

УДК 532.526.3

АНОМАЛЬНОЕ ВЛИЯНИЕ ОТСОСА НА НЕУСТОЙЧИВОСТЬ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

© 2022 г. Член-корреспондент РАН И. В. Егоров^{1,2,*}, А. В. Новиков^{1,2,**}, А. О. Образ^{1,2,***}

Поступило 30.11.2021 г.

После доработки 30.11.2021 г.

Принято к публикации 28.01.2022 г.

Представлены результаты исследования устойчивости пристенного течения при сверхзвуковом обтекании плоской пластины с участком отсоса газа из пограничного слоя через стенку. Система отсоса обычно рассматривается как способ стабилизации пограничного слоя и затягивания ламинарно-турбулентного перехода, который работает при дозвуковых и невысоких сверхзвуковых скоростях. В настоящей работе исследуется влияние отсоса на развитие неустойчивостей в пограничном слое при больших сверхзвуковых скоростях. Проводится численное моделирование ламинарного обтекания пластины с участком постоянного отсоса различной интенсивности с помощью интегрирования уравнений Навье–Стокса. Неустойчивости в искаженном отсосом пограничном слое анализируются в рамках линейной теории устойчивости с помощью e^N метода. Рассмотрены высокочастотные возмущения, относящиеся к плоским волнам второй моды Мэка, которая наиболее неустойчива при высоких скоростях. Обнаружено, что неустойчивости над участком отсоса могут аномальным образом усиливаться сильнее, чем в случае без отсоса.

Ключевые слова: сверхзвуковые течения, отсос пограничного слоя, неустойчивые возмущения, линейная теория устойчивости

DOI: 10.31857/S2686740022020043

Концепция ламинаризации пограничного слоя потока при помощи отсоса газа через перфорированную стенку широко известна и относится к активным системам управления ламинарным потоком [1, 2]. Большинство исследований в этой области имеют ярко выраженную практическую (инженерную) направленность и не рассматривают подробно физические явления, связанные с развитием неустойчивых возмущений в искаженном отсосом пограничном слое. Кроме того, в большинстве публикаций рассмотрены дозвуковые и трансзвуковые режимы течения, в то время как сверхзвуковые режимы изучены слабо.

В данной работе проводятся исследования устойчивости для сверхзвукового обтекания плоской пластины при числе Маха $M_\infty = 6.0$ с участком

постоянного отсоса различной интенсивности. В рамках линейной теории устойчивости и метода e^N рассчитаны инкременты пространственного роста неустойчивых волн второй моды (волн Мэка), а также их интегральные усиления в зависимости от интенсивности отсоса.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И МЕТОД ИССЛЕДОВАНИЯ

Моделирование ламинарного течения около пластины выполняется путем решения уравнений Навье–Стокса для идеального сжимаемого газа. В настоящей работе рассматривается плоская пластина под нулевыми углами атаки и скольжения. Применяется двумерная формулировка уравнений в консервативной безразмерной форме. Координаты нормируются на характерную длину L^* ; зависимые переменные $\{u, v, T\}$ – на соответствующие значения в набегающем потоке $\{U_\infty^*, T_\infty^*\}$, давление p – на удвоенный скоростной напор $\rho_\infty^* U_\infty^{*2}$. Здесь и далее верхний индекс * обозначает размерные величины.

Уравнения Навье–Стокса интегрируются с помощью авторского пакета расчетных программ [3], который реализует неявный метод конечного

¹Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл., Россия

²Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), Долгопрудный, Московская обл., Россия

*E-mail: ivan.egorov@tsagi.ru

**E-mail: novikov.av@mipt.ru

***E-mail: obraz89@gmail.com

объема сквозного счета с аппроксимацией второго порядка по пространству и времени. Используется TVD-схема с приближенным решателем задачи распада разрыва P_{ou} . Реконструкция зависимых переменных на границах ячеек сетки выполняется с использованием подхода WENO3, который эффективно дает аппроксимацию по пространству третьего порядка.

