

УДК 519.6:533.6.011

ДВОЙСТВЕННОСТЬ КАРТИНЫ ОБТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННОГО РЕБРА СВЕРХЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВЯЗКОГО ГАЗА: ВЛИЯНИЕ МАЛОГО СКОСА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

© 2023 г. Е. В. Колесник^{а,*}, Е. М. Смирнов^а

^аСанкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, Санкт-Петербург, Россия

*E-mail: kolesnik.ev1@spbstu.ru

Поступила в редакцию 22.09.2022 г.

После доработки 11.10.2022 г.

Принята к публикации 11.10.2022 г.

Представлены результаты численного решения задачи сверхзвукового обтекания симметричного затупленного ребра, установленного на пластине, вдоль которой развивается пограничный слой. Исходная постановка задачи основана на расчетно-экспериментальной работе Tutty и соавт. (2013), в которой изучался ламинарный режим обтекания перпендикулярного к пластине ребра при числе Маха внешнего потока, равном 6.7. Ранее авторами было показано (2020), что для данных условий существуют два устойчивых решения задачи, которые отвечают метастабильным состояниям потока с различной конфигурацией вихревой структуры и картиной локального теплообмена. В настоящей работе исследовано влияние малой скошенности передней кромки на вихревую структуру потока в отрывной области, локальный теплообмен, и на возможность получения двойственного решения. Построены бифуркационные диаграммы, определяющие для двух решений положение центра основного подковообразного вихря в плоскости симметрии и протяженность отрывной области в зависимости от угла скоса.

Ключевые слова: высокоскоростные течения, вязко-невязкое взаимодействие, подковообразные вихри, численное моделирование, двойственность решения

DOI: 10.31857/S0568528122600655, **EDN:** AJONLC

Изучение структуры потока при обтекании сверхзвуковыми потоками каких-либо конструктивных элементов, закрепленных на обтекаемой поверхности, возникает во многих практических задачах авиакосмической отрасли, в частности, при конструировании таких элементов летательных аппаратов, как соединения фюзеляжа и крыла, хвостового оперения и других элементов [1–4]. Задачи данного класса, рассматриваемые с середины прошлого века, остаются актуальными и в настоящее время, за последние годы был получен значительный объем информации о ключевых особенностях течения. Наиболее часто в литературе рассматривается модельная задача об обтекании сверхзвуковым потоком симметричного затупленного ребра, установленного на пластине. Результаты исследований показывают, что натекание пограничного слоя на ребро приводит к сложным эффектам вязко-невязкого взаимодействия, включая: формирование системы скачков и волн уплотнения, вид которой зависит не только от параметров пограничного слоя в набегающем потоке, но и в значительной степени от геометрии обтекаемого препятствия; образование передней отрывной области с системой подковообразных вихрей; сильную неоднородность характеристик потока и локального теплообмена в области перед ребром и т.д. [5–8]. Авторами работы [5] выполнено экспериментальное исследование ламинарного обтекания сверхзвуковым потоком установленного на пластине затупленного ребра (при числе Маха набегающего потока 6.7), рассмотрены варианты закрепления ребра как под прямым углом, так и под некоторым углом скоса передней кромки. Продолжение исследований для случая перпендикулярного к пластине ребра выполнено в [6], где для нескольких вариантов ребра с различным диаметром затупления приведены детальные экспериментальные данные, а также данные численного моделирования на основе стационарной формулировки задачи, показано хорошее согласие результатов расчета с данными эксперимента. В более позднем расчетном исследовании [7] было установлено, что для некоторых случаев, исследованных в [6], численное решение является нестационарным. В недавней работе [8] численно, на основе нестационарной

постановки исследовалось ламинарное сверхзвуковое обтекание затупленного ребра при относительно больших углах скоса передней кромки.

Несмотря на достигнутый прогресс в исследованиях такого рода течений, на данный момент имеется множество аспектов, требующих более детального изучения. В частности, малоисследованной областью остаются вопросы возможной неединственности решения, развитие неустойчивостей и перехода к автоколебательным нестационарным режимам течения при изменении определяющих параметров задачи [9, 10]. Недавно в наших исследованиях было показано [11], что для условий, принятых в расчетно-экспериментальной работе [6], возможно существование двойственного решения, при этом двум разным решениям отвечают метастабильные состояния потока с различной конфигурацией вихревой структуры в передней отрывной области; обнаруженная двойственность решения существует в некотором диапазоне чисел Рейнольдса [11]. Отметим в связи с этим, что авторы работы [6] трактовали численные решения, полученные для трех значений числа Рейнольдса ($Re_D = 1.25 \times 10^4, 2.50 \times 10^4, 3.75 \times 10^4$) как единственно возможные.

