

УДК: 532.526

Численное исследование влияния инъекции гелия на неустойчивость Гёртлера в сжимаемом пограничном слое*

С.О. Морозов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

E-mail: morozov@itam.nsc.ru

Проведено исследование влияния инъекции легкого газа на линейную стадию развития вихрей Гёртлера в сжимаемом пограничном слое. Задача решается в рамках линейной теории устойчивости и прямого численного моделирования уравнений Навье – Стокса. Полученные в двух методах скорости роста и профили вихрей Гёртлера хорошо согласуются между собой. Показано, что при помощи инъекции гелия в сжимаемый пограничный слой на вогнутой поверхности возможно уменьшить скорости роста вихрей Гёртлера.

Ключевые слова: сжимаемый пограничный слой, линейная теория устойчивости, вихри Гёртлера, прямое численное моделирование.

Введение

В ламинарном пограничном слое на вогнутой поверхности могут нарастать продольные вихревые структуры, называемые вихрями Гёртлера [1]. Изучению вихрей Гёртлера посвящено множество теоретических, численных и экспериментальных работ [2–4].

Значительная часть исследований направлена на поиск способов управления вихрями Гёртлера. Автомодельный отсос несжимаемого пограничного слоя на вогнутой поверхности приводит к уменьшению скоростей роста вихрей Гёртлера на линейной стадии развития, однако выявлено, что для заметного уменьшения скоростей роста вихрей Гёртлера требуются большие расходы, чем для волн Толлмина – Шлихтинга [5, 6]. В работе [7] было экспериментально показано, что для малых скоростей потока можно значительно уменьшить скорости нарастания нестационарных вихрей Гёртлера путем модулирования основного течения квазистационарными вихрями Гёртлера. Эффективность подавления вихрей Гёртлера зависит от фазового сдвига между двумя введенными возмущениями и не зависит от их амплитуды. Расчеты показали, что периодическая в трансверсальном направлении поверхностная деформация и периодический вдув/отсос приводят

* Работа выполнена в рамках государственного задания ИТПМ СО РАН (№ регистрации 124020900037-2).

к значительному уменьшению энергии стационарных [8] и нестационарных [9] вихрей Гёртлера на нелинейной стадии развития в несжимаемом пограничном слое.

В одной из первых работ, посвященных исследованию вихрей Гёртлера с учетом сжимаемости пограничного слоя, численно показано влияние охлаждения поверхности и отсоса пограничного слоя на характеристики вихрей Гёртлера в рамках линейной теории устойчивости [10]. Установлено, что отсос пограничного слоя приводит к уменьшению роста вихрей Гёртлера и чем выше число Маха, тем меньше этот эффект. При числах Маха $M > 4$ умеренный отсос пограничного слоя не давал видимого эффекта стабилизации. Охлаждение поверхности также не привело к значительному стабилизирующему воздействию на вихри Гёртлера. В работе [11] в рамках решения параболической системы уравнений устойчивости было обнаружено, что охлаждение приводит к незначительной дестабилизации пограничного слоя по отношению к вихрям Гёртлера. В асимптотическом приближении в исследовании [12] было установлено, что нагрев поверхности приводит к уменьшению скоростей роста вихрей Гёртлера при определенных условиях. Прямое численное моделирование [13] показало, что отсос пограничного слоя в области максимальных чисел Гёртлера приводит к увеличению максимальных степеней роста вихрей Гёртлера до 50 %, ниже по потоку от области отсоса степени роста становятся меньше на 5 %, чем в отсутствии отсоса. Прямое численное моделирование развития вихрей Гёртлера в сжимаемом пограничном слое на вогнутой поверхности продемонстрировало, что волнистость поверхности в трансверсальном направлении к потоку способствует значительному изменению развития вихрей Гёртлера [14]. Было показано, что при определенных параметрах волнистости возможна стабилизация указанных вихрей.

Настоящая работа является продолжением исследований [15], где в рамках линейной теории устойчивости было установлено, что инжекция гелия в сжимаемый пограничный слой на вогнутой поверхности приводит к уменьшению скоростей роста вихрей Гёртлера и второй моды Мэка. Данное исследование влияния инжекции гелия на линейную стадию развития вихрей Гёртлера проводится в рамках теории устойчивости и прямого численного моделирования.

