

03

Возникновение тройных конфигураций с отрицательным углом отражения в стационарном потоке

© Л.Г. Гвоздева, С.А. Гавренков

Объединенный институт высоких температур РАН, Москва
E-mail: gvozdevalg@mail.ru, gavrenkov@gmail.com

Поступило в Редакцию 22 июля 2011 г.

В окончательной редакции 26 декабря 2011 г.

Рассматриваются трехударные конфигурации ударных волн с отрицательным углом отражения. Такие конфигурации наблюдаются в квазистационарном случае (при отражении ударной волны от плоского клина) в реальных газах, а в стационарном случае известны только с положительным углом отражения. Аналитически определены границы появления конфигурации с отрицательным углом в стационарном случае в зависимости от начального числа Маха потока, угла падения ω_1 и показателя адиабаты γ . Возникновение конфигурации с отрицательным углом в стационарном потоке должно привести к изменению вида волновой картины и, возможно, в определенных условиях, к неустойчивости.

Тройные конфигурации, наряду с двухударными, являются определяющими для всех задач внешней и внутренней аэродинамики [1]. Такие конфигурации появляются на входе в воздухозаборник при сверхзвуковых полетах (рис. 1, *a*), когда волна *IA* на вершине клина не может отразиться от оси симметрии регулярным образом. При работе сопла в нерасчетном режиме возникает мостообразная система скачков из последовательных трехударных конфигураций. В квазистационарном случае, при отражении ударной волны от плоского клина и углах клина меньше критического, также возникает тройная конфигурация Маха (рис. 1, *b*). Тройная точка при этом движется под постоянным углом к поверхности, так что в системе координат, связанной с точкой *A*, мы имеем стационарную трехскачковую конфигурацию.

Расположение скачков в таких конфигурациях и их интенсивности зависят от числа Маха M_1 втекающего потока, от начального угла падения ω_1 и отношения удельных теплоемкостей γ . Известно, что для сильных ударных волн для расчета таких конфигураций можно

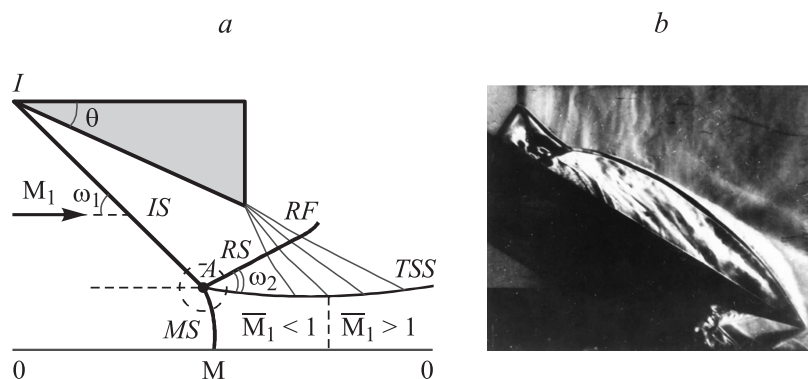


Рис. 1. Тройные конфигурации ударных волн: на входе в воздухозаборник (*a*), квазистационарное отражение ударной волны от плоского клина с отрицательным углом отражения (*b*). *IA* — падающая ударная волна, *AR* — отраженная ударная волна, *AT* — тангенциальная поверхность разрыва, *AM* — волна Маха, ω_1 — угол падения, ω_2 — угол отражения, *A* — тройная точка, *00* — линия набегающего потока, M_1 — число Маха набегающего потока.

воспользоваться трехударной теорией [2,3]. Предполагается, что вблизи тройной точки есть некоторая окрестность, где все волны прямые, на каждом из скачков выполняются законы сохранения, граничные условия следующие: поток, проходящий через падающую и отраженную волны, параллелен потоку, проходящему через волну Маха, и давления по обе стороны тангенциальной поверхности *AT* одинаковы. Трехударная теория дает вполне удовлетворительное согласие с экспериментом для сильных ударных волн. Отметим, что она не определяет высоту ножки Маха в стационарном и угол движения тройной точки в квазистационарном случаях.

Обычно тройная конфигурация имеет вид, как на рис. 1, *a*, отраженная волна направлена вверх от направления движения падающего потока, т.е. в такой конфигурации угол ω_2 положительный. Однако в квазистационарном случае [4–11] экспериментально и теоретически было найдено, что при отражении ударной волны от плоского клина в реальном газе возникают более сложные конфигурации, в том числе с отрицательным углом отражения $\omega_2 < 0$, когда ударная волна вблизи тройной точки *AR* лежит ниже линии втекания потока. Шлирен-

фотография отражения ударной волны в углекислом газе приведена на рис. 1, *b* [7] ($M = 5.18$ — число Маха падающей волны, $\alpha = 32^\circ$ — угол клина, $p_0 = 20$ Торг — начальное давление). Отражение при этом происходит в форме двойного маховского отражения с отрицательным углом $\omega_2 < 0$.

