



*Двенадцатая Международная научно-техническая конференция  
«Оптические методы исследования потоков»  
Москва, 25 — 28 июня 2013 г.*

УДК 533.6.08, 532.574.7

О.А.Гобызов<sup>1</sup>, Ю.А. Ложкин<sup>1</sup>, Ю.Х. Ганиев<sup>2</sup>, Г.И. Красенков<sup>2</sup>, М.А. Ларионов<sup>2</sup>,  
А.Е. Надеждин<sup>2</sup>, П.С. Филиппов<sup>2</sup>, С.Е. Филиппов<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН, Россия, 630090,*

*г. Новосибирск, проспект Академика Лаврентьева, д. 1, E-mail: lozhkin@itp.nsc.ru*

<sup>2</sup>*Центральный научно-исследовательский институт машиностроения, Россия,  
141070, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, дом 4, E-mail: fsepsi@mail.ru.*

**ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ МЕТОДА PIV ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ТЕЧЕНИЯ В СВЕРХЗВУКОВЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ**

**АННОТАЦИЯ**

Настоящая работа описывает опыт разработки, оптимизации и применения системы для проведения PIV-измерений в сверхзвуковых аэродинамических трубах ЦНИИмаш. В работе рассмотрены отличительные особенности средне – и крупномасштабных сверхзвуковых аэродинамических установок, представлены методики экспериментальных исследований и результаты испытаний, проведенных на сверхзвуковых аэродинамических трубах с использованием автоматизированной системы визуализации.

**PIV, СВЕРХЗВУКОВЫЕ ТЕЧЕНИЯ, КРУПНОМАСШТАБНЫЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ТРУБЫ**

**ВВЕДЕНИЕ**

Исследование сверхзвуковых потоков в аэродинамических трубах является неотъемлемой частью процесса наземной отработки авиационных и ракетно-космических систем, причем для отработки важно не только качество потока, создаваемого в аэродинамической установке, но и средства, с помощью которых осуществляются измерения его характеристик. Особая роль в подобного рода исследованиях всегда отводилась невозмущающим оптическим методам, таким как метод Тепплера и Шлирен-метод. Однако, несмотря на ряд несомненных преимуществ этих методов, их применение ограничено получением качественной информации о структуре потока. С развитием лазерной техники, регистрирующей аппаратуры и алгоритмов обработки изображений для исследования высокоскоростных сжимаемых течений стало возможным применение также и метода анемометрии по изображениям частиц (PIV).

Транс – и сверхзвуковые сжимаемые течения характеризуются, в первую очередь, высокой скоростью потока, а также большими градиентами скорости и плотности газа, а аэродинамические установки, формирующие такой поток, имеют обычно относительно короткое время действия. Аэродинамические экспериментальные стенды ФГУП ЦНИИмаш, кроме того, отличаются широким диапазоном чисел Маха (от  $M=0,2$  до  $M=8$ ), имеют большие диаметры среза сопла и требуют определения характеристик потока на больших (до 500 мм) измерительных областях. Эти и другие особенности налагают ряд дополнительных требований к измерительной системе, основанной на методе анемометрии по изображениям частиц.

## ТЕХНИКА И МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНОВ

### Выбор частиц для засева

Ключевым для корректного измерения скорости в этих условиях является выбор способа засева потока. Необходимо, чтобы засев был по возможности однородным, а частицы как можно более точно отслеживали поток. Дополнительную трудность представляет тот факт, что качество засева обычно невозможно оценить непосредственно в ходе эксперимента. Анализ динамики частиц, в том числе и применительно к их использованию в качестве трассеров, посвящен ряд работ [1][2][3], поэтому приведем здесь только основные соображения, на основании которых можно осуществить выбор способа засева, исходя из условий эксперимента. Выбор размеров частиц всегда ограничивается, с одной стороны, необходимостью получения достаточно высокого соотношения сигнал/шум, и, с другой – способностью частиц выбранной плотности и размера отслеживать исследуемое течение. Для оценки энергии, рассеиваемой частицами, используемыми в трассерной визуализации, можно воспользоваться теорией рассеяния Ми, описывающей рассеяние на частицах, имеющих размер порядка длины волны излучения. В работе [4] предложено выражение для численной оценки этой энергии и представлены результаты расчета зависимости энергии, рассеянной частицами масла, от размера частиц (Рис. 1). Видно, что характер зависимости сохраняется при изменении телесного угла, под которым “видна” частица, и что выбранная авторами указанной работы аппроксимация применима для частиц размером до 0.3 мкм, в то время как при меньших размерах частиц количество рассеянной энергии резко падает по сравнению с расчетным. Таким образом, можно заключить, что использование частиц, имеющих характерный размер меньше 0.2 – 0.3 микрона для трассерной визуализации нецелесообразно.