Характеристики неустойчивых мод пограничного слоя исследуются в рамках линейной теории устойчивости с использованием авторского кода [4]. Рассматривается усиление неустойчивых волн второй моды (или моды Мэка), распространяющихся в ламинарном пограничном слое, полученном при решении уравнений Навье–Стокса. В рамках локально-параллельного приближения рассматриваются возмущения газодинамических величин вида $q(y)\exp(i\alpha x + i\beta z - i\omega t)$. Здесь $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ – комплексное волновое число, получающееся в результате численного решения однородной краевой задачи на собственные значения; $\alpha(\omega, x)$ зависит от круговой частоты волны ω и продольной координаты x как от параметра. В настоящей работе изучаются только плоские волны второй моды Мэка с поперечным волновым числом $\beta = 0$, которые доминируют над другими неустойчивостями на рассматриваемом режиме течения. Если $\alpha_i < 0$, то амплитуда волны растет вниз по потоку с инкрементом $\sigma(\omega, x) = -\alpha_i$, а ее интегральное усиление характеризуется N -фактором

$$N(\omega, x) = \int_{x_0(\omega)}^x \sigma(\omega, x) dx,$$

где x_0 – точка потери устойчивости, лежащая на нижней ветви нейтральной кривой.

Рассматривается сверхзвуковое обтекание острой плоской пластины под нулевыми углами атаки и скольжения при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 6$, единичном числе Рейнольдса $Re_{\infty,1} = 10.5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$, показателе адиабаты $\gamma = 1.4$, постоянном числе Прандтля $Pr = 0.72$ и статической температуре набегающего потока $T_\infty^* = 43.14 \text{ К}$. Поверхность пластины изотермическая с температурой $T_w^* = 293 \text{ К}$ ($T_w = 6.79$). Характерный масштаб длины $L^* = 0.2 \text{ м}$. Эти параметры потока относятся к экспериментам по исследованию устойчивости пограничного слоя над волнообразной пластиной [5] в ударной аэродинамической трубе Транзит-М ИТПМ СО РАН.

Отсос пограничного слоя через стенку производится на конечном участке,

$$x_{s1} \leq x \leq x_{s2}, \quad x_{s1} = 0.26, \quad x_{s2} = 0.8,$$

соответствующем положению профилированно-го участка на модели волнообразной пластины в

экспериментах [5]. Интенсивность отсоса задается коэффициентом

$$c_q(x) = \rho_w v_w \sqrt{2Re_{\infty,x}}, \quad \text{где } Re_{\infty,x} = xRe_{\infty,L}.$$

Расчеты производятся для постоянных значений $c_q = \{0.0, 0.4, 0.8\}$.

Расчетная область представляет собой прямоугольник размерами $[0, 1] \times [0, 0.21]$ с ортогональной структурированной многоблочной сеткой из 3001×401 узлов в направлении вдоль пластины и по нормали к стенке, и со сгущением таким, что 55% узлов попадает в пограничный слой. Ставятся следующие граничные условия: прилипание на обтекаемой поверхности вне области отсоса; условие набегающего потока на входной и верхней границах; линейная экстраполяция изнутри области для зависимых переменных на выходной границе; массовый расход газа $[\rho v]_w(x) = c_q / \sqrt{2Re_{\infty,x}}$ через стенку на участке с отсосом.

Расчеты проводятся в два этапа. Сначала с помощью метода установления вычисляется поле стационарного ламинарного обтекания пластины при различных интенсивностях отсоса. Затем из полученного двухмерного стационарного поля извлекаются профили пограничного слоя в различных сечениях по x и решается задача линейной теории устойчивости. Для наиболее неустойчивых волн рассчитываются распределения инкрементов роста $\sigma(x)$ и соответствующие коэффициенты интегрального усиления (N -факторы).

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Результаты расчетов стационарного обтекания пластины при различных интенсивностях отсоса показаны на рис. 1. Представлены поля продольной скорости $u(x, y)$ в пристенной области. Для наглядности вертикальная координата y растянута в 10 раз, а начало и конец участка отсоса отмечены пунктирными линиями. Также показаны профили скорости $u(y)$ и статической температуры $T(y)$ в среднем сечении $x = 0.5$. Видно, что отсос существенно уменьшает толщину пограничного слоя, но при этом форма профилей остается подобной случаю без отсоса.