Следует отметить также, что возможность существования неединственного решения при сверхзвуковом обтекании системы тел или их отдельных элементов является хорошо известным фактом, физическая сторона которого заключается в сильной нелинейности газодинамических процессов. Одним из примеров является экспериментальное и численное подтверждение двойственности картины сверхзвукового обтекания модели осесимметричного тела с прямоугольным кольцевым вырезом на боковой поверхности цилиндрического корпуса [12, 13].

Целью настоящей работы является численное исследование влияния малого угла скоса передней кромки на возможность получения двойственного решения при сверхзвуковом обтекании закрепленного на пластине затупленного ребра, а также сравнительный анализ вихревой структуры течения и характеристик локального теплообмена, присущих двум устойчивым решениям.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЕ АСПЕКТЫ

Помимо скошенности передней кромки затупленного ребра, постановка задачи основана на данных упомянутой выше расчетно-экспериментальной работы [6], в которой изучалась структура ламинарного потока при сверхзвуковом обтекании установленного перпендикулярно к пластине ребра при числе Маха 6.7. Число Рейнольдса, построенное по диаметру затупления ($D = 2.5$ мм), соответствовало наименьшему из принятых в [6] значений ($Re_D = 1.25 \times 10^4$). В качестве рабочей среды рассматривался воздух ($Pr = 0.71, \gamma = 1.4$). Полная температура набегающего потока составляла $T^0 = 630$ К.

Расчетная область показана на рис. 1. Длина пластины от передней кромки до места закрепления обтекаемого тела $L_{plate} = 145$ мм, остальные размеры расчетной области, в соответствии с данными [6], задавались следующими $R = 76.5$ мм, $L_f = 60$ мм, $H = 25$ мм. Изучалось влияние угла скоса, Ω (см. рис. 1), который варьировался в диапазоне от -10° до $+10^\circ$.

На входной границе расчетной области задавался однородный поток, на поверхности тела и пластины — условие прилипания. Поверхность тела и пластины поддерживалась при постоянной температуре $T_w = 300$ К. На боковых и верхних границах задавались неотражающие граничные условия, на выходе — условие нулевого градиента.

Решались полные трехмерные уравнения Навье—Стокса для термически и калорически совершенного газа. Зависимость коэффициента вязкости от температуры определялась формулой Сазерленда. Для расчетов использовался конечно-объемный неструктурированный программный код SINF/Flag-S [14, 15].

Конвективные потоки на гранях контрольных объемов вычислялись по схеме AUSM [16] второго порядка точности с применением TVD ограничителя van Albada [17] для монотонизации решения. Детальное описание численной схемы представлено в [18]. Расчеты проводились на основе нестационарной постановки, использовался метод «двойных шагов» с трехслойной схемой аппроксимации производной по времени, безразмерный шаг по времени задавался равным $\Delta t U_\infty / L = 3.67 \times 10^{-4}$. В отдельных случаях, когда удавалось получить стационарное сошедшееся решение, использовался метод установления по псевдовремени в сочетании с неявной схемой «в приращениях».

Численные решения получены с использованием квазиструктурированной сетки, содержащей 20 млн ячеек. Достаточность сетки данной размерности обоснована ранее в работе [11].

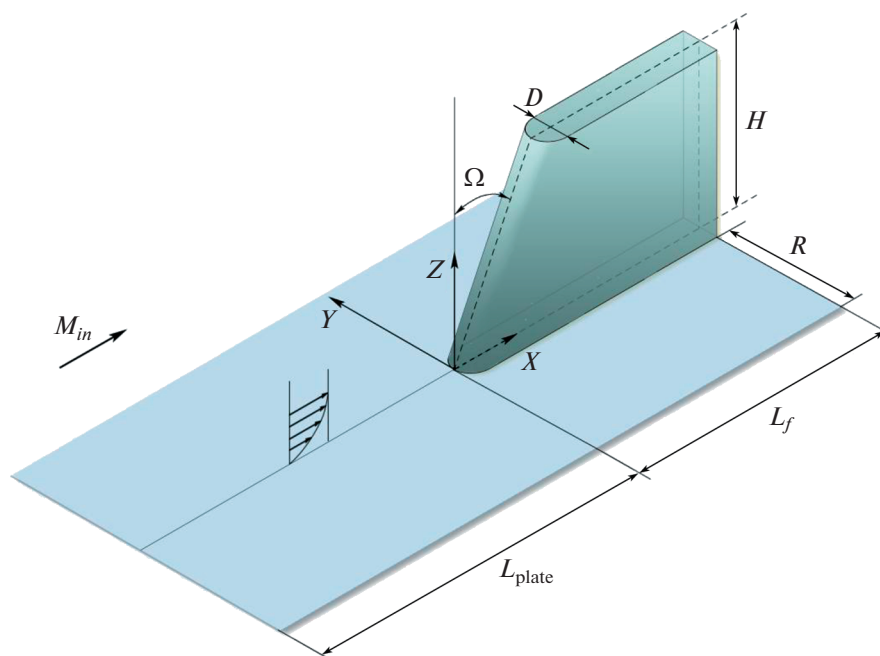


Рис. 1. Схема течения и размеры расчетной области.