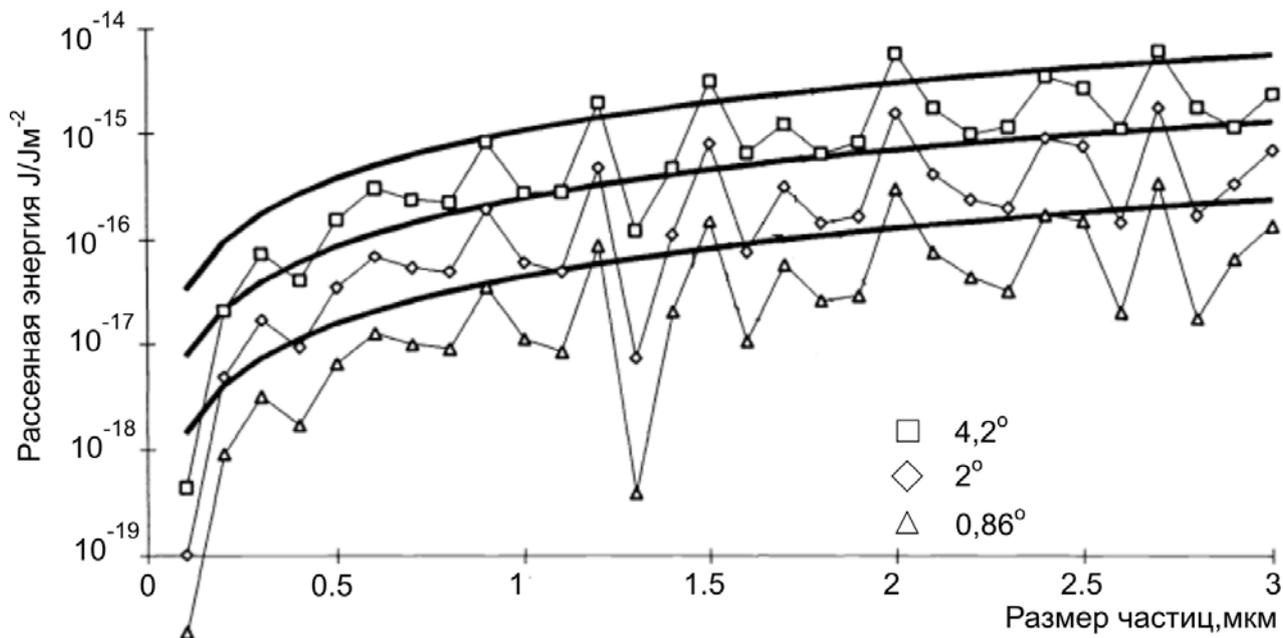


Рис. 1. Зависимость рассеиваемой частицами энергии от их размера.

Для оценки максимально допустимого размера частиц следует обратиться к уравнению движения взвешенной сферы в жидкости [5], оставив в нем только члены, описывающие силу вязкого трения и ускорение частицы в жидкости, поскольку именно они вносят основной вклад при движении взвешенной частицы в газе. Уравнение в этом случае примет вид

$$0 = -\frac{\pi d_p^3}{6} \rho_p \frac{dU_p}{dt} - 3\pi\mu d_p V \quad (1)$$

Где  $d_p$ ,  $\rho_p$ ,  $U_p$  – диаметр, плотность и скорость частицы, а  $V=U_p-U_f$  – разность скоростей частицы и газа. Уравнение (1) можно привести к виду:

$$\frac{d\hat{U}_p}{dt} = -C(\hat{U}_p - \hat{U}_f) \quad (2)$$

Где  $C$  – характеристическая частота движения частиц

$$C = \frac{18\mu}{\rho_p d_p^2} = \frac{3}{4} C_D \text{Re}_p \frac{\mu}{\rho_p d_p^2} \quad (3)$$

При условии выбора “правильного” коэффициента аэродинамического сопротивления  $C_D$  уравнение остается верным для сверхзвуковых и транзвуковых течений, в том числе содержащих скачки уплотнения. Для прямого или косого плоского скачка, как показано в работах [6, 7], уравнение допускает решения вида:

$$\left| \frac{U_f - U_p}{U_f - U_{pi}} \right| = e^{-Ct} = e^{-\frac{t}{\tau}} \quad (4)$$

