

02;12

## Измерение параметров газового потока возле тел с передней срывной зоной

© П.И. Ковалев, С.Г. Томсон

Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН,  
194021 Санкт-Петербург, Россия  
e-mail: kovalev@mail.loffe.Ru

(Поступило в Редакцию 20 декабря 2006 г.)

Рассмотрены вопросы, связанные с развитием нового метода диагностики газовых потоков, пригодного для использования в баллистическом эксперименте. Метод основан на зондировании ударными волнами исследуемого потока. Предложены различные способы введения в поток зондирующих возмущений. При помощи предложенных методик проведены измерения параметров газа при обтекании летательных аппаратов с передней срывной зоной.

PACS: 47.10.-g

### Введение

Известно, что при исследовании обтекания летательных аппаратов баллистическим методом можно наиболее полно смоделировать натурные условия полета. Это обусловлено тем, что в баллистическом эксперименте, так же как и в натуральных условиях, аппарат движется относительно покоящегося газа. Однако то, что обеспечивает преимущества баллистического эксперимента перед экспериментом в аэродинамических трубах, существенно сужает возможности диагностики. С 1887 г., когда Эрнст Мах визуализировал ударную волну возле свободно летящего объекта при помощи интерферометра, основными методами диагностики, применяемыми в баллистическом эксперименте, являются оптические. Они позволяют визуализировать различные особенности потоков и определять поля плотностей. Этим ограничиваются их возможности. Естественно, что попытки использовать информацию, получаемую при помощи интерферометра, для определения других параметров потока бывают успешными лишь в исключительных случаях, например при стационарном сверхзвуковом обтекании осесимметричных тел [1]. Успех в этом случае обуславливается тем, что можно привлечь дополнительные сведения из газовой динамики. В общем случае, когда вся информация о потоке ограничивается результатами интерференционных измерений, все попытки перейти от полей плотности к другим параметрам газа заканчиваются неудачей, так как являются некорректными.

Наблюдение картин взаимодействия ударных волн при входе сверхзвуковых объектов во взрывную область натолкнуло на мысль о возможности использования сверхзвуковых возмущений для измерения параметров газового потока.

Предположим, что требуется измерить параметры газа в потоке, обтекающем поверхность твердого тела. Параметры газа необходимо определять непосредственно на поверхности тела, поэтому можно считать

известным направление вектора скорости газа. Пусть исследуемая область потока, в пределах которой можно считать параметры газа однородными, заключена между двумя зондирующими ударными волнами, движущимися навстречу друг к другу. Тогда связь между параметрами газа и параметрами ударных волн может быть записана в виде двух уравнений:

$$aM_1 = U_1 - u,$$

$$aM_2 = U_2 + u.$$

Здесь  $a$  и  $u$  — искомые скорости звука и газа, а  $U_1, U_2, M_1, M_2$  — скорости и числа Маха первой и второй зондирующей волны соответственно. Предположим, что в эксперименте картина распространения ударных волн зарегистрирована при помощи двухкадровой интерференционной съемки в два близких момента времени [2], тогда обработка интерферограмм позволит определить  $M_1, M_2, U_1, U_2$ , а решение системы определит искомые скорость звука ( $a$ ) и скорость газа ( $u$ ), заметим, что при этом будет известна и плотность газа.

В настоящей статье описаны некоторые методики, позволяющие создавать зондирующие ударные волны возле свободно летящих объектов. В работе рассматривается осесимметричное обтекание.

При разработке методик была поставлена цель сделать их универсальными, пригодными для исследований потоков, обтекающих тела произвольной конфигурации, поэтому в качестве исследуемого объекта было выбрано тело, обтекание которого имеет весьма сложную структуру.