На основе профилей пограничного слоя вычисляется нейтральная кривая устойчивости – в каждом сечении по x определяется диапазон частот наиболее неустойчивых волн. На рассматриваемом режиме течения это плоские волны второй моды с характерной частотой $f^* \sim 200 \text{ кГц}$ ($\omega \sim 317.1$). Далее, для различных фиксированных частот ω из неустойчивого диапазона вычисляются распределения инкрементов $\sigma(\omega, x)$ и соответствующие интегральные усиления $N(\omega, x)$. Пример получаемых распределений для волны с ча-

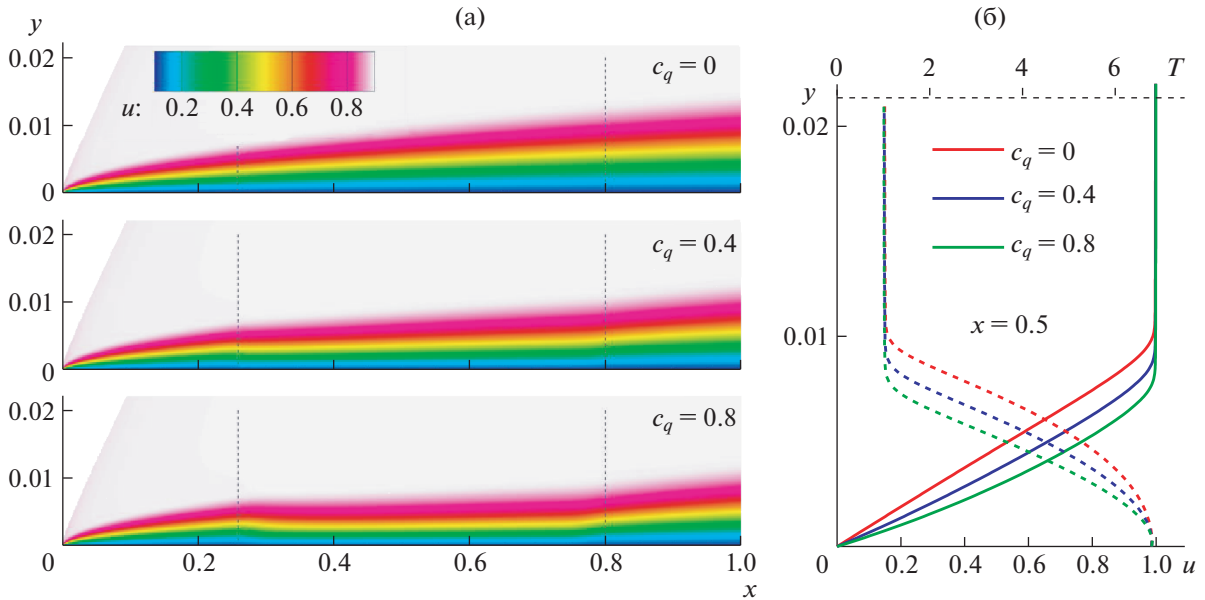


Рис. 1. Поля продольной скорости u (а) и профили пограничного слоя в сечении $x = 0.5$ (б) при различных интенсивностях отсоса.

стотой $\omega_1 = 296.8$ показан на рис. 2. Видно, что вблизи начала участка отсоса инкремент $\sigma(\omega_1; x)$ резко падает по сравнению со случаем без отсоса (рис. 2, пунктирные линии), т.е. локально проявляется известный эффект стабилизации пограничного слоя. Однако ниже по потоку на участке отсоса инкремент остается положительным, и по сравнению с пластиной без отсоса область неустойчивости оказывается более протяженной. Такое неожиданное поведение инкремента $\sigma_{c_q}(\omega_1; x)$ обусловлено изменением толщины $\delta(x)$ пограничного слоя на участке отсоса. Известно, что наиболее неустойчивая волна второй моды имеет длину $\lambda_*(x) \approx 2\delta(x)$ [6], а ее частота $\omega_* = 2\pi \cdot u_c / \lambda_* \approx \pi \cdot u_e / \delta$, где $u_c \approx 0.9u_e$ – типичная фазовая скорость волн второй моды, связанная со скоростью на границе пограничного слоя u_e . Тогда, если зафиксировать частоту волны ω_1 , то при некоторой толщине пограничного слоя δ_* будет наблюдаться максимальный инкремент σ_* , а при отстройке толщины $\delta \neq \delta_*$ инкремент будет падать. В случае отсоса пограничного слоя через стенку скорость u_e практически не меняется, но происходит резкое изменение толщины $\delta_{c_q} < \delta_{c_q=0}$ (см. профили на рис. 1), поэтому у волны фиксированной частоты ω_1 отстраивается инкремент роста

$$\sigma_{c_q}(\omega_1; x) \neq \sigma_{c_q=0}(\omega_1; x).$$

Причем в некоторых положениях по x возможно

$$\sigma_{c_q}(\omega_1) > \sigma_{c_q=0}(\omega_1; x)$$

в зависимости от соотношения λ_1 и $2\delta_{c_q}(x)$.