Для проведения расчетов использовались вычислительные ресурсы суперкомпьютерного центра Санкт-Петербургского политехнического университета Петра Великого (www.scc.spbstu.ru).

ДВОЙСТВЕННОСТЬ КАРТИНЫ ОБТЕКАНИЯ ПРИ НОРМАЛЬНОЙ ОРИЕНТАЦИИ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

Структура течения, отвечающая одному из двух устойчивых решений, приведена на рис. 2, где показаны линии тока и распределение относительного теплового потока на поверхности тела и пластины (q_{w0} – значение теплового потока, рассчитанное для случая пластины без препятствия, при $X/D = 0$). Данное решение, представленное в предыдущей работе авторов [11] и находящееся в хорошем согласии с результатами расчетов [6], ниже обозначается как I. Хорошо видны характерные особенности рассматриваемого течения, которые заключаются в формировании отрывной области с системой подковообразных вихрей, огибающих ребро, а также в наличии области повышенной теплоотдачи.

Установленный факт двойственности расчетной картины обтекания демонстрируется на рис. 3, где в верхней его части для двух решений (I и II) иллюстрируется структура потока в плоскости симметрии. Решения отличаются в основном по протяженности передней отрывной области, L_s/D , а также по значениям координаты X_s/D , определяющей положение центра основного подковообразного вихря. В нижней части рисунка показана структура течения, рассчитанная в [6]. Есть все основания считать, что представленная в [6] картина течения соответствует решению I.

ВЛИЯНИЕ УГЛА СКОСА ПЕРЕДНЕЙ КРОМКИ

Для исследования влияния наклона передней кромки на возможность получения двойственного решения проводилась серия параметрических расчетов при различных углах Ω , значения которого варьировались в диапазоне от -10° до $+10^\circ$ с шагом 2.5° . Расчеты проводились с постепенным изменением угла скоса, в ту и другую сторону, стартуя или с решения I или II, полученных при нулевом угле скоса. При этом для каждого нового значения угла скоса в качестве начальных полей задавались поля величин, соответствующие (продолжаемому по параметру) решению, полученному для предыдущего значения угла скоса.

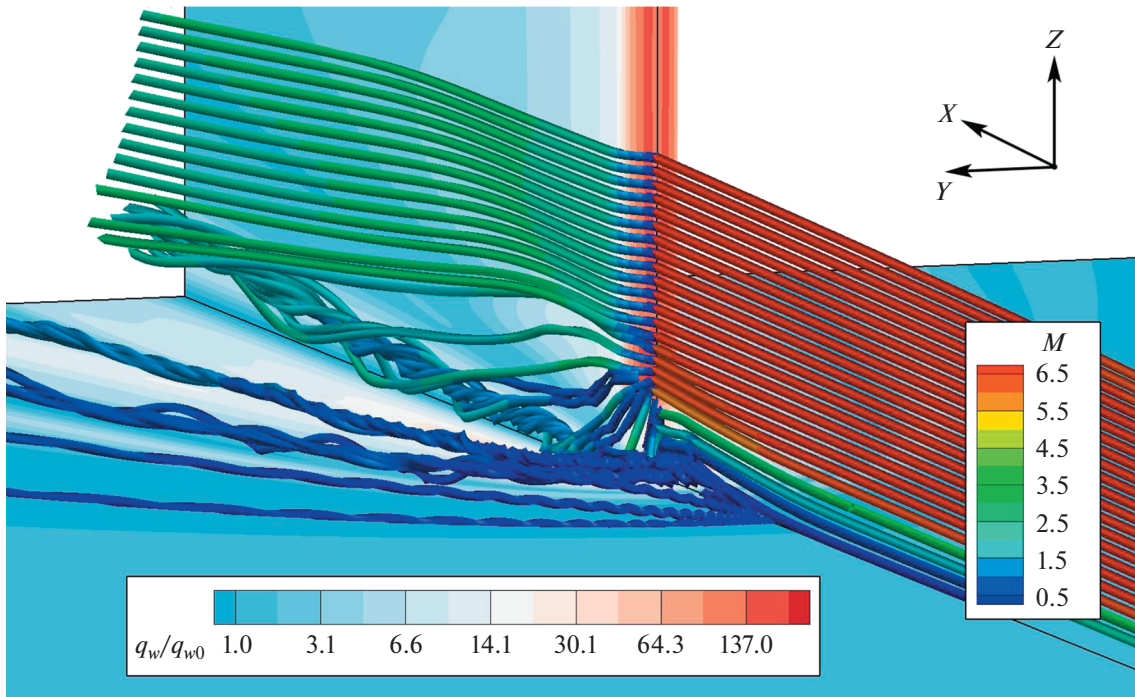


Рис. 2. Иллюстрация трехмерной структуры течения, отвечающей решению I.