### Техника эксперимента

Впервые измерение параметров газового потока при помощи зондирующих волн было реализовано для тестирования метода. В качестве объекта измерений было выбрано течение в донной области притупленного

конуса [3]. К моменту постановки экспериментов это течение было хорошо изучено как экспериментально [4], так и при помощи численных методов [3]. Тестирование проводилось для осесимметричного обтекания в центре донной поверхности. Известно, что в донной области вблизи оси течения происходит торможение струи газа, совершающего циркуляционное движение. Это обстоятельство позволяет считать скорость газа относительно обтекаемой поверхности равной нулю и ограничиться при измерениях одним зондирующим возмущением. В качестве такого возмущения была выбрана ударная волна, которая образуется при взаимодействии сфокусированного излучения импульсного рубинового лазера с твердой поверхностью. В работах [2,5] были подробно описаны методы юстировки и синхронизации работы оборудования, которые обеспечивали выделение энергии в выбранной точке донной поверхности. В результате проведенных экспериментов одновременно были измерены скорость звука в потоке и плотность газа, что позволило рассчитать давление. Сравнение результатов измерений с результатами других работ [4] показало, что различие в численных значениях измеряемых величин не превышает 5% и что предложенный метод измерения может иметь практическое применение.

Один из недостатков описанного способа введения зондирующих волн очевиден — при малейшем отклонении метаемого тела от расчетной траектории точка выделения энергии может выйти за пределы исследуемой области. Однако этот недостаток может быть минимизирован, если при изготовлении метаемых объектов применять материалы с максимально возможной плотностью, обеспечивающие максимально достижимые момент инерции и массу метаемого тела, а взаимодействие с излучением осуществлять как можно ближе к пушке. Эти меры позволяют минимизировать отклонение метаемого тела от точки прицеливания.

Более существенным недостатком является то, что данный метод не может применяться для создания зондирующих возмущений в других зонах течения без нарушения симметрии обтекания, например на боковой поверхности тела. Нарушение осевой симметрии приводит к необходимости применения методов томографии, что существенно усложняет задачу. Авторы настоящей работы попытались придумать метод, позволяющий вводить возмущения, не нарушая симметрию обтекания.

Такой метод был предложен, он состоял в следующем: если исследуемый поток на боковой поверхности является сверхзвуковым, то любой излом обтекаемой поверхности вызовет образование ударной волны. Эта волна будет покоиться относительно поверхности тела и может быть использована как зондирующая волна. Вторая зондирующая волна может быть создана за счет отражения головной волны от неподвижного, легко разрушаемого препятствия, например, листа ватмана, расположенного перпендикулярно траектории метаемого тела. Отраженная волна будет двигаться навстречу волне, образовавшейся вблизи уступа. Исследуемый поток будет заключен между волнами.

Эта методика введения зондирующих возмущений была апробирована при измерении параметров на боковой поверхности острого конуса с углом раствора  $30^\circ$ , летевшего при числе Маха  $M = 2.1$  [6]. Выбор объекта тестирования был обусловлен тем, что при обтекании острого конуса все параметры потока на нулевой линии тока постоянны и при измерении не происходит их осреднения. В результате проведенных измерений параметры потока на поверхности конуса были определены с точностью  $\sim 1\%$ . Этот результат несомненно заслуживает высокой оценки, однако он получен для весьма специфических условий обтекания и его следует рассматривать как эталон, к которому следует стремиться. В общем случае при измерениях методом зондирующих волн происходит осреднение параметров по времени и по размерам области, заключенной между зондирующими волнами. Кроме того, на точность измерений существенно влияет характерный линейный размер задачи, определяемый калибром метаемого тела. Поэтому оценка точности должна производиться отдельно для каждого рассматриваемого обтекания.

Предложенная методика введения зондирующих волн применима для широкого класса задач, в которых исследуется сверхзвуковое обтекание твердых тел. Однако она не применима в тех случаях, когда поток обтекающей поверхности является дозвуковым, например, при исследовании течения в передней срывной зоне тел, показанных на рис. 1. Для создания зондирующей волны в области дозвукового течения, которое реализуется в передней срывной зоне, необходим внешний источник, например, заряд взрывчатого вещества. Желательно также, чтобы этот заряд был жестко связан с метаемым объектом. Выполнение последнего условия обеспечивает выделение энергии в заданной точке поверхности мета-

