

03

Влияние показателя адиабаты на переход между различными видами отражения ударных волн в стационарном сверхзвуковом потоке газа

© Л.Г. Гвоздева, С.А. Гавренков

Объединенный институт высоких температур РАН,
125412 Москва, Россия

e-mail: gvozdevalg@mail.ru, gavrenkov@gmail.com

(Поступило в Редакцию 14 ноября 2012 г.)

В стационарном сверхзвуковом потоке газа аналитически построена полная картина различных видов отражения ударных волн с учетом найденной авторами новой волновой конфигурации — нерегулярного отражения с отрицательным углом отражения. Впервые численно в стационарном сверхзвуковом потоке газа получено двойное маховское отражение с отрицательным углом отражения.

Ранее было известно, что существуют два вида отражения ударных волн: регулярное (двухударная конфигурация) и маховское отражение (трехударная конфигурация) [1]. Считалось, что в стационарном сверхзвуковом потоке газа возможны только эти два вида отражения [2]. Расположение ударных волн зависит от трех параметров: числа Маха набегающего потока M_1 , угла падения ω_1 и эффективного значения показателя адиабаты γ . При переходе от одного вида отражения к другому возникает явление гистерезиса, которое связано с тем, что есть область двойного решения, где возможно получить как двухударную конфигурацию, так и трехударную. От того, какого вида ударная конфигурация возникает, зависит многое, например сопротивление летательного аппарата и тепловые нагрузки на конструкцию. Явление гистерезиса исследовалось в многочисленных работах, но исключительно при постоянном значении показателя адиабаты $\gamma = 1.4$ [3–8].

Авторами настоящей работы было исследовано аналитически и численно влияние показателя адиабаты на нерегулярное отражение [9–14]. Теоретически показано, что в стационарном сверхзвуковом потоке газа при значениях $\gamma < 1.4$ и $M_1 > 3$ существует не два, а три вида отражения: регулярное, маховское и нерегулярное отражение с отрицательным углом отражения $\omega_2 < 0$ (рис. 1, *a*). Очевидно, что вид такого отражения, изображенный на рис. 1, *a*, не может существовать стационарно, так как при пересечении отраженной волны с линией симметрии должно произойти запираение потока в области ARM и нарушение стационарного режима течения газа. Из этих соображений было предположено, что переход к новой форме отражения будет всегда сопровождаться нарушением устойчивой картины течения. При численном исследовании было найдено, что если переход к новой форме происходит от маховского отражения, то возникает новой подвид конфигурации с отрицательным углом — трехударная конфигурация с отрицательным углом отражения и изгибом на отраженной волне (рис. 1, *b*). В ходе установления решения не удалось получить стационарного решения, тройная

точка двигалась вверх по потоку. Был сделан вывод, что полученная конфигурация неустойчива, ее появление приводит к нарушению всей стационарной картины течения.

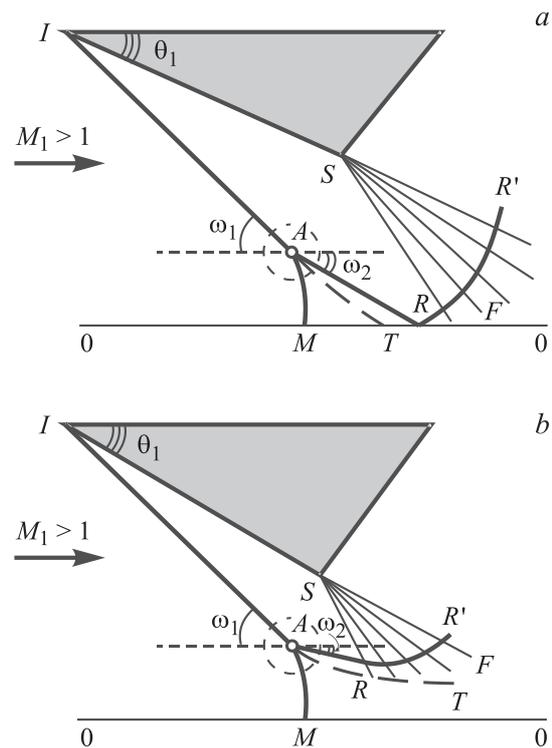


Рис. 1. Нерегулярное отражение ударных волн с отрицательным углом отражения, $\omega_2 < 0$. Нерегулярное отражение с отрицательным углом отражения. Отраженная волна пересекает линию симметрии (*a*); нерегулярное отражение с отрицательным углом отражения и с изгибом на отраженной волне (*b*). IA — падающая ударная волна, ARR — отраженная ударная волна, AT — тангенциальная поверхность разрыва, AM — волна Маха, SF — веер волн разрежения; ω_1 — угол падения, ω_2 — угол отражения, θ_1 — угол клина, A — тройная точка, 0–0 — линия симметрии, M_1 — число Маха набегающего потока.