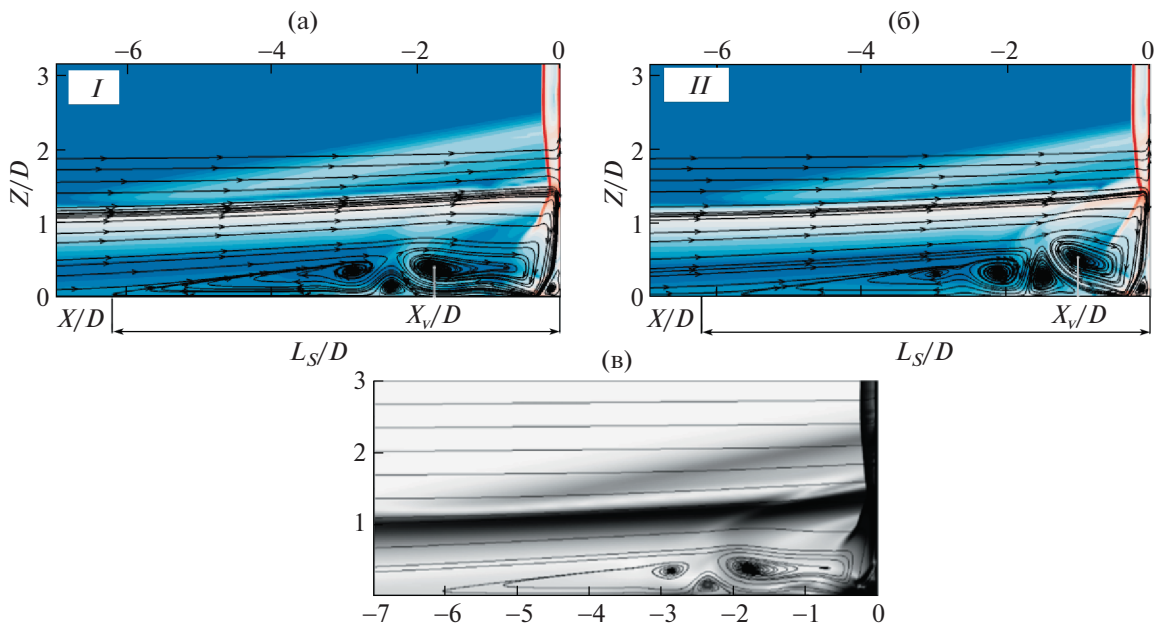


Рис. 3. Структура течения в плоскости симметрии в случае нормальной ориентации передней кромки ребра: (а, б) иллюстрация двойственности решения и (в) картина течения из работы [6].

В случае продолжения решений второго типа для всех значений углов скоса были получены стационарные решения, как и в случае решения первого типа при положительных значениях Ω . В случае же отрицательных углов скоса при продолжении решения первого типа при $\Omega \leq -2.5^\circ$ предсказываются устойчивые квазипериодические колебания потока, с наибольшей интенсивностью осцилляций внутри отрывной области. Возникновение таких колебаний обусловлено быстрым ростом протяженности отрывной области наблюдающимся при увеличении (по моду-

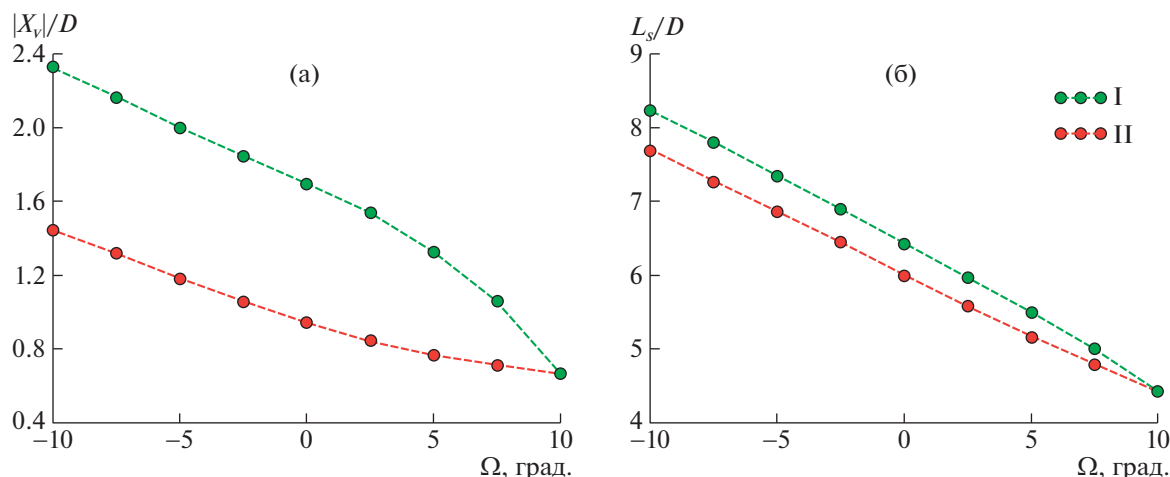


Рис. 4. Бифуркационные диаграммы: положение центра основного подковообразного вихря (а) и длина отрывной области (б).