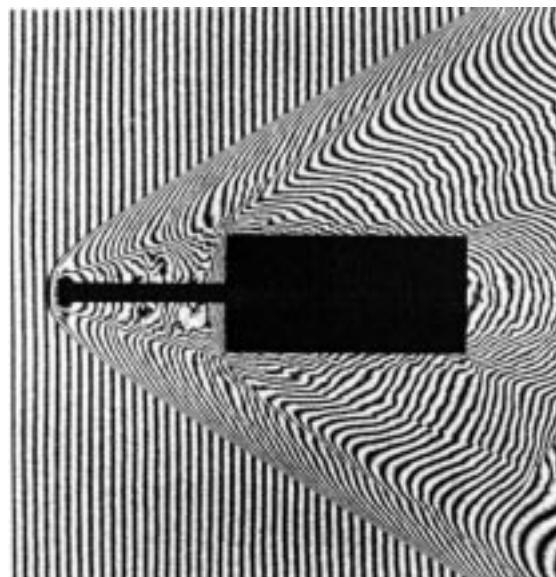
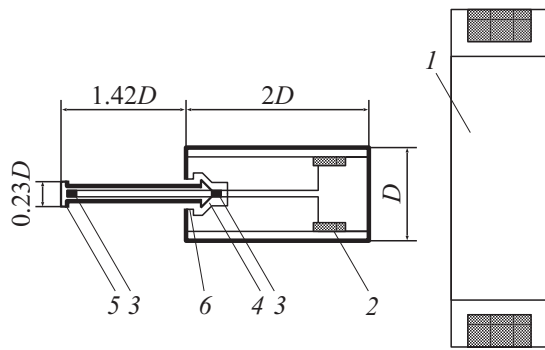


Рис. 1. Обтекание тела с передней срывной зоной при числе  $M = 2.3$ , воздух при нормальных условиях.



**Рис. 2.** Устройство для возбуждения зондирующих ударных волн в передней срывной зоне.

емого тела вне зависимости от случайных отклонений его траектории.

Для решения поставленной задачи было необходимо: создать устройство для генерирования зондирующих волн, расположенное внутри метаемого объекта, способное выдерживать ускорение в пушке, и разработать систему его дистанционного запуска. Решение этой задачи показано на схеме (рис. 2): катушка для генерирования магнитного поля — *1*, катушка цепи электродетонаторов — *2*, электродетонаторы — *3*, внутренняя полость — *4*, дисковая насадка — *5*, каналы — *6*. Электродетонаторы *3* включены последовательно в цепь катушки *2*. Катушка *1* подключена к батарее безындукционных электрических емкостей через игнитрон.

Для того чтобы элементы устройства, расположенные в метаемом теле, выдерживали ускорения при выстреле, были предприняты следующие меры. Катушка *2* помещалась в кольцевую канавку и заливалась эпоксидным компаундом. Электродетонаторы приклеивались к задним стенкам полостей, в которых они располагались, что исключало механическое повреждение электрических цепей при разгоне объекта в пушке.

При проектировании катушки *1*, генерирующей магнитное поле, учитывались ограничения по ее габаритам. Минимально допустимый диаметр катушки определялся исходя из требования, чтобы при пролете тела через катушку отраженная от катушки головная волна не попадала в область измерений. Электрические параметры катушек *1, 2*, а также параметры электрического импульса, питающего катушку *1* определялись исходя из того, чтобы после вылета метаемого тела из катушки *1* и его удаления от ее заднего среза на два калибра, ток, развиваемый в контуре электродетонаторов, был достаточен для их подрыва.

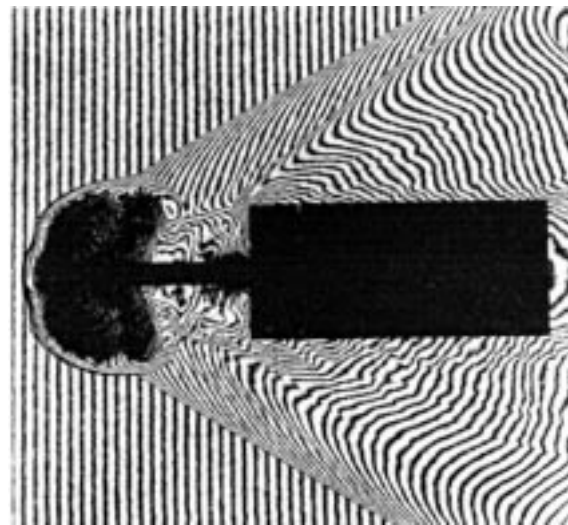
Работа устройства происходит следующим образом: после выстрела в момент вылета объекта из катушки *1* на ее контакты поступает высоковольтный импульс. Нарастающее магнитное поле, взаимодействуя с движущейся катушкой *2*, приводит к взрыву электродетонаторов *3*, после чего формируются две зондирующие волны. Первая формируется при истечении газов из полости *4* в переднюю срывную зону через восемь каналов *6*.

