

КРАТКОЕ СООБЩЕНИЕ

УДК 533.6.08

**Расчет полей давления на основе PIV-измерений
для сверхзвуковых потоков***

П.А. Поливанов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: polivnaov@itam.nsc.ru

Поля скорости, получаемые методом цифровой трассерной визуализацией, в сверхзвуковых потоках не являются достаточными для определения интегральных характеристик течения. Дополнительные данные, например, о давлении, можно получить из решения уравнений Навье–Стокса. Для несжимаемых течений решение этих уравнений не представляет особой проблемы. Однако для сверхзвуковых потоков необходимость учета плотности потока и увеличение количества причин появления экспериментальных ошибок усложняет решение этой задачи. В работе предложен новый способ нахождения плотности течения из PIV-данных на базе уравнения сохранения массы, что позволяет существенно упростить расчет полей давления для сжимаемых течений.

Ключевые слова: PIV-метод, расчет давления, сжимаемые течения, ударная волна.

Популярным способом получения данных о скорости потока в заданной плоскости является метод PIV (Particle Image Velocimetry). Для несжимаемых течений наличие полей скорости около исследуемого тела позволяет рассчитать различные интегральные характеристики течения, такие как толщину вытеснения, циркуляцию [1] и т.п. К сожалению, для сжимаемых течений поле скорости не является достаточным для определения количественных параметров потока. Получение дополнительной информации о давлении и плотности возможно на базе решения уравнений Навье–Стокса. Для несжимаемых течений постоянство плотности позволяет существенно упростить систему уравнений до уравнения Пуассона [2, 3]. Анализ ошибок определения давления для несжимаемых течений, выполненный в работе [2], демонстрирует возможность расчета полей давления даже для существенно зашумленных данных, но переход к сжимаемым течениям существенно усложняет задачу. Кроме переменной плотности большое влияние на точность определения скорости в сверхзвуковых потоках оказывает инерция частиц (трассеров). Поэтому для сжимаемых течений описанная методика используется редко. Пример определения давления на основе данных PIV можно найти, например, в работе [4]. Здесь плотность определялась через уравнения сохранения энергии и количества движения. Для упрощения системы уравнений было предположено равенство нулю вязких членов. Поскольку величина вязких членов при определении давления из уравнений Навье–Стокса обычно действительно небольшая, это предположение допустимо. Однако сложность расчетов давления и менее качественные измерения полей скорости,

* Исследование выполнено за счет гранта РФФИ (проект № 18-01-00536 а).

реализующиеся при исследовании сжимаемых течений, затрудняют определение давления в сверхзвуковых задачах. В настоящей работе предложен новый упрощенный способ определения плотности и давления потока на основе полей скорости.

Расчет давления с использованием уравнения Пуассона требует определения вторых производных скорости на основе экспериментальных данных. Поскольку эти данные обычно зашумлены, то возникают существенные ошибки в определении производных. Сглаживание полей скорости не всегда позволяет решить эту проблему. Чтобы частично исправить положение применялся следующий алгоритм.

1. На основе распределения скорости находились траектории движения частиц (линии тока). Началом всех траекторий являлась левая граница. Количество используемых линий тока определялось выбранным шагом Δy . Для определения сечения трубки тока S (рис. 1) от одной из линий к другой проводился перпендикуляр, длина которого соответствовала сечению трубки тока.

2. Для получения информации о температуре использовался закон сохранения энтальпии вдоль линии тока: $c_p T + (u^2 + v^2)/2 = c_p T_0$, где u и v — нормальная и продольная компоненты скорости, T — температура потока, T_0 — температура торможения потока, c_p — удельная теплоемкость воздуха. Это предположение не является полностью корректным в сдвиговом слое, но для рассматриваемой задачи ошибка определения температуры не превышала 5 %.