лю) отрицательного угла скоса; ранее было установлено, что переход к нестационарному режиму течения с ростом числа Рейнольдса также связан с увеличением протяженности передней отрывной области [11]. Колебания с наибольшей амплитудой наблюдаются вблизи обтекаемого тела, в области формирования углового вихря, при этом конфигурация отрывной области, ее протяженность и толщина меняются во времени слабо. Дальнейший анализ ограничивается рассмотрением осредненных по времени характеристик решений, полученных при $\Omega \leq -2.5$.

Для всех отрицательных значений угла скоса было получено два устойчивых решения. При положительных углах скоса два устойчивых решения были получены вплоть до значения $\Omega = 7.5^\circ$. Однако при задании угла скоса, равного 10° , удалось получить лишь единственное (стационарное) решение; отметим, что в расчетах при $\Omega = 10^\circ$ в качестве начальных полей использовались решения обоих типов, рассчитанные при предыдущем значении угла ($\Omega = 7.5^\circ$). Полученные данные позволяют заключить, что значения критического угла скоса передней кромки, при которых двойственность решения исчезает, лежат в интервале значений Ω от 7.5° до 10.0° . Определение более точного значения критического угла представляет собой задачу последующих, весьма трудоемких, расчетов, при которых необходима регенерация расчетной сетки для каждого текущего значения угла.

На рис. 4 приведены бифуркационные диаграммы, иллюстрирующие изменения модуля координаты $|X_v|/D$ (положения центра основного подковообразного вихря) и протяженности передней отрывной области L_s/D в зависимости от угла скоса. При отрицательных значениях угла скоса вид зависимостей для обоих решений близок к линейному. С ростом положительного угла скоса показанные зависимости от угла начинают отчетливо сближаться, с выходом на единственное решение, полученное при $\Omega = 10^\circ$.

Для иллюстрации особенностей структуры двух решений при различной скошенности передней кромки на рис. 5 для нескольких вариантов расчета, в которых было получено двойственное решение, приведены поля числа Маха в плоскости симметрии. Видно, что при различных значениях угла скоса основные отличительные характеристики течения, присущие двум получаемым решениям, в целом, сохраняются, а именно: в первом решении отрывная область более протяженная и сильнее “прижата” к поверхности пластины, основной подковообразный вихрь сильнее вытянут вдоль пластины, его центр расположен дальше от обтекаемого тела, чем во втором решении. Вместе с тем задание положительного угла скоса приводит к тому, что в обоих решениях отрывная область сокращается, а размеры заполняющих ее вихрей уменьшаются. Задание отрицательного угла скоса, наоборот, приводит к более протяженной передней отрывной области, увеличению ее поперечного размера и числа вихрей.

Из сравнения полей числа Маха, полученных при $\Omega = 7.5^\circ$ (рис. 5д) и $\Omega = 10^\circ$ (рис. 5е), можно заключить, что единственное решение, отвечающее случаю $\Omega = 10^\circ$, по структуре ближе к решению вида II.