Эта волна распространяется от основания штыря вверх по течению, вторая — формируется после отделения от штыря дисковой насадки *5*. Эта волна движется в направлении основания штыря.

Иллюстрирует работу этого устройства одна из двух интерферограмм, полученных с интервалом в  $2.6 \mu\text{s}$  в одном эксперименте (рис. 3). Для регистрации процесса распространения зондирующих волн использовалась двухкадровая скоростная съемка, описанная в работе [2].

Очевидно, что устройство, показанное на рис. 2, после небольших модификаций может быть использовано для возбуждения зондирующих волн практически в любой области течения. Например, для введения зондирующей волны в донную область объекта (рис. 4) устройство дополнялось каналом, расположенным на оси тела и соединяющим полость *4* с поверхностью дна, а электродетонатор, расположенный под дисковой насадкой, удалялся. Ликвидировались также каналы *6*. Для увеличения интенсивности ударной волны, движущейся по поверхности дна, выходное отверстие канала было накрыто сбрасываемой мембраной.

Наличие мембраны способствовало повышению интенсивности участка ударной волны, примыкающей к поверхности. Увеличение числа Маха зондирующей волны существенно увеличивает измеряемую величину (оп-



**Рис. 3.** Распространение зондирующих ударных волн в передней срывной зоне. Число Маха полета  $M = 2.36$ .



**Рис. 4.** Распространение зондирующей ударной волны в донной области,  $M = 2.34$ . Справа показан увеличенный фрагмент интерферограммы, на котором видна зондирующая ударная волна.

тическую разность хода), а значит, повышает точность проводимых измерений. На рис. 4 показана одна из двух интерферограмм, полученных при распространении ударной волны в донной области (съемка велась с интервалом  $5.8 \mu\text{s}$ , на рис. 4 показана поздняя фаза).

## Результаты измерений

При сверхзвуковом обтекании тел с передней срывной зоной [7] образуются три характерные области течения, на границах которых происходят диссипативные процессы.

Первая область заключена между передним торцом объекта и дисковой насадкой. Эта область характеризуется циркуляционным течением газа, она примыкает к штырю и ограничена снаружи слоем смешения, который образуется в результате отрыва потока при обтекании дисковой насадки. Вторая область расположена над боковой поверхностью тела и ограничена сечениями, проходящими через основание штыря и донный срез тела. Третья область — это область донного течения.

Смысл такого разбиения на области состоит в том, что в каждой из них существуют линии тока, примыкающие к поверхности тела, вдоль которых сохраняется полная энтальпия. Это значит, что для определения параметров газа вдоль поверхности тела в каждой из этих областей достаточно знать распределение плотности газа вдоль поверхности, а также измерить скорости газа и звука хотя бы в одной точке поверхности.

Приведем некоторые результаты, полученные при измерении параметров в передней срывной зоне. На рис. 5 показаны контуры зондирующих ударных волн в два момента времени, они построены по результатам обработки интерферограмм, одна из которых показана на рис. 3. На рис. 5 по осям координат отложены длины, выраженные в калибрах модели. Цифрами 1–3

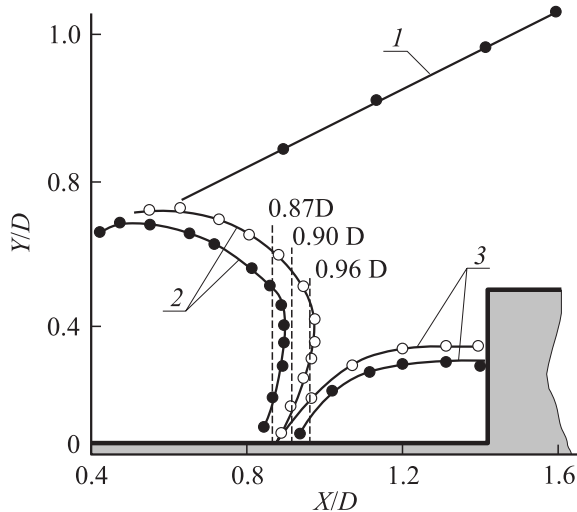


Рис. 5. Схема расположения зондирующих ударных волн в передней срывной зоне.