3. В зоне невязкого потока (вне пограничного слоя) определялась плотность потока на основе уравнения сохранения массы вдоль трубки тока: $\rho S \sqrt{u^2 + v^2} = \text{const}$, где ρ — плотность потока. После этого из уравнения состояния находилось давление. Расчет начинался с левой границы, поскольку параметры потока перед ударной волной были известны.

4. Точность определения границ трубки тока в сдвиговом слое оказалась недостаточной, поэтому для определения давления в пограничном слое использовалось уравнение

$$P_{i+1,j+1} = \left[\left(P_{i,j} + \frac{\partial P}{\partial x_{i,j}} \Delta x + \frac{\partial P}{\partial y_{i,j}} \Delta y \right) + \left(P_{i,j+1} + \frac{\partial P}{\partial x_{i,j+1}} \Delta x \right) + \left(P_{i+1,j} + \frac{\partial P}{\partial y_{i+1,j}} \Delta y \right) \right] / 3,$$

где i, j — индексы точек в продольном и нормальном направлениях. Производные давления на предыдущих точках вычислялись на основе уравнения сохранения движения с использованием вязких членов. Использование одновременно трех направлений для определения давления позволило уменьшить влияние ошибки, накапливающейся в ходе интегрирования. Граничные условия определялись из решения для невязкого потока.

Для апробации методики расчета полей давления была выбрана задача, рассмотренная в работе [5]. В этом исследовании с помощью метода PIV изучалось взаимодействие косоугольного скачка уплотнения с пограничным слоем, развивающимся на пластине. Ударная волна генерировалась клином с углом атаки 4° . Рассматривалось как ламинарное, так и турбулентное состояние пограничного слоя. Очевидно, что для ламинарного случая

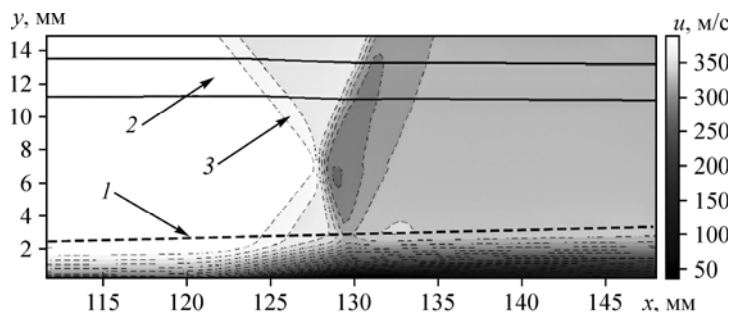


Рис. 1. Базовое поле скорости [м/с].

1 — граница пограничного слоя, 2 — трубка тока,
3 — падающая ударная волна, генерируемая клином.

получение полей давления бесконтактным способом позволит избавиться от возмущений, генерируемых приемниками статического давления [6]. Для корректной верификации метода расчета полей давления было решено в качестве базового варианта использовать поле скорости, найденное путем численного расчета. Это позволяло получить базовое решение для всех искомых величин, что давало возможность точно оценивать ошибку определения давления. Моделирование было выполнено для случая турбулентного набегающего пограничного слоя при параметрах потока $M_\infty = 1,47$, $T_0 = 291$ К, $P_0 = 0,7$ бар и размерах модели, соответствующих эксперименту [5]. RANS-моделирование было выполнено с использованием модели турбулентности $k-\omega$ SST в программном пакете Ansys Fluent. Размеры ячеек расчетной сетки составляли около стенки $y^+ \approx 1$ и $x^+ \approx 20-70$. Результат расчета представлен на рис. 1. После получения решения в него вносились погрешности (ошибки), связанные с влиянием инерции трассеров (рассчитывалось движение сферических частиц глицерина различного диаметра) и неточностью определения скорости трассеров (шум), для этого для каждого вектора скорости добавлялась случайная величина, соответствующая нормальному распределению с заданной величиной среднеквадратичного уровня пульсаций, выраженной в процентах скорости набегающего потока. Далее поле скорости интерполировалось на сетку, соответствующую обычным результатам экспериментальных PIV-данных: $\approx 120 \times 70$. На основе этих данных осуществлялся расчет полей давления, которые сравнивались с базовым случаем.