где  $\tau$  – характерное время релаксации частицы, а  $U_{pi}$  – начальная скорость частиц, совпадающая обычно со скоростью среды перед фронтом ударной волны. Выражение для  $C_D$  зависит от множества параметров, и для разных диапазонов чисел Рейнольдса используются разные аппроксимации для его оценки [8]. В работе [1] предложено модифицированное для околосвуковых и сверхзвуковых выражение для  $C_D$  с поправкой на число Кнудсена.

$$C_D = \frac{24}{\text{Re}_p (1 + \text{Kn}_p)} \quad (5)$$

Выравнивание скорости частицы за фронтом ударной волны в этом приближении показано на рис. 2. Для частиц имеющих плотность, близкую к плотности воды и размер 0.2-0.3 мкм релаксация (если принять за критерий релаксации условие  $|1-(U_p/U_f)| < 0.05$ ) происходит практически непосредственно за фронтом ударной волны, в случае же частиц имеющих размер  $\approx 1$  мкм следует учитывать сравнительно большую длину их релаксации.

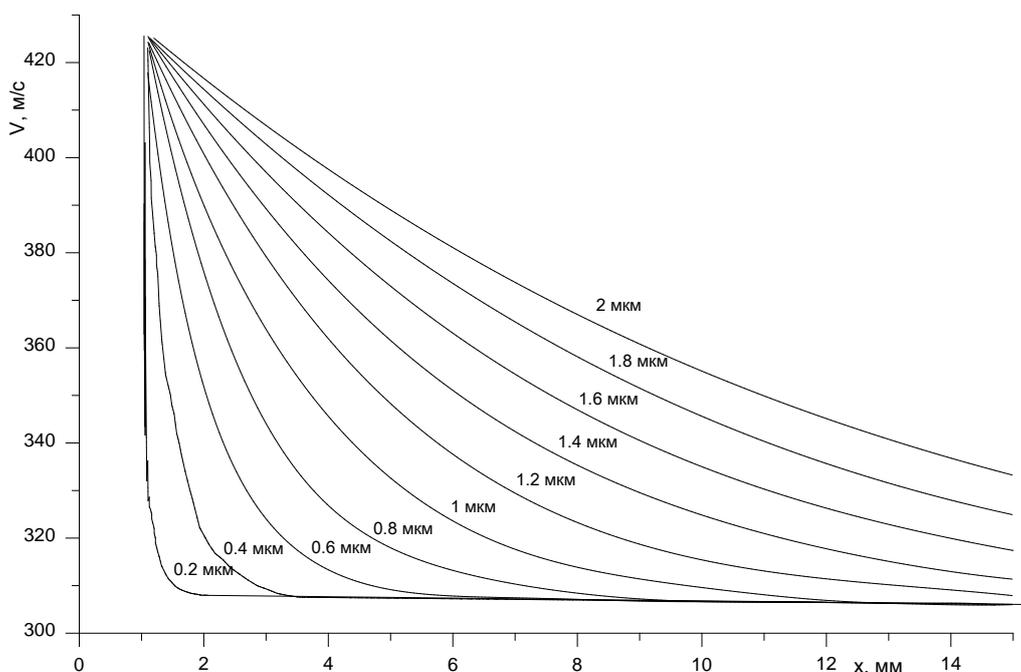


Рис. 2. Расчётный профиль скорости каплей воды различного размера при прохождении ими фронта ударной волны.  $M=1,5$ ;  $T=300$  К.

Приведенные выше соображения, конечно, не описывают в полной мере динамику трассеров в высокоскоростных потоках, однако могут служить отправной точкой для выбора материала и способа получения трассеров.

Среди существующих систем для засева потоков можно выделить генераторы частиц конденсационного и распылительного (эжекторного) типа, а также устройства кипящего слоя для распыления твердых частиц, создающие сравнительно однородный по дисперсному составу засев с частицами необходимого размера. Так, характерный размер частиц, формируемых генератором конденсационного типа составляет 0,3-0,5 мкм, а средний размер и дисперсный состав частиц, формируемых генератором распылительного типа может варьироваться в зависимости от различных параметров [9], которые обычно подбирают такими, чтобы получить аэрозоль со средним размером частиц  $\approx 1$  мкм. Что касается устройств для распыления твердых частиц, то они имеют ряд недостатков, в числе которых сравнительно низкая производительность, и их применение оправдано в основном в случае высокотемпературных потоков. В нашем случае для засева были выбраны генераторы конденсационного и эжекторного типа, использующие водоглицериновый раствор ( $\rho \approx 1,14$  кг/м<sup>3</sup>) в качестве рабочей жидкости.