Постановка задачи

В работе изучается неустойчивость Гёртлера в сжимаемом пограничном слое на вогнутой поверхности. На рис. 1 показана схема расчетной области для течения. Исследуется пограничный слой на модели, состоящей из двух частей, представляющих собой прямую и вогнутую поверхности. Протяженность прямого участка — 50 мм, протяженность вогнутой поверхности — 170 мм. После вогнутой поверхности добавлен небольшой участок выпуклой поверхности (с разреженной расчетной сеткой), созданный для минимизации влияния выходного граничного условия.

Для проведения расчетов в рамках линейной теории устойчивости пограничного слоя и представления результатов прямого численного моделирования используется поверхностно ориентированная система координат, где координата x направлена вдоль поверхности модели, y — по нормали, z — в трансверсальном направлении (рис. 1).

На границах 1 и 2 установлено условие равномерного набегающего потока с числом Маха $M \approx 4$, на границе 3 — условие истечения в вакуум, на границе 4 (поверхность) — условие прилипания и постоянство температуры $T_w \approx 0,8T_0$.

Инжекция гелия (He) производилась в области протяженностью $0,07 L$, расположенной до источника возмущений, где $L = 220$ мм — длина модели, она осуществлялась

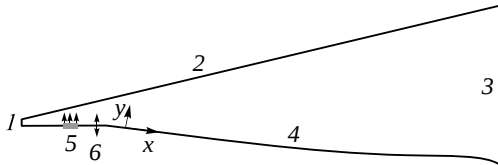


Рис. 1. Схематическое изображение расчетной области.

1, 2 — входные границы, 3 — выходная граница, 4 — поверхность, 5 — граница для инъекции геля, 6 — источник возмущений потока.

через проницаемую область, верхняя граница которой располагалась заподлицо с поверхностью модели, на нижней границе (граница 5) задавался постоянный массовый расход геля.

При прямом численном моделировании граница 6 соответствует источнику возмущений потока. На ней задается массовый расход воздуха по формуле:

$$\dot{m} = \dot{m}_0 \cos\left(\frac{2\pi}{\lambda} z\right),$$

где $\dot{m}_0$ — амплитуда массового расхода, λ — длина волны задаваемого возмущения в трансверсальном направлении. Протяженность области источника возмущений вдоль оси x составляет $\sim 0,001 L$.

Для построения расчетной сетки область, изображенная на рис. 1, делится на две основные подобласти, одна из которых включает в себя пограничный слой, другая — внешний поток. На рис. 2 приведен фрагмент расчетной сетки (координата x нормирована на протяженность модели L). В пограничном слое ячейки ориентированы по поверхности. Высота области с пограничным слоем равна максимальной толщине пограничного слоя и постоянна по всей длине модели. На прямом участке модели в нормальном направлении ячейки сгущены к поверхности, на вогнутом участке модели ячейки расположены равномерно. Чтобы на границах областей ячейки были одинаковы, в области внешнего потока проведено сгущение ячеек в направлении y . При удалении от поверхности ячейки увеличиваются до некоторой высоты, а затем уменьшаются к верхней границе 2 для разрешения скачка уплотнения (рис. 2). В трансверсальном направлении z расчетная область вмещала одну длину волны задаваемого возмущения λ . Узлы сетки в направлении z расположены равномерно. На боковых границах установлено условие симметрии. Подобное построение расчетной сетки успешно использовалось в работе [16] для проведения прямого численного моделирования развития стационарных и нестационарных вихрей Гёртлера.

Для проверки сеточной сходимости при прямом численном моделировании расчеты выполнялись на трех сетках: $n_y \times n_z = 50 \times 24$, 75×32 и 100×48 , где n_y — число ячеек, приходящихся на пограничный слой, n_z — число ячеек на длину волны. Вдоль поверхности модели число ячеек определялось так, чтобы отношение длины ячейки вдоль x к высоте ячейки вдоль y было в пределах значений 5–10.

Прямое численное моделирование уравнений Навье–Стокса выполнялось с использованием программы Fluent. Для численного решения системы уравнений применялась

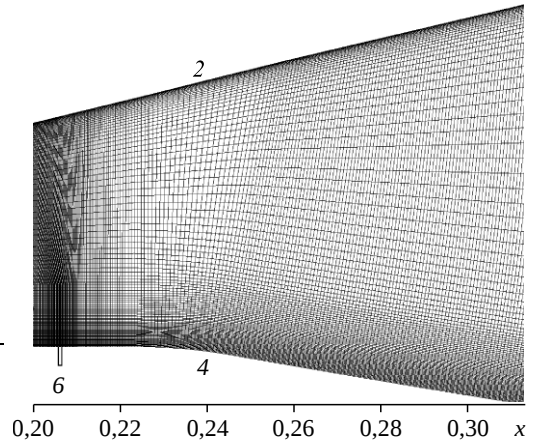


Рис. 2. Фрагмент расчетной сетки.