Граница сдвигового слоя назначалась вручную или автоматически на основе порогового значения производной по скорости. Сравнение рассчитанных полей давления с базовым вариантом представлено на рис. 2. Хорошо видно повторение структуры течения для

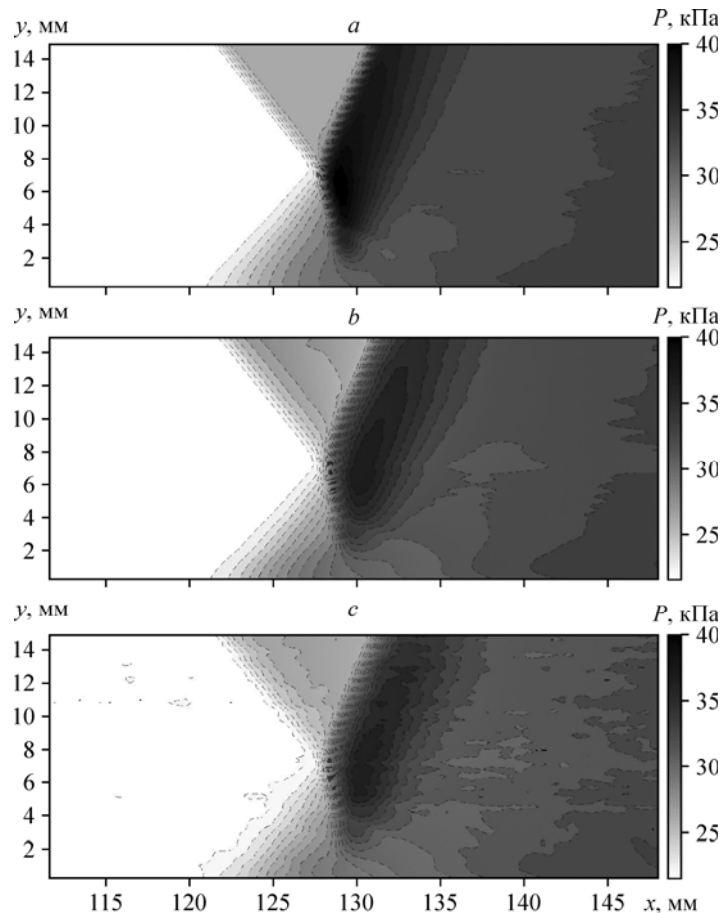


Рис. 2. Поля давления [кПа].

a — базовое, b — вычисленное для частиц с $d = 1$ мкм, c — вычисленное для частиц с $d = 1$ мкм и уровнем шума 0,57%.

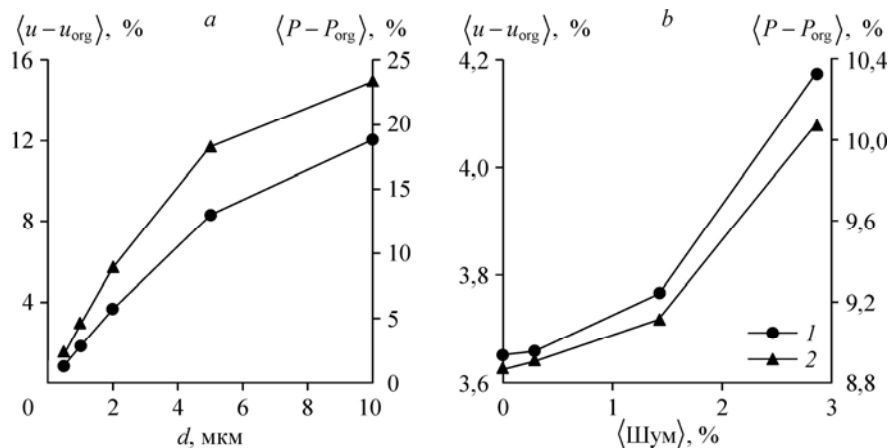


Рис. 3. Зависимость погрешности в определении скорости и давления для различных диаметров частиц (а), для разного уровня зашумленности поля скорости при $d = 2$ мкм (б). 1 — скорость, 2 — давление.