Такое поведение инкрементов $\sigma(x)$ приводит, в частности, к тому, что волна с частотой $\omega_1 = 296.8$ усиливается в $\exp(N) \approx 4.27$ раза на пластине без отсоса, и в 5.83 раза на пластине с отсосом (рис. 2, сплошные линии). Таким образом, наблюдается неожиданный эффект интегральной дестабилизации пограничного слоя при использовании системы отсоса.

Семейство кривых интегрального усиления для широкого диапазона частот неустойчивых

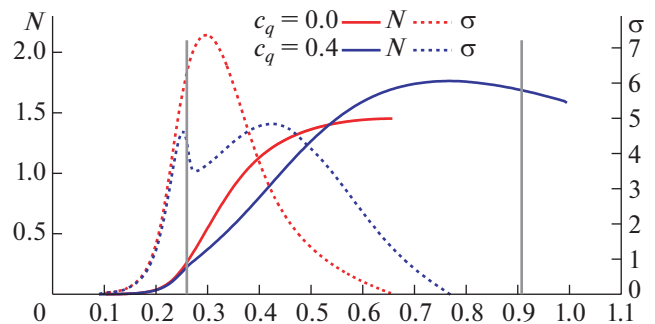


Рис. 2. Распределение инкрементов $\sigma(x)$ и интегрального усиления (N -фактора) неустойчивой волны второй моды с частотой $\omega = 296.8$ на пластине без отсоса ($c_q = 0.0$) и с отсосом $c_q = 0.4$ на участке, отмеченном вертикальными линиями.

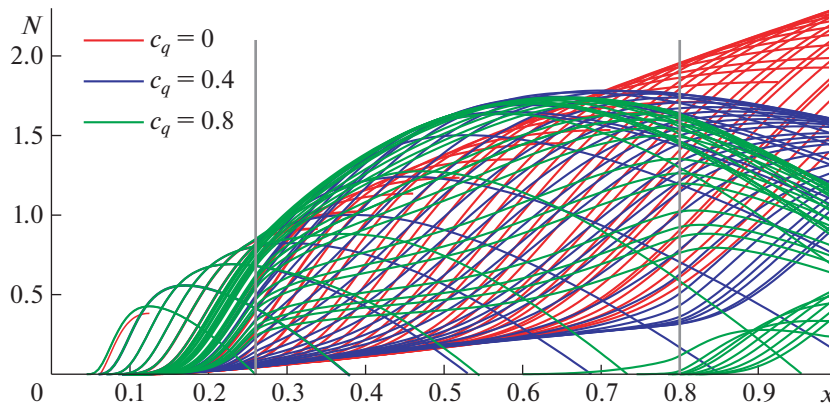


Рис. 3. Кривые интегрального усиления (N -факторы) для всех рассмотренных неустойчивых волн над пластиной с отсосом различных интенсивностей. Вертикальные линии отмечают начало и конец участка отсоса.

волн показано на рис. 3. Видно, что в соответствии с общепринятой концепцией управления ламинарным потоком с помощью отсоса есть волны, интегральное усиление которых падает на участке отсоса, т.е. пограничный слой становится более устойчив к таким возмущениям. Но также наблюдается широкий диапазон частот, в котором проявляется противоположный эффект — отсос приводит к увеличению интегрального роста на некотором участке обтекаемой поверхности.

Следует отметить, что наблюдаемый эффект интегральной стабилизации или дестабилизации неустойчивых волн второй моды зависит главным образом от характера изменения локальной толщины пограничного слоя. Вполне возможно, что для стабилизации волн в некотором диапазоне частот потребуются выдув, а не отсос, газа из пограничного слоя. Для поиска оптимального распределения $c_q(x)$ необходимо рассматривать интегральные, $N(x)$, а не локальные, $\sigma(x)$, усиления неустойчивости. В случаях больших скоростей, когда доминирует вторая мода Мэка, данные распределения могут существенно отличаться от традиционных распределений, полученных для дозвуковых и умеренно сверхзвуковых режимов. Исследования в этом направлении планируется провести в ближайшее время.