При нестационарном отражении от клина происходят одновременно два процесса: один — отражение ударной волны от клина, второй — обтекание клина потоком газа за ударной волной [9,10]. Эти процессы согласованы. Отраженная волна, исходящая из тройной точки, переходит в волну на носике клина. Очевидно, что при отрицательном угле ω_2 не может быть плавного перехода отраженной волны, исходящей из тройной точки, в волну на носике клина. Тогда возникает конфигурация с изломом на отраженной волне — двойное маховское отражение. Таким образом, появление отрицательного угла является достаточным условием появления двойного маховского отражения. Численные расчеты во фреоне, проведенные с эффективным показателем γ , дали также конфигурации с отрицательным углом [11]. Эксперименты и расчеты показывают, что для квазистационарного случая переход к отрицательному углу отражения не вызывает какой-либо существенной перестройки течения. По сути, как двойное маховское отражение с положительным углом отражения, так и с отрицательным углом отражения — это устойчивые формы двойной маховской конфигурации.

Экспериментально тройные конфигурации в квазистационарном случае с отрицательным углом ω_2 были получены при отражении ударной волны от плоского клина в ударных трубах, газах, в которых легко проходят физико-химические превращения (углекислом газе [7], фреоне [8]). Действительно, расчеты для реального газа показывают, что теоретически угол ω_2 при больших числах Маха и достаточно низких числах γ становится отрицательным [4–6].

Для стационарного течения тройная конфигурация известна только с положительным углом отражения $\omega_2 > 0$. Расчеты трехударных конфигураций, проведенные с $\gamma = 1.4$ и 1.66 , дают всегда положительные углы отражения [2,3], а эксперименты по стационарному отражению проводятся на аэродинамических трубах, где рабочий газ — воздух, т.е. $\gamma = 1.4$. Встает вопрос, а что будет в стационарном случае, если начальные условия по числу Маха, углу падения ω_1 и показателю адиабаты γ должны давать отрицательный угол ω_2 ? Исследование этого вопроса начато в работах [12–14].

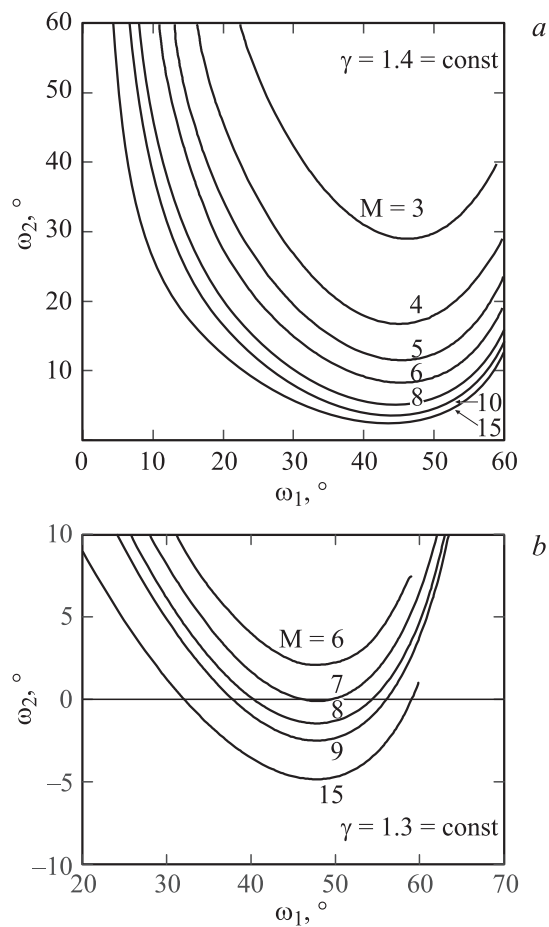


Рис. 2. Зависимость угла отражения ω_2 от угла падения ω_1 для различных M_1 при постоянном значении $\gamma = 1.4$ (a) и $\gamma = 1.3$ (b).

Что можно ожидать в случае нерасчетного режима истечения из сопла или на входе в воздухосборник при режимах полета, когда появится конфигурация с отрицательным углом? Рассмотрим рис. 1, a. Если отраженная волна пойдет ниже линии движения тройной точки и пересечет ось симметрии, то ясно, что такая конфигурация устойчиво

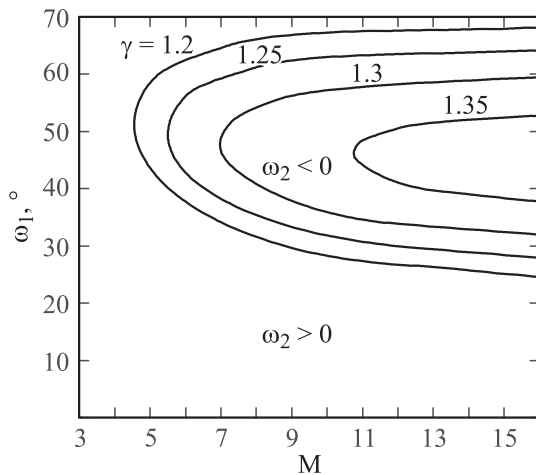


Рис. 3. Границы существования трехударных конфигураций с отрицательным углом отражения в плоскости $(M_1\omega_1)$ в зависимости от числа γ . Угол ω_2 становится отрицательным при значениях параметров, находящихся внутри соответствующих кривых.