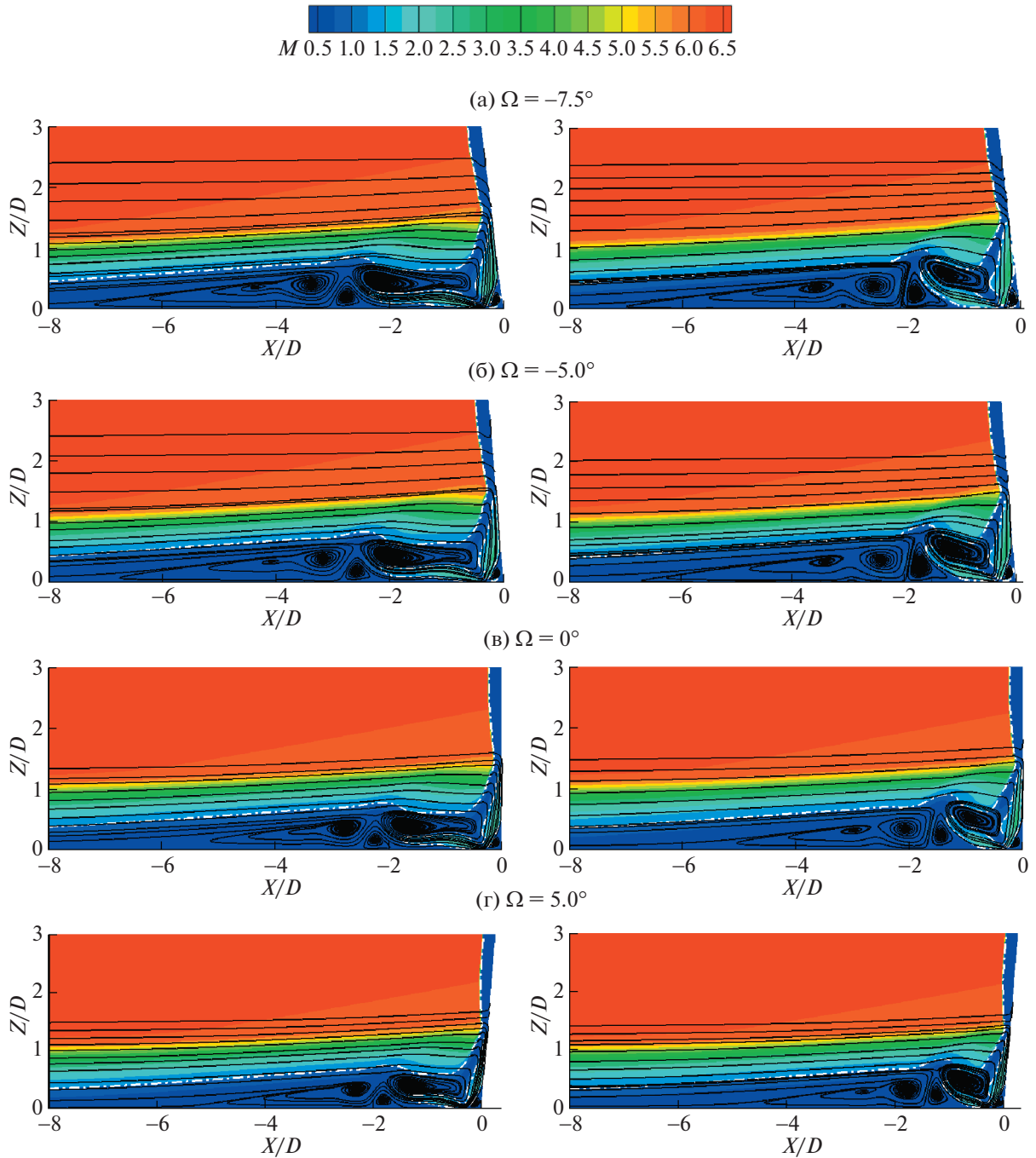


Рис. 5. Поля числа Маха и линии тока в плоскости симметрии (штриховой линией обозначена звуковая линия) для различных значений угла скоса Ω : решения I (слева) и II (справа).

На рис. 6 иллюстрируются отличительные особенности локального теплообмена, предсказываемые двумя решениями для передней области взаимодействия потока и ребра. Здесь для трех значений угла скоса передней кромки ($\Omega = 0^\circ$ и $\Omega = \pm 7.5^\circ$) приведены распределения относительного теплового потока вдоль линии симметрии на пластине (q_{wp} – рассчитанные значения теплового потока на гладкой пластине без препятствия в соответствующих точках). Двойственные распределения теплового потока, полученные при ненулевых углах скоса, в целом аналогичны рассчитанным при $\Omega = 0^\circ$. Характерное для всех случаев немонотонное распределение теплового потока и наличие локальных максимумов связаны с формированием вихрей в отрывной об-