Обозначения см. на рис. 1.

неявная схема второго порядка. В качестве входного граничного условия использовалось pressure far field, в качестве выходного — pressure outlet. На поверхности устанавливалось граничное условие wall. Инжекция газа и источник возмущения моделировалось граничным условием mass flow inlet. Вязкость воздуха (набегающий поток) определялась по закону Сазерленда, теплопроводность — по кинетической теории. Для гелия (инжектируемый газ) вязкость и теплопроводность определялись по кинетической теории.

Расчеты в рамках линейной теории устойчивости (ЛТУ) проводились в оригинальной программе, основанной на решении методом коллокаций линеаризованных уравнений Навье–Стокса для возмущений в пограничном слое бинарной смеси газов с учетом кривизны поверхности k :

$$\begin{aligned}
 & \bar{\rho} \left(i\alpha \bar{u} u' + \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} v' - i\omega u' \right) = -\frac{i\alpha}{yM_\infty^2} p' + \\
 & + \frac{1}{\text{Re}} \left(\frac{\partial \bar{\mu}}{\partial y} \frac{\partial u'}{\partial y} + \bar{\mu} \frac{\partial^2 u'}{\partial y^2} - \beta^2 \bar{\mu} u' + i\alpha(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) \frac{\partial v'}{\partial y} + i\alpha \frac{\partial \bar{\mu}}{\partial y} v' - \alpha\beta(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) w' \right), \\
 & \bar{\rho} \left(i\alpha \bar{u} v' + 2k \bar{u} u' - k \frac{\bar{u}^2}{T} T' - i\omega v' \right) = -\frac{1}{yM_\infty^2} \frac{\partial p'}{\partial y} + \\
 & + \frac{1}{\text{Re}} \left(i\alpha(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) \frac{\partial u'}{\partial y} + i\alpha \frac{\partial \bar{\zeta}}{\partial y} u' + \frac{\partial(2\bar{\mu} + \bar{\zeta})}{\partial y} \frac{\partial v'}{\partial y} + \right. \\
 & \left. + (2\bar{\mu} + \bar{\zeta}) \frac{\partial^2 v'}{\partial y^2} - \beta^2 \bar{\mu} v' + i\beta(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) \frac{\partial w'}{\partial y} + i\beta \frac{\partial \bar{\zeta}}{\partial y} w' \right), \\
 & \bar{\rho}(i\alpha \bar{u} w' - i\omega w') = -\frac{i\beta}{yM_\infty^2} p' + \frac{1}{\text{Re}} \left(-\alpha\beta(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) u' + i\beta(\bar{\mu} + \bar{\zeta}) \frac{\partial v'}{\partial y} + i\beta \frac{\partial \bar{\mu}}{\partial y} v' + \right. \\
 & \left. + \frac{\partial \bar{\mu}}{\partial y} \frac{\partial w'}{\partial y} + \bar{\mu} \frac{\partial^2 w'}{\partial y^2} - \beta^2 (2\bar{\mu} + \bar{\zeta}) w' \right), \tag{1} \\
 & \bar{\rho} \left(i\alpha \bar{u} \bar{c}_p \bar{T} + i\alpha \bar{u} \bar{T} (\bar{c}_{p1} - \bar{c}_{p2}) c'_1 + \frac{\partial(\bar{c}_p \bar{T})}{\partial y} v' - i\omega \bar{c}_p T' - i\omega (\bar{c}_{p1} - \bar{c}_{p2}) \bar{T} c'_1 \right) = \\
 & = -(\gamma - 1) \left(i\alpha u' + \frac{\partial v'}{\partial y} + i\beta w' \right) + \\
 & + \frac{\gamma}{\text{Re}} \left(2i\alpha(\gamma - 1) M_\infty^2 \bar{\mu} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} v' + 2(\gamma - 1) M_\infty^2 \bar{\mu} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} \frac{\partial u'}{\partial y} + \bar{T} \bar{\rho} \bar{D}_{12} (\bar{c}_{p1} - \bar{c}_{p2}) \frac{\partial^2 c'_1}{\partial y^2} \right) + \\
 & + \frac{\gamma}{\text{Pr Re}} \left(\bar{\kappa} \frac{\partial^2 T'}{\partial y^2} + \frac{\partial \bar{\kappa}}{\partial y} \frac{\partial T'}{\partial y} - \beta^2 \bar{\kappa} T' \right), \\
 & \bar{\rho} \left(i\alpha u' - i\alpha \frac{\bar{u}}{T} T' + i\alpha \bar{u} p' - i\alpha \frac{\bar{u}(\bar{R}_1 - \bar{R}_2)}{\bar{R}} c'_1 + \frac{1}{\bar{\rho}} \frac{\partial \bar{\rho}}{\partial y} v' + \frac{\partial v'}{\partial y} + \right. \\
 & \left. + i\beta w' + i\omega \frac{1}{T} T' - i\omega p' + i\omega \frac{(\bar{R}_1 - \bar{R}_2)}{\bar{R}} c'_1 \right) = 0,
 \end{aligned}$$