существовать не может. В отличие от квазистационарного случая, когда область под отраженной волной все время увеличивается, в стационаре на оси начнет накапливаться газ, у которого нет выхода. Стационарный процесс обтекания будет нарушен. Можно ожидать, например, появления новых волновых конфигураций или возникновения колебательных режимов. Во всяком случае возникновение конфигурации с отрицательным углом отражения в стационарном случае должно привести к изменению режима течения. Этот эффект реален для истечения из сопел, поскольку продукты сгорания обычных топлив имеют показатель адиабаты порядка 1.33. Он не наблюдался ранее, так как известные нам численные исследования сверхзвуковых струй проводились только с $\gamma = 1.4$ для удобства сравнения с экспериментами в аэродинамических трубах, когда появление отрицательных углов исключено. Также эффект изменения картины обтекания входных устройств должен проявляться при больших скоростях в воздухе, когда за ударными волнами произойдут физико-химические превращения, а также при движении летательных аппаратов в атмосфере Марса, которая состоит из углекислого газа.

Для определения границы режимов с отрицательным углом отражения была проведена серия расчетов трехударных конфигураций аналитическим методом ударных поляр. Рассчитывались трехударные конфигурации по схемам, приведенным на рис. 1, *a*. Задавались числа Маха набегающего потока в диапазоне от 3 до 15, отношения удельных теплоемкостей от 1.66 до 1.1, углы ω_1 варьировались от 0 до 90°. Расчеты показали, что с увеличением числа Маха и уменьшением γ угол отражения становится отрицательным. На рис. 2, *a* видно, что для $\gamma = 1.4$ угол ω_2 всегда находится в положительной области. Для $\gamma = 1.3$, уже начиная с числа Маха $M = 7$, появляется отрицательный угол (рис. 2, *b*). Результирующий график, определяющий, при каких начальных параметрах потока возникает отрицательный угол отражения, изображен на рис. 3. Внутри кривых лежит область с отрицательным углом ω_2 . Видно, что для $\gamma = 1.4$ такой области не существует.

Для ответа на вопрос, какие именно режимы возникнут при нарушении процесса обтекания, дальнейшие исследования возможны только численными методами. Первые шаги в этом направлении были сделаны в работах [13,14], где в программном продукте STAR-CCM+ проведены расчеты режимов обтекания воздухозаборника для воздуха $\gamma = 1.4$ (с положительным углом ω_2). Для верификации программы проведено сравнение с экспериментом, получено хорошее совпадение с расчетом. В настоящее время работа продолжается в направлении исследования процесса обтекания при отрицательном угле отражения численными методами.

Список литературы

- [1] Черный Г.Г. // Газовая динамика. М.: Гос. изд-во физ.-матем. литературы, 1988. С. 424.
- [2] Ландау Л.Д., Лившиц Е.М. Теоретическая физика: Учеб. пособ. для вузов. В 10 т. Т. VI. Гидродинамика. 5-е изд., стереот. М.: Физматлит, 2001. 736 с.
- [3] Courant R., Friedrichs K.O. // Supersonic Flows and Shock Waves. N.Y.: Interscience, 1948.
- [4] Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г., Лобастов Ю.С. и др. // Ударные волны в реальных газах. М.: Наука, 1968. Гл. 5. С. 90–112.
- [5] Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г. // Нестационарное взаимодействие ударных волн. М.: Наука, 1977. С. 274.

- [6] *Баженова Т.В., Гвоздева Л.Г., Лагутов Ю.П., Ляхов В.Н., Фаресов Ю.М., Фокеев В.П.* // Нестационарные взаимодействия ударных волн в газах. М.: Наука, 1986. Гл. 5. С. 59–74.
- [7] *Гвоздева Л.Г., Предводителева О.А.* // ДАН СССР. 1965. Т. 163. № 5. С. 1088.
- [8] *Iku T., Matsuo K., Aoki T., Kondoh N.* // Bull. Jan. Soc. Mech. Eng. 1982. V. 25. N 208. P. 1513–1529.
- [9] *Lufloff H.F.* On aerodynamics of blasts. Adv. Appl. Mach. 3. N.Y.: Academic Press, New York, 1953.
- [10] *Семенов А.Н., Березкина М.К., Красовская В.И.* // ЖТФ. 2009. Т. 79. В. 4. С. 46–51.
- [11] *Семенов А.Н., Березкина М.К., Красовская В.И.* // ЖТФ. 2009. Т. 79. В. 4. С. 52–58.
- [12] *Gvozdeva L.G.* // Conditions of instability of three shock configuration in steady flows. ISIS 19. Moscow, 2010.
- [13] *Gavrenkov S.A., Gvozdeva L.G.* // Numerical investigation of triple shock configuration for steady cases in real gases. Physics of Extreme States of Matter — 2011. Chernogolovka, 2011. P. 66.
- [14] *Gvozdeva L.G., Borsch V.L., Gavrenkov S.A.* // 28th International symposium on shock waves. Manchester, 2011.