рассчитанных вариантов (рис. 2b, 2c) по сравнению с базовым случаем (рис. 2a). Инерция частиц приводит к размыванию ударной волны, что уменьшает перепад давления и приводит к ошибке измерений. Добавление шума в поле скорости приводит к небольшому зашумлению поля давления, но структура течения сохраняется. Таким образом, использование нестандартного подхода для расчета требуемых данных, также как, например, в работе [7], дает возможность более точного анализа результатов эксперимента.

На рис. 3 сведены среднеквадратичные значения погрешности определения скорости и давления, рассчитанные по всей расчетной области (рис. 1). Хорошо видно, что рост размера частиц и увеличение уровня шума приводят соответственно к росту ошибки определения давления. В эксперименте [5] использовались частицы $d = 1$ мкм и ошибка определения скорости не превышала 1 %. Согласно расчетам это вносит ошибку в определение давления не более 5 %, что позволяет утверждать, что эти данные допустимо использовать для анализа интегральных параметров потока. В предложенном методе обработки PIV-данных потери полного давления на скачке, равные отношению полного давления за скачком к полному давлению перед ним, составляли $\approx 0,98$ и были меньше его теоретического значения, равного $\approx 0,999$. Это связано с занижением статического давления в расчете из-за инерции трассеров.

Разработанный алгоритм более прост в реализации и менее требователен к зашумлению полей скорости, чем вариант используемый в работе [4]. Полученные результаты демонстрируют возможность его применения для анализа экспериментальных данных.

Список литературы

1. Власов В.А., Гаджимагомедов Г.Г., Лутовинов В.М., Сбоев Д.С. Измерение с помощью системы piv аэродинамических сил, действующих на профиль крыла // Уч. зап. ЦАГИ. 2013. Т. 44, № 3. С. 39–50.
2. Azijli I., Sciacchitano A., Ragni D., Palha1 A., Dwight R.P. A posteriori uncertainty quantification of PIV-based pressure data // Exp Fluids. 2016. Art. 72. Vol. 57. 15 p.
3. Vanierschot M., Van den Bulck E. Planar Pressure Field Determination in the Initial Merging Zone of an Annular Swirling Jet Based on Stereo-PIV Measurements // Sensor. 2008. Vol. 8. P. 7596–7608.
4. Van Gent P.L., Michaelis D., Van Oudheusden B.W., Weiss P.E., de Kat R., Laskari A., Jeon Y.J., David L., Schanz D., Huhn F., Gesemann S., Novara M., McPhaden C., Neeteson N.J., Rival D.E., Schneiders J.F.G., Schrijer F.F.J. Comparative assessment of pressure field reconstructions from particle image velocimetry measurements and Lagrangian particle tracking // Exp Fluids. 2017. Vol. 58, No. 4. Art 33. 23 p.
5. Polivanov P.A., Sidorenko A.A., Maslov A.A. Transition effect on shock wave/boundary layer interaction at $M = 1,47$ // AIAA Paper. 2015. P. 2015–1974.
6. Бунтин Д.А., Громько Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Влияние шероховатости затупленной носовой части конуса на положение ламинарно-турбулентного перехода // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 5. С. 655–664.
7. Поливанов П.А., Громько Ю.В., Бунтин Д.А., Маслов А.А., Сидоренко А.А. Использование вейвлет преобразования для корреляционного анализа пульсаций в пограничном слое // Теплофизика и аэромеханика. 2017. Т. 24, № 6. С. 969–972.

Статья поступила в редакцию 9 апреля 2018 г.