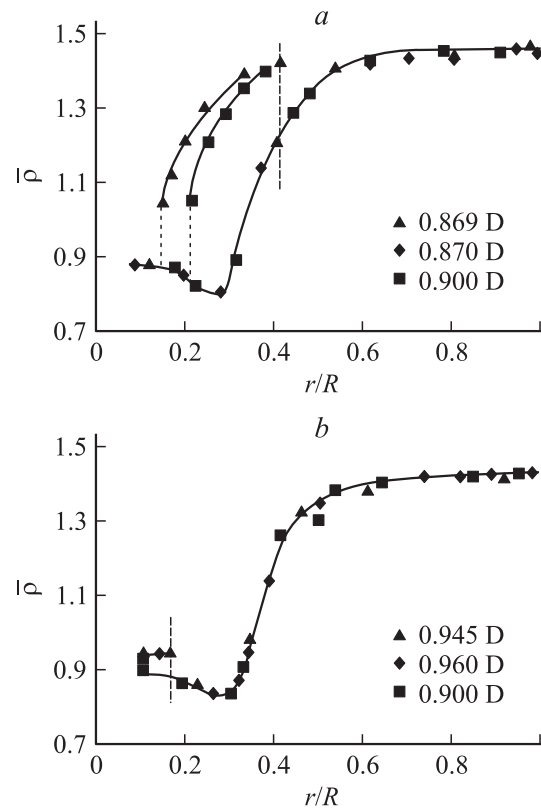
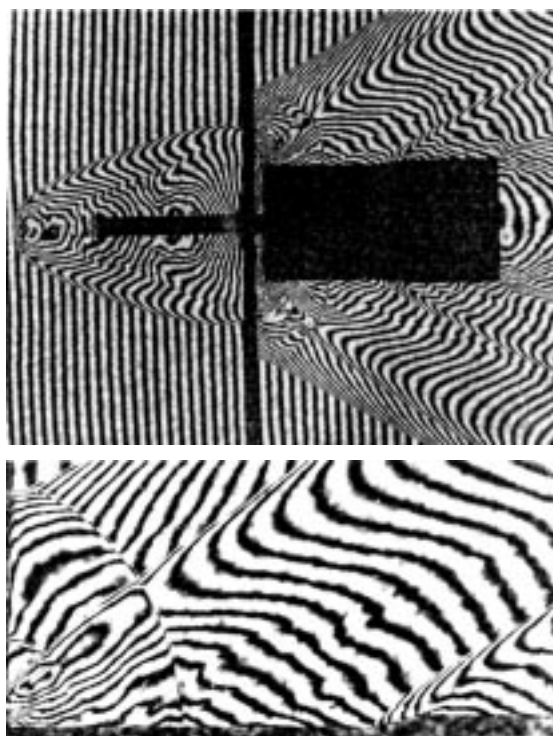


Рис. 6. Распространение плотности газа в сечениях, проходящих через волну, движущуюся к торцу модели (а), и через волну, движущуюся к дисковой насадке (б).

отмечены головная волна и зондирующие волны соответственно. Зачерненные кружки соответствуют ранней фазе процесса, незачерненные — поздней. Рассчитанные средние скорости зондирующих волн составили: волны, движущейся от дисковой насадки к торцу модели, —  $561 \text{ m/s}$ , а волны, движущейся во встречном направлении, —  $540 \text{ m/s}$ .