### Состав и параметры экспериментальных стенов

Эксперименты проводились на аэродинамических установках ЦНИИмаш АДТ У4-М и У 306-3, основные характеристики которых приведены в табл. 1, а более полное описание - в работе [10]. В боковых и верхней стенке раблчих частей АДТ установлены оптические окна, обеспечивающие оптический доступ в рабочую часть. В боковой стенке форкамер обеих аэродинамических труб имеются отверстия для ввода зондов, использовавшиеся в экспериментах для подачи частиц-трассеров в контур. Измерения проводились при числе Маха 4 и давлениях в форкамере 0,5 и 0,7 атм.

В ряде работ (см, например [3]), посвященных применению метода PIV для диагностики потоков в аэродинамических трубах отмечается, что для получения более равномерного засева рабочей части ввод частиц следует осуществлять на участке контура, предшествующем хонейккомбам и выравнивающим сеткам, однако, в связи с тем, что конструкция аэроди-

намических установок не позволяла осуществить засев подобным образом, была предложена иная схема. Частицы подавались через трубку-распределитель с набором отверстий, располагавшихся вдоль по потоку, которая вводилась в контур через имеющиеся в боковых стенках форкамеры отверстия. Такой способ подачи трассеров, как будет описано ниже, вполне пригоден к использованию, хотя и обладает некоторыми недостатками.

Аэродинамические установки ЦНИИмаш относятся к классу средне- и крупномасштабных, а исследование режимов обтекания аэродинамических моделей требует, соответственно, захвата больших измерительных областей. Это, в свою очередь, требует использования лазера с высоким значением энергии в импульсе и камер высокого разрешения, позволяющих охватить большую измерительную область. Из-за больших размеров аэродинамических установок и невозможности установки лазера вблизи рабочей части оптический путь лазерного ножа также оказывается длиннее обычного и составляет от 2.5 до 5 м., поэтому для формирования лазерного ножа была разработана специальная длиннофокусная насадка, позволяющая формировать область перетяжки в указанном диапазоне расстояний. В испытаниях использовался двойной импульсный Nd:Yag лазер и ПЗС-камеры высокого разрешения работающие в двухкадровом режиме.

Для настройки и тестирования измерительной системы аэрозоль подавался в рабочую часть трубы (в отсутствие потока), и по изображениям частиц выполнялась настройка фокуса объектива камеры, а также ориентации и толщины светового ножа, после чего осуществлялась проверка и подстройка синхронизации лазера и камеры. Световой нож настраивался по оси установленной в рабочую часть модели, толщина светового ножа составляла  $\approx 1,2$  мм. Размер измерительной области составлял  $\approx 190 \times 190$  мм для АДТ У4-М и  $350 \times 350$  мм для У 306-3, что позволяло наблюдать использованные модели полностью. Для каждого режима регистрировалось по 200 пар трассерных картин потока с частотой 2 Гц.

Табл. 1				
Наименование параметра		Единица измерения	Диапазон параметров	
			У 306-3	У4-М
Размер рабочей части		м	2,5×6,0	0,6×2,8
Числа Маха			3, 4, 6, 8	1, 8; 2,0÷6,0 через 0,5
Числа Рейнольдса ( $Re_1$ )			$10^6 \div 2 \cdot 10^8$	$0,8 \cdot 10^6 \div 5 \cdot 10^7$
Размер моделей	-диаметр	м	до 0,45	до 0,2
	-длина		до 1,5	до 0,6

Отдельную сложность при проведении испытаний с моделью представляют собой интенсивные отражения лазерного ножа от поверхности, приводящие к засветке области изображения в окрестности стенки. Для снижения их влияния чаще всего поверхность покрывают черной краской того или иного состава, однако такой способ, как показали испытания, не позволяет в достаточной мере снизить интенсивность бликов, в особенности в окрестности углов или острых кромок. Для решения этой проблемы было предложено наносить на поверхность состав на основе флуоресцентного красителя, имеющего максимум поглощения в окрестности длины волны излучения лазера. В этом случае поглощенный свет переизлучается на другой длине волны и отсекается при помощи устанавливаемого на объектив камеры узкополосного светофильтра (см. рис 3).