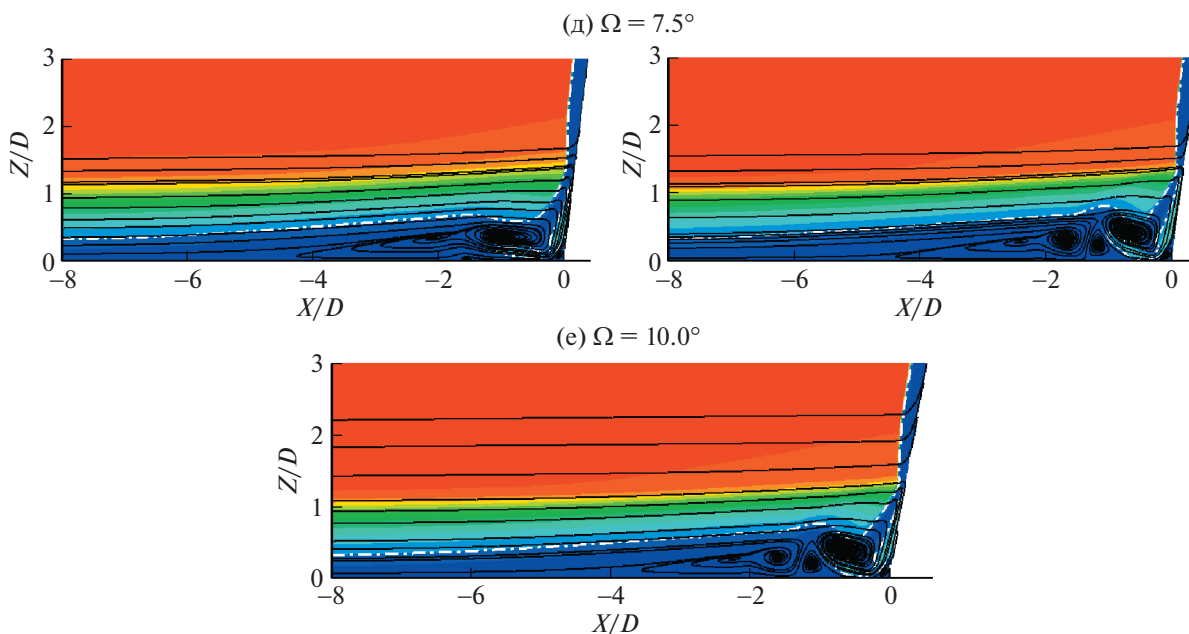


Рис. 5. Окончание

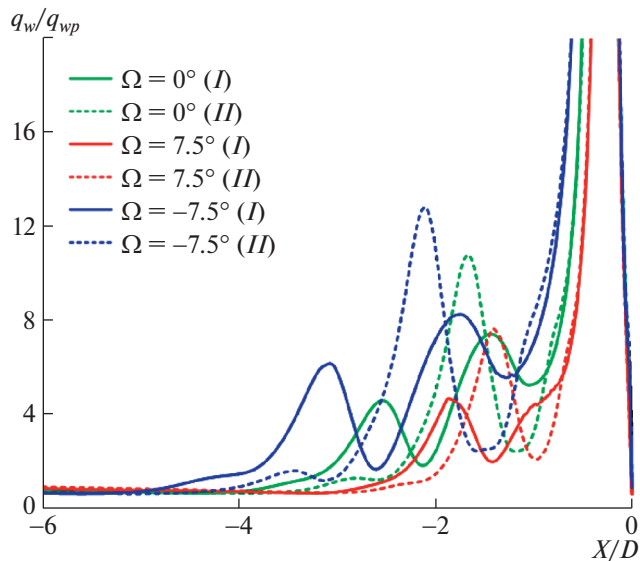


Рис. 6. Распределение относительного теплового потока вдоль линии симметрии на пластине: влияние угла скоса передней кромки ребра.

ласти. Повышенная интенсивность теплообмена наблюдается в области между вихрями — там, где поток «прижимается» к пластине. Для обоих решений в распределении теплового потока имеется глобальный максимум; этот максимум (обрезанный на рис. 4) связан с формированием углового вихря вблизи линии сочленения тела и пластины; укажем также, что в «базовом» случае $\Omega = 0^\circ$ глобальный максимум теплового потока характеризуется значениями $q_w/q_{wp} = 140$ и $q/q_w = 170$ для первого и второго решения соответственно. В случае второго решения наблюдается еще один отчетливо выраженный локальный максимум, в то время как в первом решении выделяются два локальных максимума меньшего уровня. Для обоих типов решения увеличение по модулю отрицательного угла скоса приводит к росту уровня локальных максимумов, при этом они удаляются от передней кромки ребра. При увеличении положительного угла, напротив, уро-

вень локальных максимумов снижается, и они смещаются к обтекаемому телу. Примечательно также, что в случае первого решения при $\Omega = 7.5^\circ$ один из локальных максимумов, прежде расположенный ближе к передней кромке ребра, вырождается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Представлены результаты численного моделирования сверхзвукового обтекания симметричного затупленного ребра, установленного на пластине, вдоль которой развивается пограничный слой. Исходная постановка задачи основана на расчетно-экспериментальной работе [6], в которой при числе Маха внешнего потока, равном 6.7, изучалось взаимодействие ламинарного пограничного слоя с ребром, передняя кромка которого перпендикулярна пластине. Расчеты в настоящей работе проведены при варьировании угла скоса (наклона) передней кромки ребра, с шагом 2.5° в диапазоне от -10° до $+10^\circ$ при отсчете в сторону направления потока.

Установлено, что при всех отрицательных значениях угла скоса существуют два устойчивых решения задачи, в то время как в случае положительного угла скоса два решения удается получить только при углах, меньших или равном 7.5° . Значение критического угла наклона передней кромки, при котором двойственность решения исчезает, лежит в интервале от 7.5° до 10° . Построены диаграммы, иллюстрирующие для двух решений зависимости положения центра основного подковообразного вихря и протяженности передней отрывной области от угла скоса.