Целью настоящей работы является получение полной картины различных видов отражения ударных волн в стационарном сверхзвуковом потоке газа с учетом влияния показателя адиабаты на границы между регулярным и маховским отражениями и существования новой формы отражения. Как и в предыдущих работах [10–14], аналитические расчеты были проведены с использованием метода ударных поляр, а численные расчеты с использованием программного продукта STAR-CCM+. В программе заложен метод осреднения уравнений Навье–Стокса, применялась модель турбулентности Spalart–Allmaras.

Было исследовано прежде всего влияние показателя адиабаты на границы регулярного и нерегулярного отражений для диапазона чисел Маха от 1 до 15, угла падения от 0 до 90° и показателя адиабаты от 1.05 до 1.66. Проведена серия аналитических расчетов методом ударных поляр [15]. Для регулярного отражения определялся предельный угол ω_D , выше которого регулярное отражение существовать не может в зависимости от числа набегающего потока Маха M_1 и показателя адиабаты γ . Для нерегулярного отражения определялся предельный угол ω_N , ниже которого нерегулярное отражение существовать не может. Область двойного решения заключена между двумя этими значениями. Известно, что область двойного решения при постоянном значении показателя адиабаты $\gamma = 1.4$ быстро увеличивается с ростом числа Маха [8]. В настоящей работе показано, что такая же зависимость существует и для других значений показателя адиабаты. Проведено исследование влияния показателя адиабаты (при постоянном числе Маха) на величину области двойного решения. Результаты расчетов показали (рис. 2, *a*), что с уменьшением значения показателя адиабаты область двойного решения увеличивается. Так, например, при постоянном значении $M_1 = 5$ и при изменении показателя газа с $\gamma = 1.4$ до $\gamma = 1.05$ область двойного решения увеличилась на 20.2°.

Величина угла ω_G , которая определяет границу области существования новой конфигурации с отрицательным углом отражения, была найдена в работе авторов [11]. На рис. 2, *b* представлен суммарный график областей отражения (при постоянном значении показателя адиабаты $\gamma = 1.2$), на котором изображены все три границы: регулярного отражения (AB), нерегулярного (DC) и конфигурации с отрицательным углом отражения (EGH). Из рисунка можно видеть, что кроме области двойного решения AGHCD, где возможно как маховское, так и регулярное отражение, возникла новая область двойного решения BGN, в которой возможны регулярное отражение и конфигурация с отрицательным углом отражения. Отметим, что при показателях адиабаты, больших или равных 1.4, существует только одна область двойного решения ABCD.

В настоящей работе найдено, что в области отражения с отрицательным углом могут существовать несколько подвидов решения. Дело в том, что аналитические расчеты трехударных конфигураций дают только расположение ударных волн в непосредственной близости тройной

