

03

## Численное исследование возникновения неустойчивости трехударных конфигураций в стационарном сверхзвуковом потоке газа

© С.А. Гавренков, Л.Г. Гвоздева

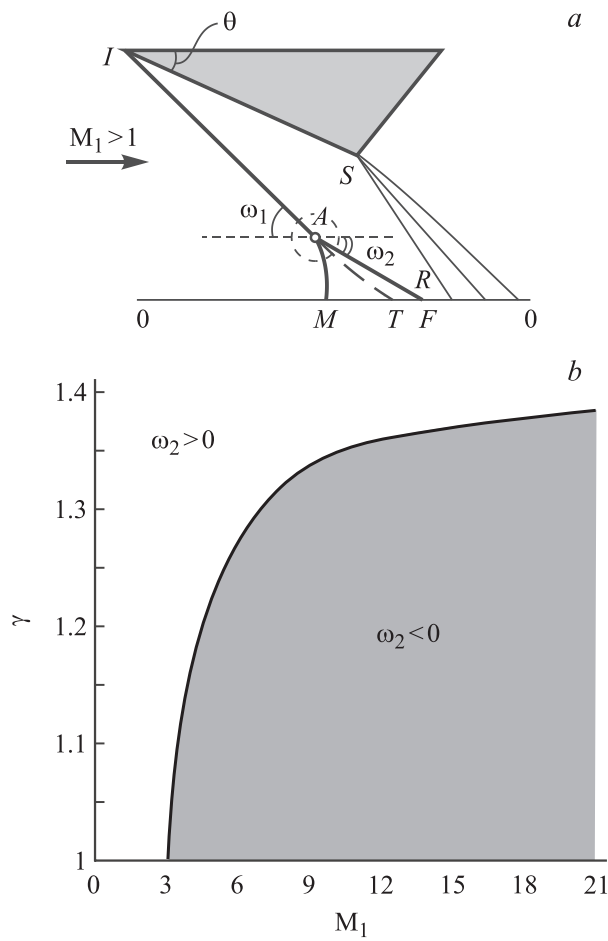
Объединенный институт высоких температур РАН, Москва  
E-mail: gavrenkov@gmail.com, gvozdevalg@mail.ru

Поступило в Редакцию 21 февраля 2012 г.

Производится численное исследование трехударных конфигураций ударных волн, возникающих в стационарном сверхзвуковом потоке реальных газов. Ранее авторами теоретически было найдено, что для газа при больших числах Маха и низких показателях адиабаты должна возникать новая трехударная конфигурация с отрицательным углом отражения. Эта конфигурация впервые получена в численном эксперименте. Показано, что ее возникновение приводит к неустойчивости всей картины течения.

Трехударные и двухударные конфигурации лежат в основе всей внешней и внутренней аэродинамики. Они возникают, например, на входе в воздухозаборник или при нерасчетных режимах истечения газа из сопла.

Ранее авторами теоретически было показано, что в сверхзвуковом стационарном потоке реального газа при больших числах Маха и низких значениях показателя адиабаты  $\gamma$ , кроме общеизвестных: регулярного и нерегулярного (маховского) отражения, должна существовать новая трехударная конфигурация, в которой отраженная волна  $AK$  располагается ниже линии движения потока (рис. 1, *a*) [1–3]. Такую конфигурацию будем называть трехударной конфигурацией с отрицательным углом отражения ( $\omega_2 < 0$ ). Были найдены области существования такой конфигурации и показано, что при эффективном показателе адиабаты  $\gamma \geq 1.4$  она не существует [4]. Граница области существования конфигурации с отрицательным углом приведена на рис. 1, *b*. Также было высказано предположение, что при появлении отрицательного угла в окрестности тройной точки  $A$  должна измениться вся волновая



**Рис. 1.** Тройная конфигурация ударных волн с отрицательным углом отражения  $\omega_2 < 0$  (a), граница области существования отрицательного угла (b). *IA* — падающая ударная волна, *AR* — отраженная ударная волна, *AT* — тангенциальная поверхность разрыва, *AM* — волна Маха, *SF* — веер волн разрежения;  $\omega_1$  — угол падения,  $\omega_2$  — угол отражения,  $\theta$  — угол клина, *A* — тройная точка, 0–0 — линия симметрии,  $M_1$  — число Маха набегающего потока,  $\gamma$  — показатель адиабаты.

картина обтекания и течение станет неустойчивым. Например, если отраженная волна  $AR$  пересечет линию симметрии  $0-0$  (рис 1,  $a$ ), то, очевидно, что произойдет запираание потока, и это, в свою очередь, приведет к неустойчивости всей картины течения или к периодическому колебанию всей системы, что может критически сказаться на работе летательного аппарата или ракетного двигателя.