Отметим, что в рассмотренных случаях уровни интегрального усиления неустойчивых волн не велики, $N \sim 2$. С практической точки зрения интересны режимы с большими числами Рейнольдса, при которых $N \sim 10$. Следует проверить наличие аномального эффекта дестабилизации второй моды на этих режимах.

ВЫВОДЫ

Выполнены исследования устойчивости пограничного слоя на плоской пластине с участком отсоса газа через стенку при обтекании сверхзву-

ковым потоком с числом Маха $M_\infty = 6$. В рамках локально-параллельной теории устойчивости с помощью e^N -метода рассчитаны локальные инкременты нарастания и интегральные усиления плоских волн различных частот, относящихся ко второй моде Мэка, которая является доминирующим типом неустойчивости на рассматриваемом режиме.

Показано, что неустойчивые волны на участке отсоса в широком диапазоне частот усиливаются слабее, чем в случае без отсоса, что согласуется с известной концепцией стабилизации пограничного слоя. Однако для высокочастотной части спектра отсос приводит к увеличению интегрального усиления. Этот аномальный эффект необходимо учитывать при разработке активных систем управления ламинарно-турбулентным переходом для достаточно больших сверхзвуковых скоростей. В дальнейшем планируется рассмотреть течения с более высокими числами Рейнольдса, близкими к режимам ламинарно-турбулентного перехода в естественных условиях, при которых $N \sim 10$.

Из анализа обнаруженного эффекта дестабилизации следует, что его, вероятно, можно компенсировать выдувом газа в пограничный слой. Это — предмет будущих исследований.

ИСТОЧНИК ФИНАНСИРОВАНИЯ

Исследования выполнены при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект 19-19-00470).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Joslin R.D.* Overview of Laminar Flow Control // NASA/TP-1998-208705. 1998.
2. *Kimmel R.* Aspects of Hypersonic Boundary Layer Transition Control // 41st Aerospace Sciences Meeting

- and Exhibit. 2003. AIAA Paper 2003–772.
<https://doi.org/10.2514/6.2003-772>
3. Егоров И.В., Новиков А.В., Федоров А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного перехода при гиперзвуковых скоростях потока на супер-ЭВМ // ЖВМиМФ. 2017. Т. 57. № 8. С. 1347–1373.
<https://doi.org/10.7868/S0044466917080063>
 4. Образ А.О., Федоров А.В. Пакет программ HSFS для анализа устойчивости сжимаемых пограничных слоев // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII. № 3. С. 11–28.
<https://doi.org/10.1615/TsAGISciJ.2017022797>
 5. Bountin D., Chimitov T., Maslov A., Novikov A., Egorov I., Fedorov A., Utyuzhnikov S. Stabilization of a hypersonic boundary layer using a wavy surface // AIAA Journal. 2013. V. 51. № 5. P. 1203–1210.
<https://doi.org/10.2514/1.J052044>
 6. Stetson K., Kimmel R. On hypersonic boundary-layer stability // 30th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. 1992. AIAA Paper 1992–737.
<https://doi.org/10.2514/6.1992-737>

ANOMALOUS SUCTION EFFECT ON THE SUPERSONIC BOUNDARY LAYER INSTABILITY

Corresponding Member of the RAS I. V. Egorov^{a,b}, A. V. Novikov^{a,b}, and A. O. Obraz^{a,b}

^a*Central Aerohydrodynamic Institute n.a. Prof. N.E. Zhukovskiy, Zhukovskiy, Moscow Region, Russia*

^b*Moscow Institute of Physics and Technology (National Research University), Dolgoprudny, Moscow Region, Russia*

The paper presents the results of a stability study of near-wall flow in a supersonic flow around a flat plate with a section of gas suction from the boundary layer through the wall. The suction system is usually considered as a way to stabilize the boundary layer and delay the laminar-turbulent transition, that applicable at subsonic and low supersonic speeds. In this work, we study the effect of suction on the development of instabilities in the boundary layer at high supersonic speeds. Numerical modeling of a laminar flow around a plate with a section of constant suction of various intensities is carried out using the integration of the Navier–Stokes equations. Instabilities in the boundary layer distorted by suction are analyzed within the framework of the linear stability theory using the e-to-N method. High-frequency disturbances related to plane waves of the second Mack mode, which is most unstable at high velocities, are considered. It was found that instabilities over the suction section can be anomalously amplified more strongly than in the case without suction.

Keywords: supersonic flows, boundary layer suction, unstable disturbances, linear stability theory