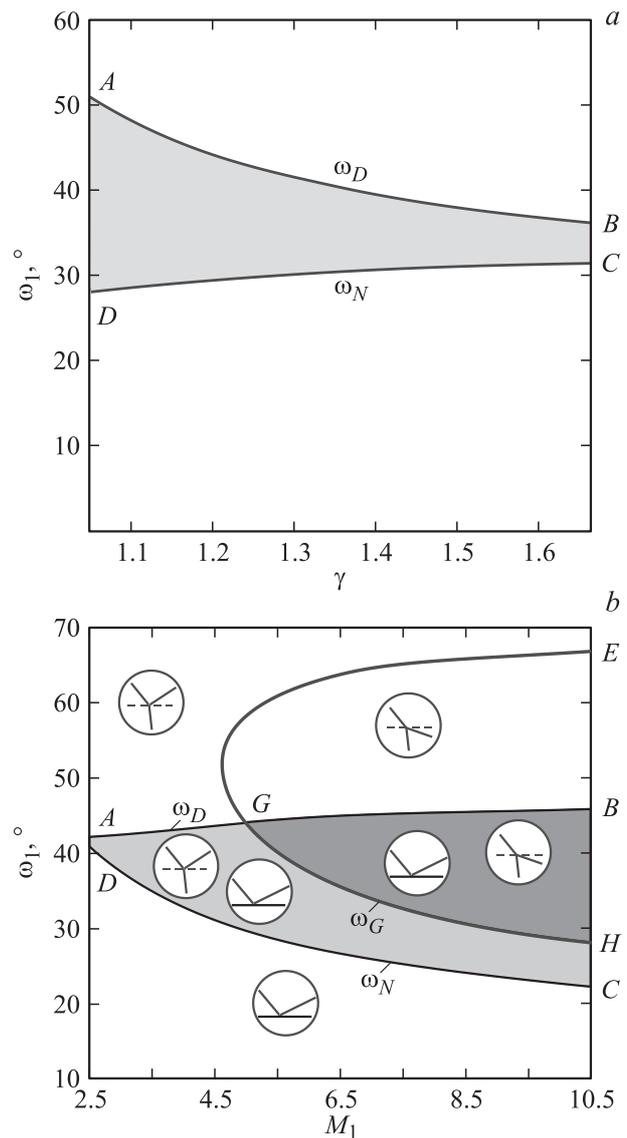


Рис. 2. Кривые зависимости углов перехода ω_N и ω_D от показателя адиабаты γ для числа Маха потока $M_1 = 5$. В области ABCD возможно как регулярное, так и нерегулярное отражение (*a*). Кривые зависимости углов перехода ω_N , ω_D и ω_G в зависимости от числа Маха потока для показателя адиабаты $\gamma = 1.2$. AGHCD — область, двойного решения, в которой возможно как регулярное, так и нерегулярное отражение. BGN — область, в которой возможно как регулярное отражение, так и различные виды нерегулярного отражения с отрицательным углом отражения (*b*).

точки, т.е. начальный участок отраженной волны вблизи тройной точки в конфигурации с отрицательным углом направлен вниз относительно линии движения потока (рис. 1). Авторы обнаружили, что конфигурация с отрицательным углом отражения может принимать различные формы при переходе от одного вида отражения к другому и в зависимости от начального вида отражения. В работах авторов [13,14] была получена конфигурация с отрицательным углом отражения с изгибом на

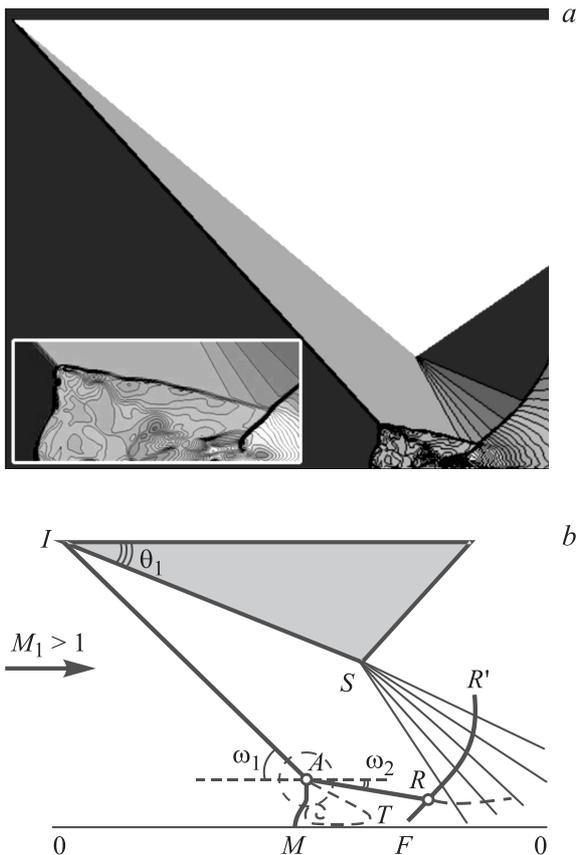


Рис. 3. Результаты численного расчета. Двойное маховское отражение с отрицательным углом отражения в стационарном сверхзвуковом потоке газа. Число Маха потока $M_1 = 6.5$, угол падения $\omega_1 = 48.3^\circ$, показатель адиабаты $\gamma = 1.2$. Конфигурация не является стационарной, она меняется со временем (а). Схема двойного маховского отражения в стационарном сверхзвуковом потоке газа (б).

отраженной волне при параметрах потока $M_1 = 6.5$, $\gamma = 1.2$, $\omega_1 = 48.3^\circ$ (рис. 1, б). Она была получена путем перехода к конфигурации с отрицательным углом отражения ($\omega_2 = -6.9^\circ$) от трехударной конфигурации с положительным углом отражения. В настоящей работе при тех же параметрах потока была получена новая конфигурация — с отрицательным углом отражения и второй тройной точкой на отраженной волне, т.е. двойное маховское отражение с отрицательным углом отражения (рис. 3). Она получена путем перехода к конфигурации с отрицательным углом от регулярного отражения. Полученная конфигурация также неустойчива, как и конфигурация с изломом на отраженной волне, она увеличивается со временем, нарушается стационарный режим течения.

Таким образом, в работе представлена полная картина различных видов отражения в зависимости от значения показателя адиабаты. Показано, что известная ранее область двойного решения, где существуют регулярное и маховское отражения, увеличивается при уменьшении показателя адиабаты. Также было найдено, что при чис-

лах Маха, больших 3, и показателе адиабаты, меньшем 1.4, существует еще одна область двойного решения. В этой области возможно как регулярное отражение, так и появление различных неустойчивых подвидов конфигурации с отрицательным углом отражения.