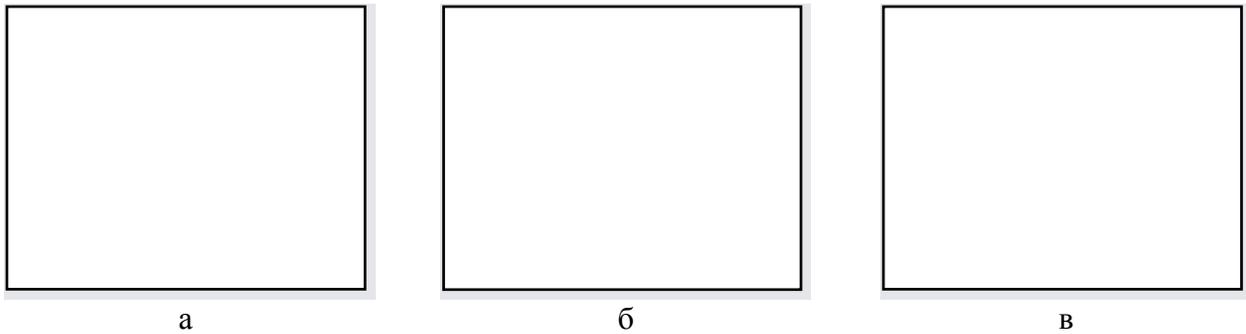


Рис. 3. Интенсивность блика вблизи поверхности а) без покрытия, б) окрашенная черной краской поверхность, в) флуоресцентное покрытие

На каждой из установок было проведено две серии измерений по два запуска и четыре режима в каждой серии. Каждая серия включала измерения при давлении 0,5 и 0,7 атмосфер, при установленной в измерительной области модели и без нее.

### АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ

В первую очередь опишем качество полученных в эксперименте трассерных картин. В результате использования локального засева на части изображений концентрация образцов частиц была низкой либо же образцы частиц отсутствовали полностью. Наличие таких изображений можно объяснить уходом аэрозоля из плоскости светового ножа, поэтому желательно засеивать весь объем потока. В будущем запланировано внедрение системы для осуществления глобального засева.

Распределение аэрозоля в измерительной плоскости, получаемое на аэродинамических трубах У4-М и У306-3 имело различный характер. Полученные распределения аэрозоля (см. рис 4а и 4 б) свидетельствуют о турбулентном режиме течения в форкамере АДТ У306-3 и ламинарном режиме течения в форкамере У4-М при заданных в эксперименте числах Маха и давлениях в форкамере. Отметим, что для используемых алгоритмов обработки изображений в описанных условиях выгодно более неоднородное распределение частиц аэрозоля.

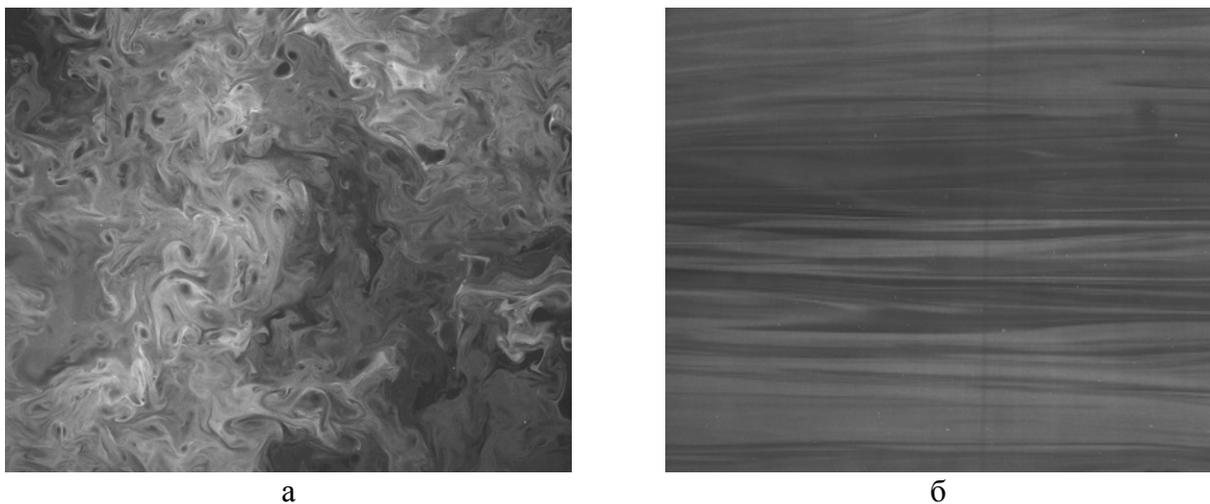


Рис. 4. Распределение аэрозоля в измерительной области а) на АДТ У 306-3.  $M=4$ , давление в форкамере 0,7 атм. б) на АДТ У4-М.  $M=4$ , давление в форкамере 0,7 бар.