При изменении угла скоса, как в положительную, так и в отрицательную сторону, основные отличительные характеристики течения, присущие первому и второму решению при нормальной ориентации передней кромки, в целом, сохраняются: в первом решении отрывная область более протяженная, центр основного подковообразного вихря расположен дальше от передней кромки, и вихрь сильнее вытянут вдоль пластины, чем во втором решении. Вместе с тем с ростом положительных значений угла скоса в обоих решениях отрывная область сокращается, а размеры заполняющих ее вихрей уменьшаются; при увеличении по модулю отрицательного угла тенденция обратная.

Малая скошенность передней кромки существенно влияет на характеристики локального теплообмена. Отрицательный наклон передней кромки приводит к росту уровня локальных максимумов теплового потока и их удалению от передней кромки ребра. В случае положительного наклона, напротив, уровень локальных максимумов снижается, и они смещаются к обтекаемому телу, вплоть до вырождения одного из них при $\Omega = 7.5^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Korkegi R.H.* Survey of viscous interactions associated with high Mach number flight // *AIAA Journal*. 1971. V. 9. № 5. P. 771–784.
2. *Zhel'tovodov A.* Some Advances in Research of Shock Wave Turbulent Boundary Layer Interactions // 44th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2006.
3. *Knight D. et al.* Advances in CFD prediction of shock wave turbulent boundary layer interactions // *Progress in Aerospace Sciences*. 2003. V. 39. P. 121–184.
4. *Dolling D.S.* Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next? // *AIAA Journal*. 2001. V. 39. № 8. P. 1517–1531.
5. *Schuricht P.H., Roberts G.T.* Hypersonic interference heating induced by a blunt fin // *AIAA J*. 1998. V. 1579. P. 1–9.
6. *Tutty O.R., Roberts G.T., Schuricht P.H.* High-speed laminar flow past a fin-body junction // *J. Fluid Mech*. 2013. V. 737. P. 19–55.
7. *Zhuang Y.Q., Lu X.Y.* Quasi-periodic Aerodynamic Heating in Blunt-fin Induced Shock Wave/Boundary Layer Interaction // *Procedia Eng*. 2015. V. 126. P. 134–138.
8. *Mortazavi M., Knight D.* Simulation of Hypersonic-Shock-Wave–Laminar-Boundary-Layer Interaction over Blunt Fin // *AIAA Journal*. 2019. V. 57. № 8. P. 3506–3523.
9. *Clemens N.T., Narayanaswamy V.* Low-Frequency Unsteadiness of Shock Wave/Turbulent Boundary Layer Interactions // *Annu. Rev. Fluid Mech*. 2014. V. 46. № 1. P. 469–492.
10. *Combs C.S. et al.* Investigating Unsteady Dynamics of Cylinder-Induced Shock-Wave/Transitional Boundary-Layer Interactions // *AIAA Journal*. 2018. V. 56. № 4. P. 1588–1599.
11. *Колесник Е.В., Смирнов Е.М.* Сверхзвуковое ламинарное обтекание затупленного ребра: двойственность численного решения // *Журнал технической физики*. 2021. Т. 91. № 5. С. 764–771.

12. *Гувернюк С.В., Зубков А.Ф.*, Экспериментальное исследование трехмерного сверхзвукового обтекания осесимметричного тела с кольцевой каверной // *ИЗВ. РАН. МЖГ*. 2014. Т. 4. С. 136–142.
13. *Guvernyuk S.V., Zubkov A.F., Simonenko M.M.* Experimental Investigation of the Supersonic Flow over an Axisymmetric Ring Cavity // *J. Eng. Phys. Thermophy.* 2016. V. 89. № 3. P. 678–687.
14. *Kolesnik E.V., Smirnov E.M.* Testing of various schemes with quasi-one-dimensional reconstruction of gasdynamic variables in the case of unstructured-grid calculations // *St. Petersburg Polytechnical University Journal: Physics and Mathematics*. 2017. V. 3. № 3. P. 259–270.
15. *Smirnov E.M. et al.* Comparison of RANS and IDDES solutions for turbulent flow and heat transfer past a backward-facing step // *Heat Mass Transfer*. 2018. V. 54. № 8. P. 2231–2241.
16. *Liou M.-S., Steffen C.J.* A New Flux Splitting Scheme // *Journal of Computational Physics*. 1993. V. 107. № 1. P. 23–39.
17. *van Albada G.D. van Leer, Roberts W.W.* A Comparative Study of Computational Methods in Cosmic Gas Dynamics // *Upwind and High-Resolution Schemes*. Berlin, Heidelberg: Springer Berlin Heidelberg, 1997. P. 95–103.
18. *Kolesnik E., Smirnov E., Smirnovsky A.* RANS-based numerical simulation of shock wave/turbulent boundary layer interaction induced by a blunted fin normal to a flat plate // *Computers & Fluids*. 2022. V. 247. P. 105622.