$$\bar{\rho} \left(i\alpha \bar{u} c'_1 + \frac{\partial \bar{c}_1}{\partial y} v' - i\omega c'_1 \right) = \frac{1}{\text{Re}} \left(\bar{\rho} \bar{D}_{12} \frac{\partial^2 c'_1}{\partial y^2} \right),$$

где прямая черта над переменной означает невозмущенный поток, штрих — пульсационную составляющую, нижние индексы 1 и 2 относятся к инжектируемому газу и газу основного потока соответственно, u , v и w — скорость вдоль направлений x , y и z соответственно, T — температура, ρ — плотность, P — давление, μ — динамическая вязкость, $\zeta = -(2/3)\mu$ — второй коэффициент вязкости, κ — теплопроводность, c_p — удельная теплоемкость, R — газовая постоянная, c — концентрация компоненты смеси, γ — постоянная адиабаты, D_{12} — коэффициент диффузии смеси, Re — число Рейнольдса, Pr — число Прандтля, M — число Маха, α и β — волновые числа возмущения в направлении x и z соответственно, ω — круговая частота возмущения. В данном случае исследуется пространственная неустойчивость, поэтому предполагается, что ω — вещественная величина, а $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$ — комплексная величина, где α_r — реальная часть (реальное волновое число в направлении x), α_i — мнимая часть (степень роста возмущений). Выписанные выше уравнения основаны на уравнениях, записанных в работе [17] для пограничного слоя однокомпонентного газа на плоской пластине. Нормировка размерных параметров производится так же, как в [17]. Модификации для бинарной смеси газов проведены в рамках приближений, сделанных в исследовании [18], а также добавлен учет кривизны поверхности, как в [19].

В предположении, что возмущения должны затухать вне пограничного слоя и амплитуда возмущений скорости и температуры обращаться в ноль на поверхности, уравнения устойчивости решаются с граничными условиями [18]:

$$\begin{aligned} u' = v' = w' = T' = p' = c'_1 = 0 \quad \text{при} \quad y \rightarrow \infty, \\ u' = v' = w' = T' = 0, \quad v c'_1 - \bar{D}_{12} \frac{\partial c'_1}{\partial y} = 0 \quad \text{при} \quad y = 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Результаты

В результате численного моделирования двумерных уравнений Навье–Стокса для ламинарного обтекания исследуемой модели получены профили пограничного слоя с инъекцией гелия и без инъекции. На рис. 3 показаны профили пограничного слоя на вогнутой поверхности. Скорость U , плотность ρ и температура T нормированы на параметры, заданные на входных границах — U_∞ , ρ_∞ и T_∞ соответственно, нормальная к поверхности координата y нормирована на толщину пограничного слоя δ в соответствующем сечении, направленная вдоль поверхности координата x — на протяженность модели. Следует отметить, что толщина пограничного слоя на вогнутой поверхности в случае с инъекцией в $\sim 1,5$ раза больше, чем в случае без инъекции. На рис. 3а приведены профили скорости. На внешней границе пограничного слоя скорость уменьшается вниз по потоку. При инъекции гелия производная скорости возле поверхности стремится к нулю, т.е. пограничный слой больше подвержен отрыву. Однако отрыва пограничного слоя при исследуемых параметрах потока и инъекции не происходит. Плотность на границе пограничного слоя увеличивается вниз по потоку (рис. 3б). При инъекции гелия в сечении $x = 0,9$ наблюдается заметное отличие плотности на границе пограничного слоя от случая без инъекции, что связано с увеличением толщины пограничного слоя, которое привело к уменьшению степени поджатия на вогнутой поверхности. Температура на внешней границе пограничного слоя уменьшается вниз