Новая конфигурация не была обнаружена ранее, так как все эксперименты проводятся на аэродинамических трубах, в которых рабочим газом является воздух с такими числами Маха и параметрами торможения, когда его можно считать идеальным газом с показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$ , а из сказанного выше следует, что для любых чисел Маха при  $\gamma = 1.4$  области с отрицательным углом не существуют. Исследования в областях существования отрицательного угла можно проводить только численно, что и сделано в данной работе.

Для численного расчета была применена вычислительная программа STAR-CCM+v. 6.06, предназначенная для решения задач механики сплошной среды. В программе заложен метод осреднения уравнения Навье–Стокса (RANS — Reynolds-averaged Navier–Stokes) [5]. Для замыкания системы уравнений за счет появления новых функций, характеризующих турбулентные напряжения, применена модель турбулентности Spalart-Allmaras [6]. В качестве модельной принята задача об отражении ударной волны от плоскости симметрии при взаимодействии скачков уплотнения, генерируемых двумя помещенными в сверхзвуковой поток симметричными клиньями (рис. 1,  $a$ ). Расчет проводился при разных значениях углов клиньев  $\theta = 10-50^\circ$  и при широком диапазоне параметров потока  $M_1 = 3-10$ ,  $\gamma = 1.05-1.4$ .

Расчетная геометрия для численного расчета представляла вытянутую в горизонтальной плоскости прямоугольную область с расположенным на начальном участке клином. В силу симметричности задачи решение проводилось только для одной половины геометрии с заданием условия симметрии на нижней границе. На левой границе задавалось число Маха и статическое давление, на верхней и правой границе — только статическое давление. Расчет проводился на многогранной сетке в двумерной постановке. На границе с клином строились призматические слои, необходимые для расчета турбулентности.

Численный расчет моделировал течение свободного потока газа. Принималось, что начальные условия совпадают с граничными условиями. Давление на входе —  $P_1 = 101\,325$  Па. Температура границы

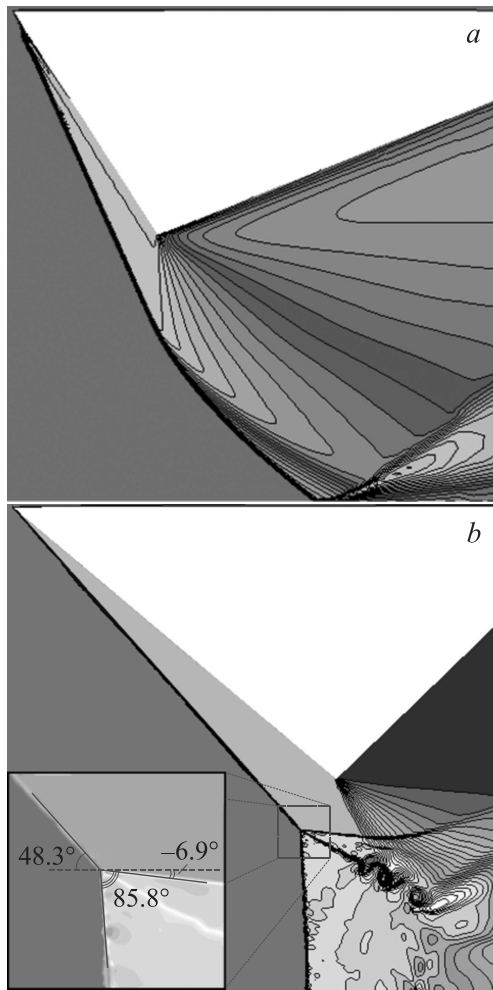
свободной поверхности —  $T = 300$  К. Использовалось уравнение состояния идеального газа. Число Куранта на начальном этапе задавалось равным 0.1 и менялось в большую или меньшую сторону в зависимости от сходимости решения.

Для апробации расчетной программы проведена серия предварительных расчетов для регулярного и маховского отражения при различных углах клина и параметрах потока в тех областях, когда конфигурация дает только положительный угол. При сравнении с результатами экспериментов [7] и аналитическими расчетами по трехударной теории [8] получено хорошее визуальное и численное совпадение результатов.

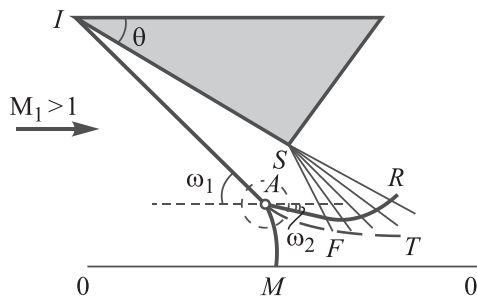
Основное внимание в данной работе обращено на расчеты в области существования отрицательного угла отражения (рис. 1, *b*), например, для  $\gamma = 1.3$  начиная с  $M_1 = 7$ , а для  $\gamma = 1.05$  начиная с  $M_1 = 3.3$ . Исследования в этой области сильно осложнены из-за влияния на волновую картину течения геометрических характеристик и условий вниз по потоку. Аналитические расчеты подразумевают отсутствие этого влияния, они определяют параметры потока за ударными волнами в ближней окрестности тройной точки.