В случае установленной в рабочей части модели по получаемым в эксперименте изображениям, а именно по излому продольных неоднородностей в распределении частиц-трассеров, можно определять положение ударных волн. Также в этом случае наблюдалось небольшое увеличение яркости изображения за ударной волной вследствие изменения плотности газа и, соответственно, объемной концентрации частиц. В зоне отрыва и обратных токов распределение трассеров становилось более неоднородным, а яркость изображения значительно снижалась вследствие вытеснения частиц из этой области.

Расчёт полей скорости по полученным в эксперименте трассерным картинкам проводился при помощи процедур из состава программного обеспечения ActualFlow, разработанного в ИТ СО РАН. Для расчета скорости использовался итерационный кросскорреляционный алгоритм с непрерывным смещением расчетных областей.

В результате анализа получаемых результатов была предложена следующая основная схема обработки изображений. Для обработки использовался итерационный алгоритм (Iterative CCF) с начальным размером ячейки 32x32 пикселя с однократным переразбиением ячейки и двумя итерациями при каждом размере ячейки. Между итерациями применяются фильтры по значению скорости (Range Validation) и по критерию локальной гладкости (Moving Average Filter). Такая обработка позволяет получать достоверные результаты с погрешностью измерения скорости около 5 % при достаточно высокой плотности засева потока, а также осредненные характеристики. Однако в областях потока, где концентрация аэрозоля недостаточна, количество верно определенных векторов скорости невелико, и применение итерационного алгоритма не дает своих преимуществ, поэтому для дальнейшего повышения точности было предложено фильтровать эти участки путем наложения масок. При помощи встроенных в ActualFlow процедур для каждого мгновенного измерения строилась маска путем бинаризации соответствующего изображения по некоторому порогу, далее выполнялся отсев рассчитанных векторов скорости, соответствующих «темным» областям. Такая процедура была особенно востребована при обработке изображений, полученных на АДТ У306-3.

На рис. 5 показано среднее значение скорости свободного потока в рабочей части АДТ У4-М (в качестве фона использовано скалярное поле средних значений поперечной компоненты скорости потока) полученные при помощи вышеописанных расчетных процедур. Распределение скорости является практически равномерным, хотя на изображении видна некоторая неоднородность потока (в среднем 2 - 3% от продольного значения скорости). Погрешность измерения среднего значения скорости довольно велика, и составляет до 1 % от значения продольной компоненты скорости (0,05 пикселя). Относительно высокая погрешность здесь связана с большим количеством изображений с низкой концентрацией частиц аэрозоля в рабочей части и, как следствие, небольшим объемом осреднения при расчете средней по времени скорости (критерии отсева прошли <50% мгновенных значений из 100).

