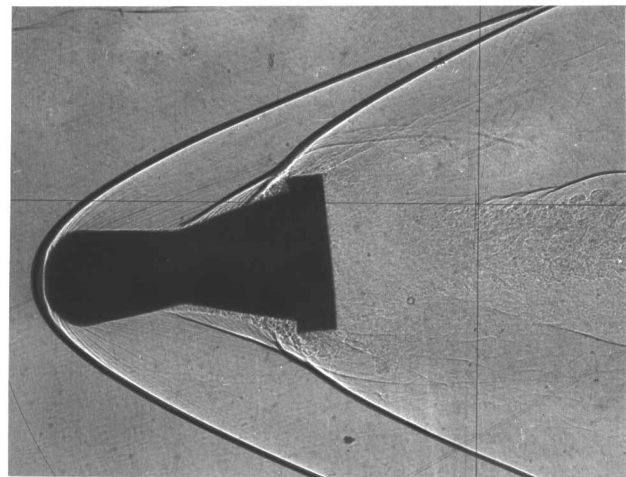


Рис. 6. Прямотеневая картина модели ФВС в полете при числе Маха 4.08. Основная стабилизация модели в полете задана наличием конической юбки, смещением центра тяжести к носу модели (рис. 1).

сопротивлению, и по продольной устойчивости при умеренных углах атаки. Соберем приведенные данные в таблицу.

Заключение

Основной областью анализа поля плотности наших объектов являются отрывная зона, образующаяся над боковой поверхностью перед и над юбкой модели, а также донная область. Распределения плотности вблизи и над стабилизирующей юбкой важны для понимания процесса стабилизации полета ФВС. Количественно оценивая скачок плотности в волне от юбки, исследователь оценивает достаточность угла юбки и ее расположение для реализации необходимой возвращающей силы. Низкие значения донной плотности (давления) у моделей ФВС характерны для любых конических форм при данных числах Маха 4–5.

Численный расчет обтекания в упрощенной постановке невозможен без знания границ и размеров отрывных образований и соответствующей ударно-волновой структуры. В свою очередь экспериментальные значения осредненной плотности (пропорциональной давлению) вокруг и вблизи тела послужат проверке справедливости допущений, сделанных при расчетах.

Полезно сделать краткое заключение об аэродинамике трех форм ФВС. Наиболее исследованной модели каплеобразной формы свойственны низкий запас устойчивости (при существенном сдвиге к носку модели центра тяжести) и внушительное аэродинамическое сопротивление $C_x \sim 1$. Для модели с меньшей по диаметру головной частью при наличии развитого стабилизатора сопротивление составляло $C_x = 0.60$. Однако, из-за того что центр тяжести не был расположен близко к носку, устойчивость была низкой. Модель ФВС со ступенькой на юбке перед дном, имевшая $x_{cg}/L = 0.63$, проявила одновременно хорошие стабилизирующие свойства и приемлемое сопротивление. Это позволило считать эту форму наилучшей среди рассмотренных моделей.

Интересно проверить (имея целью оптимизацию ФВС) влияние на устойчивость и сопротивление замены юбки на юбку звездообразной формы с прорезьями. Как это проявится в профилях плотности над ней? Благодаря меньшей эффективной поверхности общий вклад в волновое сопротивление, внесенный юбкой с прорезьями, будет меньше. Донное давление следует ожидать более высоким и донное сопротивление соответственно более низким, чем при полной юбке. Это обусловлено протоком воздуха через прорези. Однако звездообразная форма стабилизатора вызывает опасность возникновения резких волновых конфигураций. Их влияние на аэродинамику неочевидно. Анализ волновой структуры звездообразного стабилизатора с использованием полученных в эксперименте оптических картин полезен для разработки эффективной инженерной методики расчета обтекания.

Список литературы

- [1] *Warken D., Schilling H.* Report Ernst-Mach Institute. N 11/86. Freiburg (Germany), 1986.
- [2] *Девирный С.М., Ковалев П.И., Томсон С.Г.* Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе. № 1509. СПб., 1991. 22 с.
- [3] *Isaev S.A., Mitin A.Ju., Mikhalev A.N.* et al. // Proc. Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk, 1992. P. 63–66.
- [4] *Dementjev I.M., Kamalov I.A., Kovalev P.I.* et al. // Optics and Laser Technology. 1987. Vol. 19. N 6. P. 316–318.
- [5] *Менде Н.П., Штенгель Ю.Е.* Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе. № 1564. СПб., 1991. 25 с.
- [6] *Schardin H.* // Ergebnisse de exacten Naturwissenschaften. 1942. Bd 20. S. 303.
- [7] *Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А.* и др. Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе. № 1033. СПб., 1986. 57 с.