Расшифровка интерферограмм проводилась методом Х. Шардина в сечениях перпендикулярных оси течения. Координаты сечений отсчитывались от дисковой насадки и выражались в диаметрах метаобъекта. На рис. 6 показаны распределения плотности, определенные по интерферограмме, соответствующей раннему моменту времени. Для этой интерферограммы сечение  $0.90 \text{ D}$  проходит в области, лежащей между зондирующими волнами. На графиках по оси абсцисс отложено отношение текущего радиуса к радиусу головной волны в рассматриваемом сечении, по оси ординат — плотность газа в сечении, отнесенная к плотности газа в набегающем потоке, пунктир — координаты зондирующих волн. На рис. 6, а таких координат две вследствие того, что волна, движущаяся от дисковой насадки, имеет торроидальную форму. По перепадам плотности на фронтах зондирующих волн были рассчитаны числа Маха, которые составили 1.8 и 1.04 для левой и правой волн соответственно. Обработка интерферограммы, соответствующей более



**Рис. 7.** Возбуждение зондирующих ударных волн на боковой поверхности тела с передней срывной зоной, летящего при  $M = 2.38$ .

поздней фазе, показала, что за время  $2.6 \mu\text{s}$  интенсивность зондирующих волн практически не меняется, соответствующие графики здесь не приводятся. С помощью данных измерений были определены скорость звука  $a = 500 \text{ m/s}$ , скорость газа на поверхности штыря  $u = 30 \text{ m/s}$ , а также температура  $\bar{T} = 2.15$  и давление  $\bar{P} = 1.83$ , отнесенные к соответствующим величинам в набегающем потоке.

Аналогичные измерения и расчеты позволили определить давление и температуру газа, обтекающего донную поверхность тела. Обработка интерферограмм в сечениях, проходящих по поверхности дна модели, позволила определить скорость зондирующей волны, которая составила  $667 \text{ m/s}$ , и число Маха  $M = 1.58$ . Последующий расчет позволил определить относительные температуру газа  $\bar{T} = 1.63$  и давление  $\bar{P} = 0.46$ .

Для измерения параметров на боковой поверхности тела использовался прием, апробированный при измерении параметров газа на боковой поверхности острого конуса. На рис. 7 показана интерферограмма, полученная при пробивании метаемым телом листа бумаги, установленного перпендикулярно траектории полета тела. Это одна из интерферограмм, сделанных с интервалом в  $4.7 \mu\text{s}$  (ранняя фаза). На увеличенном фрагменте фотографии, показанном в нижней части рис. 7, видны две ударные волны. Левая волна, образовавшаяся при отражении головного скачка от преграды, движется в направлении донного среза. Вторая волна, присоединенная к уступу, покоится.

Обработка интерферограмм в области, лежащей непосредственно за отраженной волной, вызвала наибольшие затруднения, так как интенсивность отраженной волны в точке ее падения на поверхность была близка к звуковой, а угол между ее нормалью и расчетным сечением был близок к  $90^\circ$ . Первое обстоятельство приводило к увеличению относительной ошибки в определении интенсивности отраженной волны, а второе — к уменьшению точности определения координаты волны в рассматриваемом сечении. Для повышения надежности измерений обработка интерферограмм была проведена в нескольких сечениях, пересекающих область, возмущенную отраженной волной, вблизи точки ее падения на поверхность. В результате проведенных измерений была определена интенсивность отраженного скачка  $M = 1.02$ . Обработка интерферограммы для определения интенсивности присоединенной к уступу волны была проведена в сечении, которое отстояло на  $0.8 \text{ mm}$  ниже по течению от точки излома поверхности. По перепаду плотности на скачке было определено число  $M = 1.3$ . Угол наклона скачка к поверхности был измерен непосредственно, он составил  $37^\circ$ . С помощью результатов этих измерений были рассчитаны средняя скорость газа  $u = 749 \text{ m/s}$  и скорость звука  $a = 407 \text{ m/s}$  в потоке, а также относительные давление  $\bar{P} = 0.811$  и температура  $\bar{T} = 1.4$ . Анализ погрешностей проведенный при тестировании метода, позволяет считать, что в проведенных экспериментах погрешность при определении параметров газа не превышала 5%. В частности, это подтверждается при сравнении результатов измерений на поверхности дна тела, полученных обсуждаемым методом и при помощи мембранных датчиков давления [4].