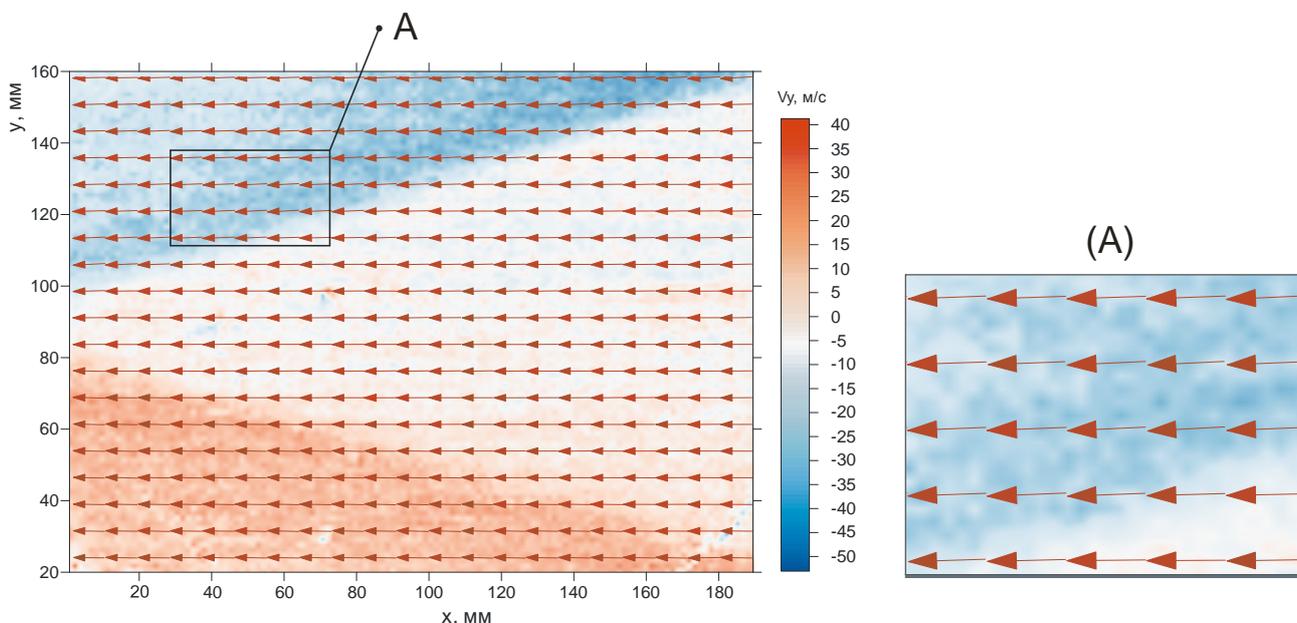


Рис. 5. Результаты визуализации свободного потока на АДТ У4-М.  $M=4$ , давление в форкамере 0,5 бар. Пространственное разрешение измерений 0,8 вekt./мм (показан каждый 5-й).

Поскольку в экспериментах на установке У-306-3 модель была жестко зафиксирована и не изменяла своего положения в пространстве, то полученные в экспериментах изображения и поля скорости можно было усреднить для получения статистических характеристик потока. Осреднение интенсивности трассерных картин позволяет более четко, чем на мгновенных трассерных картинах, визуализировать режим обтекания модели и образующиеся вблизи ее поверхности ударные волны. Так, на рис. 7 в качестве фона использована осредненная трассерная картина обтекания модели при числе Маха 4 и давлении в форкамере 0.7 атм. Такое изображение является аналогом теневой фотографии, с тем отличием, что визуализация происходит в плоскости, освещенной лазерным ножом. На этом же рисунке показано среднее значение вертикальной компоненты скорости потока, полученное в эксперименте.

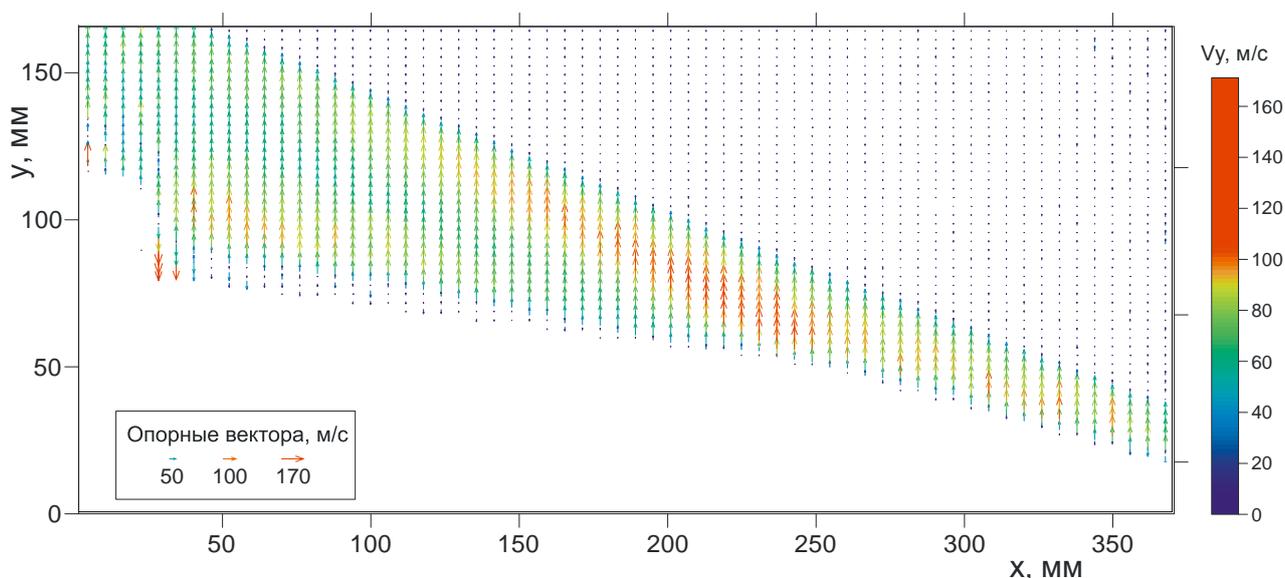


Рис. 6. Поле среднего значения поперечной компоненты скорости при сверхзвуковом обтекании модели на АДТ У-306-3.  $M=4$ , в качестве фона использована осредненная трассерная картина.