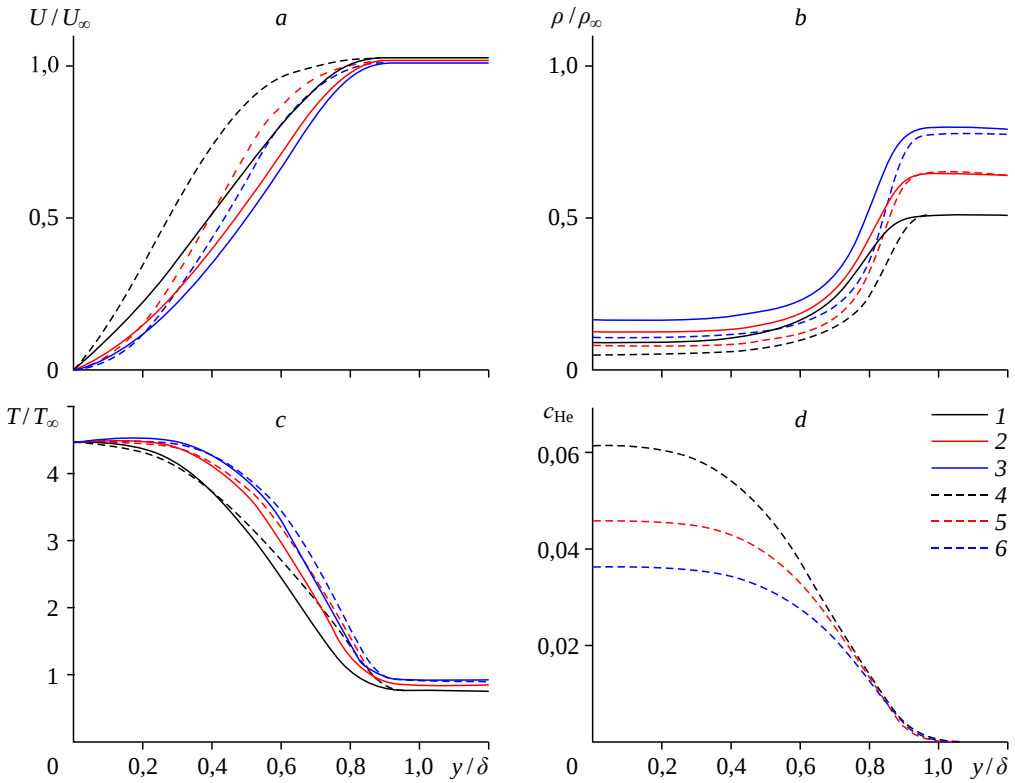


Рис. 3. Профили скорости (а), плотности (b), температуры (с) и концентрации гелия (d), полученные без инъекции при $x = 0,5$ (1), $0,7$ (2), $0,9$ (3) и с инъекцией при $x = 0,5$ (4), $0,7$ (5), $0,9$ (6).

по потоку, а инъекция гелия приводит к значительному изменению профиля из-за большей теплоемкости смеси гелий-воздух (рис. 3с). На рис. 3d показано распределение концентрации гелия c_{He} в пограничном слое. Видно, что c_{He} не превышает 6,5 % и максимум концентрации уменьшается вниз по потоку.

На рис. 4 представлена зависимость числа Гёртлера G от продольной координаты x , нормированной на протяженность модели L . Число Гёртлера определено по толщине потери импульса δ^{**} и кривизне поверхности k :

$$G = \frac{U_e \rho_e \delta^{**}}{\mu_e} \sqrt{\frac{\delta^{**}}{k}}, \quad (3)$$

где U_e , ρ_e и μ_e — скорость, плотность и вязкость на границе пограничного слоя. При наличии инъекции гелия число G меньше, чем в ее отсутствие, что в основном обусловлено уменьшением толщины потери импульса δ^{**} . Вниз по потоку числа Гёртлера в случае без инъекции и в случае с инъекцией стремятся друг к другу. При этом при удлинении вогнутой поверхности возникает отрыв пограничного слоя, поэтому возможность проверить, будут ли числа Гёртлера при больших x совпадать, отсутствует.