## Применение методик для расширения возможностей баллистического эксперимента

Разработанные методы введения возмущений в газовый поток могут быть использованы для моделирования в условиях баллистического эксперимента целого ряда задач. При этом техника эксперимента не требует принципиальной модификации. К таким задачам можно отнести энерговыделение на поверхности летательного аппарата, струйное управление, отделение элементов летательных аппаратов в полете.

Преимущество применения сфокусированного лазерного излучения для моделирования и изучения процессов, происходящих при энерговыделении на поверхности летящего тела, состоит в том, что при таком моделировании в исследуемой области отсутствуют продукты детонации, которые образуются при использовании взрывчатых веществ, это позволяет применять при исследованиях оптические средства диагностики. Другим важным фактором является хорошая повторяемость распределений параметров газа в области пробоя и их близость к распределению параметров газа в области

точечного взрыва [8]. Это обстоятельство позволяет эффективно использовать для решения задачи методы численного моделирования, так как дает возможность задать процесс энерговыделения на поверхности тела [9].

Один из методов моделирования струйного обтекания был описан в работе [10]. Суть метода состоит в том, что в метаемом теле создается полость, соединенная с поверхностью тела при помощи канала. Возле выхода канала из полости устанавливается инерционный клапан. Перед выстрелом в полость нагнетается газ под давлением, величина которого зависит от интересующего режима истечения струи. После завершения заправки метаемого тела клапан автоматически закрывается под воздействием давления газа, находящегося в полости. При выстреле клапан открывается под действием сил инерции, и газ из полости начинает истекать на поверхность тела. Такой метод обладает рядом недостатков: во-первых, момент начала истечения струи фиксирован и совпадает с моментом вылета тела из ствола метательной системы. Это исключает возможность наблюдения в одном эксперименте движения невозмущенного тела и движения тела, возмущенного струей. Во-вторых, специфика запуска устройства исключает возможность работы устройства в статических условиях. В-третьих, наличие полости в метаемом теле снижает прочность метаемого тела и ограничивает диапазон допустимых ускорений, а следовательно, и исследуемых скоростей. Все эти недостатки отсутствуют при использовании методик, описанных в настоящей статье.

Метод дистанционного подрыва детонатора позволяет моделировать и многие другие задачи, связанные с исследованиями динамики полета, в частности, разделение метаемых тел в полете. Один из таких экспериментов показан на рис. 3, где зафиксирован момент отстрела дисковой насадки.

## Список литературы

- [1] *Духовский И.А., Ковалев П.И., Менде Н.П.* и др. Измерение параметров газового потока при помощи зондирующих ударных волн. Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе АН СССР. № 1139. 1987. 24 с.
- [2] *Dementiev I.M., Kamalov I.A., Kovalev P.I.* et al. // *Optics and Laser Technology*. 1987. Vol. 19. N 6. P. 316–318.
- [3] *Исаев С.П., Швец А.И.* // *Изв. АН СССР. МЖГ*. 1961. № 5. С. 25–32.
- [4] *Шелудько Ю.В.* // *Физико-газодинамические баллистические исследования*. Л.: Наука, 1980. С. 68–77.
- [5] *Dukhovski I.A., Kovalev P.I., Mende N.P.* et al. // *Optics and Laser Technology*. 1987. Vol. 20. N 5. P. 259–262.
- [6] *Kovalev P.I., Tomson S.G.* Determination of gas flow parameters in free flight. *Gas dynamics*. New York: Nova Science Publishers, 1992. P. 145–151.
- [7] *Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А.* и др. Моделирование сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной. Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе АН СССР. № 10336Л. 1986. 58 с.
- [8] *Ageev B.M., Komissaruk V.A., Kovalev P.I.* et al. // *Optics and Laser Technology*. 1984. Vol. 16. N 2. P. 97–100.
- [9] *Седов Л.И.* Методы подобия и размерности в механике. Изд. 4-е. М.: Гостехиздат, 1957.
- [10] *Dementiev I.M., Mikhalev A.N.* // *An album of supersonic flow visualisation* / Ed. by P.I. Kovalev and N.P. Mende. Beijing, People's Republic of China: National Industry Press, 2000. P. 161–169.