По полученному полю скорости видно, что образуется три ударных волны: на носике модели, на переходе на изломе поверхности модели и на установленном ниже по потоку

препятствии, причем наибольшая вертикальная компонента скорости регистрируется вблизи излома поверхности. В области перед препятствием виден отрыв потока и образующиеся обратное течение, однако в описанной постановке эксперимента невозможно получить детальной количественной информации об этом участке в силу недостаточного пространственного разрешения а также того факта, что лишь небольшое число трассеров проникают в область отрыва (для этого участка средний объем выборки сокращался до 12-15 измерений). В случае целенаправленного исследования подобных отрывных областей необходимо использовать оптику с большим (по крайней мере в 2.5-3 раза) коэффициентом увеличения. В целом, полученное среднее поле скорости качественно вполне соответствует ожидаемой картине обтекания и осредненной трассерной картине (визуализации).

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В целом, результаты испытаний показали перспективность направления для решения задач газодинамики, в частности, комплексного изучения обтекания моделей, исследования области перехода пограничного слоя, а также отрывных течений на поверхности моделей. Кроме того, перспективным является применение PIV для исследования качества потока в аэродинамических трубах.

Следует отметить, что, в связи с особенностями влияния динамики трассеров и пространственного разрешения измерений на конечный результат, для каждой из вышеописанных задач выбор способа засева и характеристики системы регистрации должны подбираться отдельно. При этом более тонкие эффекты требуют не только увеличения оптического разрешения системы, но и выбора трассеров с соответствующими динамическими характеристиками.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Melling A.** Tracer particles and seeding for particle image velocimetry // *Meas. Sci. Technol.* 8, 1406, 1997
2. **Tedeschi G., Gouin H., Elena M.**: Motion of tracer particles in supersonic flows // *Exp. Fluids* vol. 26, 288, 1999
3. **Ragni D., Schrijer F., van Oudheusden B. W., Scarano F.** Particle tracer response across shocks measured by PIV // *Exp. Fluids*, vol. 50, p. 53–64, 2011
4. **Mengel F., Morck T.**, Prediction of PIV recording performance // *Proc. SPIE* 2052, 331–8, 1993
5. **Durst F., Melling A., Whitelaw J. H.** Principles and practice of laser-doppler anemometry. Second Edition. L.: Academic Press, 1981.
6. **Meyers J.F., Feller W.V.** Development of a controllable particle generator for LV seeding in hypersonic wind tunnels // *Minnesota Symp. on Laser Anemometry* p. 345, 1975
7. **Dring R. P.** Sizing criteria for laser anemometry particles // *Trans. ASME, J. Fluids Eng*, 104, 15–17, 1982
8. **Clift R., Grace J.R., Weber M.E.** Bubbles, drops and particles, New York: Academic Press, 1978.
9. **Kahler C.J., Sammler B., Kompenhans J.** Generation and control of tracer particles for optical flow investigations in air // *Experiments in Fluids* vol. 33, 736–742, 2002
10. **Czajkowski E.** Russian aeronautical test facilities // *Anser Center for International Aerospace Cooperation*, 1994

O.A. Gobyzov<sup>1</sup>, Yu. A. Lozhkin<sup>1</sup>, Yu. H. Ganiev<sup>2</sup>, G. I. Krasenkov<sup>2</sup>, M. A. Larionov<sup>2</sup>,  
A.E. Nadezhdin<sup>2</sup>, P.S. Filippov<sup>2</sup>, S.E. Filippov<sup>2</sup>

<sup>1</sup>*Kutateladze Institute of Thermophysics SB RAS, , Russia, 630090,  
Novosibirsk, Lavrentyev Ave., 1. 1, E-mail: lozhkin@itp.nsc.ru*

<sup>2</sup>*Central Research Institute of Machine Building, Russia, 141070,  
Korolev, Pionerskaya str., 4, E-mail: fsepsi@mail.ru*

## **APPLICATION OF PIV FOR FLOW INVESTIGATION IN SUPERSONIC WIND TUNNELS**

*In the current paper development, optimization and application of the measuring system designed to perform PIV measurements at TSNImash supersonic wind tunnels is discussed. Key features of the medium- and large-scale supersonic wind tunnels are considered, experimental techniques and results of the tests performed using the automated measuring system are presented.*

**PIV, SUPERSONIC FLOWS, LARGE-SCALE WIND TUNNEL**