Прежде всего, на картину течения может влиять веер волн разрежения, исходящий с нижней кромки клина  $SF$  (рис. 1, *a*). Так, например, при числе Маха  $M_1 = 6$  и показателе адиабаты  $\gamma = 1.08$  по аналитическим расчетам должна возникать трехударная конфигурация с отрицательным углом. Однако, если веер волн разрежения, исходящий из нижней кромки клина, пересечется с падающей волной, тогда падающая волна искривится и угол падения уменьшится, получится сложная устойчивая стационарная конфигурация, которую нельзя описать трехударной теорией (рис. 2, *a*).

Для того чтобы получить трехударную конфигурацию с отрицательным углом отражения, расчетная геометрия была подобрана так, чтобы волна разрежения взаимодействовала только с отраженной волной. В результате впервые получена картина нерегулярного отражения с отрицательным углом отражения в стационарном сверхзвуковом потоке с числом Маха  $M_1 = 6.5$  и показателем адиабаты  $\gamma = 1.2$  (рис. 2, *b*). Как видно из результатов численного эксперимента, возник отрицательный угол  $\omega_2 = -6.7^\circ$  в полном соответствии с аналитическим расчетом, результаты которого приведены на рисунке. Взаимодействие отраженной волны с веером волн разрежения привело к тому, что она стала менять свой угол наклона и перешла к положительному значению. Однако



**Рис. 2.** Возникновение стационарного регулярного отражения вследствие взаимодействия веера волн разрежения с падающей волной. Число Маха  $M_1 = 6$ , показатель адиабаты  $\gamma = 1.08$ , угол клина  $\theta = 57.2^\circ$  (a). Нестационарная трехударная конфигурация с отрицательным углом отражения. Число Маха  $M_1 = 6.5$ ; показатель адиабаты  $\gamma = 1.2$ , угол клина  $\theta = 40^\circ$ , угол отражения  $\omega_2 = -7^\circ$  (b).



**Рис. 3.** Тройная конфигурация ударных волн с отрицательным углом отражения  $\omega_2 < 0$  с изгибом на отраженной волне.

несмотря на то что отраженная волна не пересекла линию симметрии, как на рис. 1, *a*, конфигурация оказалась неустойчивой. Она возникла в процессе установления и не является стационарной. Схематичное изображение новой конфигурации с изгибом на отраженной волне приведено на рис. 3.

Таким образом, впервые численно получено, что при нерегулярном отражении ударной волны для режимов течения газа с большими числами Маха и низкими значениями показателя адиабаты возникает новая трехударная конфигурация с отрицательным углом отражения, которая приводит к неустойчивости картины течения. Численными расчетами подтверждено, что критерием неустойчивости является появление отрицательного угла отражения  $\omega_2 < 0$  в трехударной конфигурации стационарного потока газа. Новый критерий неустойчивости не был определен ранее, так как обычно исследования и расчеты проводятся для идеального газа с показателем адиабаты  $\gamma = 1.4$ . Однако при полетах с большими сверхзвуковыми скоростями за ударными волнами в воздухе происходят физико-химические превращения, которые приводят к уменьшению показателя адиабаты. При полетах в атмосфере Марса, которая состоит из углекислого газа, и при истечении продуктов сгорания из сопел ракетных двигателей эффективный показатель адиабаты имеет значения, меньшие, чем 1.4. Найденный критерий неустойчивости может оказаться полезным для оценки возможности прогнозирования возникновения аварийных ситуаций при сверхзвуковых полетах летательных аппаратов и работе ракетных двигателей.

## Список литературы

- [1] *Gvozdeva L.G.* // Conditions of instability of three shock configuration in steady flows. ISIS 19, Moscow, 2010.
- [2] *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. 66–68.
- [3] *Gvozdeva L.G., Borsch V. L., Gavrenkov S.A.* Analytical and Numerical Study of Three Shock Configurations with Negative Reflection Angle // 28th International symposium on shock waves. Manchester, 2011.
- [4] *Гвоздева Л.Г., Гавренков С.А.* // Письма в ЖТФ. 2012. Т. 38. В. 8. С. 39–45.
- [5] STAR-CCM+Version 6.06 User's Manual, CD-Adapco, 2011.
- [6] *Spalart P.R., Allmaras S.R.* A one-equation turbulence model for aerodynamic flows. 1992. AIAA-92-0439.
- [7] *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.
- [8] *Courant R., Friedrichs K.O.* Supersonic Flows and Shock Waves. N.Y.: Interscience, 1948.