Впервые показано, что конфигурация с отрицательным углом может принимать различные формы в зависимости от пути перехода — от регулярного отражения или от маховского отражения к конфигурации с отрицательным углом отражения. При переходе от маховского отражения возникает трехударная конфигурация с отрицательным углом отражения и изгибом на отраженной волне. При переходе от маховского отражения с положительным углом отражения возникает новая форма отражения — отражение с отрицательным углом отражения и второй тройной точкой (двойное маховское отражение с отрицательным углом отражения). Все полученные конфигурации с отрицательным углом отражения неустойчивы: их появление приводит к нарушению стационарной картины течения. Ранее двойные маховские конфигурации, в том числе конфигурации с отрицательным углом отражения, наблюдались только при квазистационарном отражении ударных волн. Считалось, что в стационарном сверхзвуковом потоке газа двойное маховское отражение существовать не может [2,16,17].

Полученные результаты о влиянии показателя адиабаты на границы перехода могут иметь широкое практическое применение. Для реальных полетов нельзя считать показатель адиабаты постоянным и равным 1.4. При сверхзвуковых полетах в атмосфере Земли, когда за ударными волнами начинают происходить физико-химические превращения, показатель адиабаты уменьшается. В атмосфере Марса, которая состоит из углекислого газа, показатель адиабаты меньше, чем 1.4. В сверхзвуковых струях, возникающих при истечении продуктов сгорания при высокой температуре из ракетных сопел и камер сгорания, показатель адиабаты может иметь значения намного меньше, чем 1.4. Поэтому оценку того, какая конфигурация возникнет, необходимо проводить с учетом всех трех основных параметров потока: числа Маха, угла падения и эффективного значения показателя адиабаты. Появление конфигурации с отрицательным углом отражения может критически сказаться на работе летательного аппарата и работе ракетных двигателей. Определенные границы области с отрицательным углом отражения являются границами устойчивости, появление любого подвида данной конфигурации в этой области приведет к нарушению стационарного режима течения.

Список литературы

- [1] Courant R., Friedrichs K.O. Supersonic Flows and Shock Waves. NY: Interscience, 1948.
- [2] Ben-Dor G. Shock wave reflection phenomena. NY: Springer Verlag, 2007. 342 с.

- [3] *Hornung H.G., Robinson M.L.* // J. Fluid Mech. 1982. Vol. 123. P. 155–164.
- [4] *Hornung H.G., Oertel H., Sandeman R.J.* // J. Fluid Mech. 1979. Vol. 90. P. 541–560.
- [5] *Chpoun A., Passerel D., Li H., Ben-Dor G.* // J. Fluid Mech. 1995. Vol. 301. P. 19–35.
- [6] *Gvozdeva L.G., Sherbak N.B., Chpoun A., Passerel D.* // Proceedings of the 20th international Symposium on shock waves. V.1. Pasadena, California, USA, July, 1995.
- [7] *Ivanov M.S., Gimelshein S.F., Beylich A.E.* // Phys. Fluids. 1995. Vol. 7. P. 685–687.
- [8] *Иванов М.С., Кудрявцев А.Н., Никифоров С.Б., Хотяновский Д.В.* // Аэромеханика и газовая динамика. 2002. № 3. С. 3–12.
- [9] *Gvozdeva L.G.* // Conditions of instability of three shock configuration in steady flows. ISIS 19. Moscow, 2010.
- [10] *Gvozdeva L.G., Borsch V.L., Gavrenkov S.A.* // 28th International symposium on shock waves. Manchester, 2011.
- [11] *Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А.* // Письма в ЖТФ. 2012. Т. 38. Вып. 8. С. 39–45.
- [12] *Gvozdeva L.G., Gavrenkov S.A.* // Physics of Extreme States of Matter. Chernogolovka, 2012. P. 57–59.
- [13] *Gavrenkov S.A., Gvozdeva L.G.* // Physics of Extreme States of Matter. Chernogolovka, 2012. P. 59–61.
- [14] *Гавренков С.А., Гвоздева Л.Г.* // Письма в ЖТФ. 2012. Т. 38. Вып. 12. С. 74–80.
- [15] Neumann von J. Oblique reflection of shock waves. Collected Works of J. Von Neumann Pergamon Press, 1963. V. 6. P. 238–299.
- [16] *Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г.* Нестационарные взаимодействия ударных волн. М.: Наука, 1977. 274 с.
- [17] *Bazhenova T.V., Gvozdeva L.G., Nettleton M.A.* // Prog. Aerospace Sci. 1984. Vol. 21. P. 249.