Для полученных профилей пограничного слоя были проведены расчеты степеней роста вихрей Гёртлера в рамках линейной теории устойчивости. На рис. 5 показана зависимость степени роста вихрей Гёртлера $-\alpha_i$, нормированной на протяженность модели,

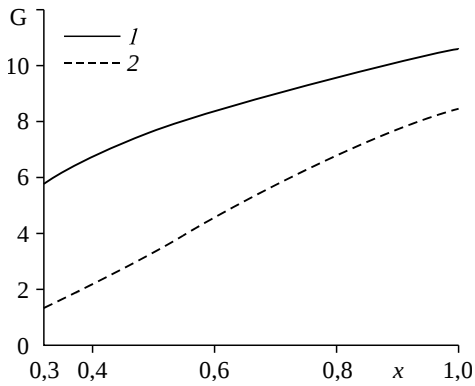


Рис. 4. Зависимость числа Гёртлера G от продольной координаты x в случае без инъекции (1) и с инъекцией (2).

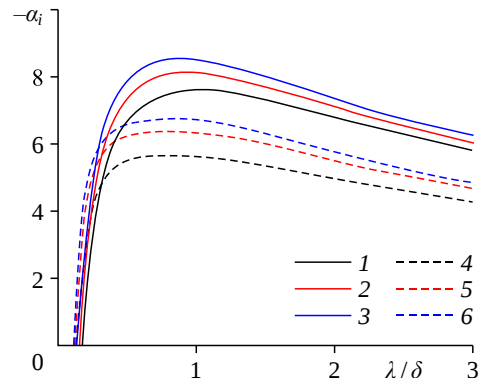


Рис. 5. Зависимость степени роста вихрей Гёртлера от трансверсальной длины волны в случае без инъекции при $x = 0,5$ (1), $0,7$ (2), $0,9$ (3) и с инъекцией при $x = 0,5$ (4), $0,7$ (5), $0,9$ (6).

от длины волны λ , нормированной на толщину пограничного слоя δ . Видно, что максимум степени роста лежит в диапазоне $\lambda/\delta = 0,5-1$ для всех случаев. Инъекция гелия приводит к увеличению степеней роста вихрей с длинами волн $\lambda/\delta < 0,3$ и уменьшению степеней роста с $\lambda/\delta > 0,3$. Таким образом, в рамках ЛТУ показано, что при исследуемых параметрах можно уменьшить максимальное значение степени роста вихрей Гёртлера в $\sim 1,3$ раза за счет инъекции гелия.

Для проведения прямого численного моделирования (ПЧМ) развития вихрей Гёртлера на исследуемой модели выбрана размерная длина волны $\lambda = 2$ мм, что соответствует $\lambda/\delta \approx 0,9$ в случае без инъекции и $\lambda/\delta \approx 0,6$ в случае с инъекцией.

На рис. 6 представлены профили продольной скорости $|u'|$, трансверсальной скорости $|w'|$ и температуры $|t'|$ возмущения в различных сечениях вдоль модели. Амплитуды скорости и температуры возмущения, полученные в результате прямого численного моделирования, нормированы на параметры, заданные на входных границах — U_∞ и T_∞ соответственно. Профили амплитуды, полученные в рамках линейной теории устойчивости, нормированы так, чтобы максимум в профиле по абсолютному значению совпадал с максимумом профиля, полученного при ПЧМ. Результаты показали, что амплитуда возмущений скорости не превышает $0,4\%$ от скорости набегающего потока, а амплитуда температуры составляет менее $1,8\%$ от температуры набегающего потока. Для случая без инъекции (рис. 6а, 6с и 6е) при $x = 0,5$ видно значительное различие профилей, полученных с помощью ЛТУ и ПЧМ, а выше по потоку оно уменьшается. Для случая с инъекцией гелия профили продольной скорости и температуры, полученные этими же двумя методами, практически совпадают при $x > 0,6$, однако профили трансверсальной скорости значительно различаются на всей протяженности модели. Отличие профилей трансверсальной скорости в случае с инъекцией, возможно, связано с неправомерным опусканием некоторых слагаемых с w' в уравнениях (1). Принято считать, что в подобных задачах трансверсальная скорость много меньше продольной. Такой же результат получен в расчетах, выполненных с помощью прямого численного моделирования в случае без инъекции. Здесь амплитуды продольной и трансверсальной скоростей отличаются примерно на два порядка, однако в случае ПЧМ с инъекцией эти две величины оказались одного порядка. Сравнение максимумов амплитуды профилей возмущения показало, что при задании одинаковой начальной амплитуды массового

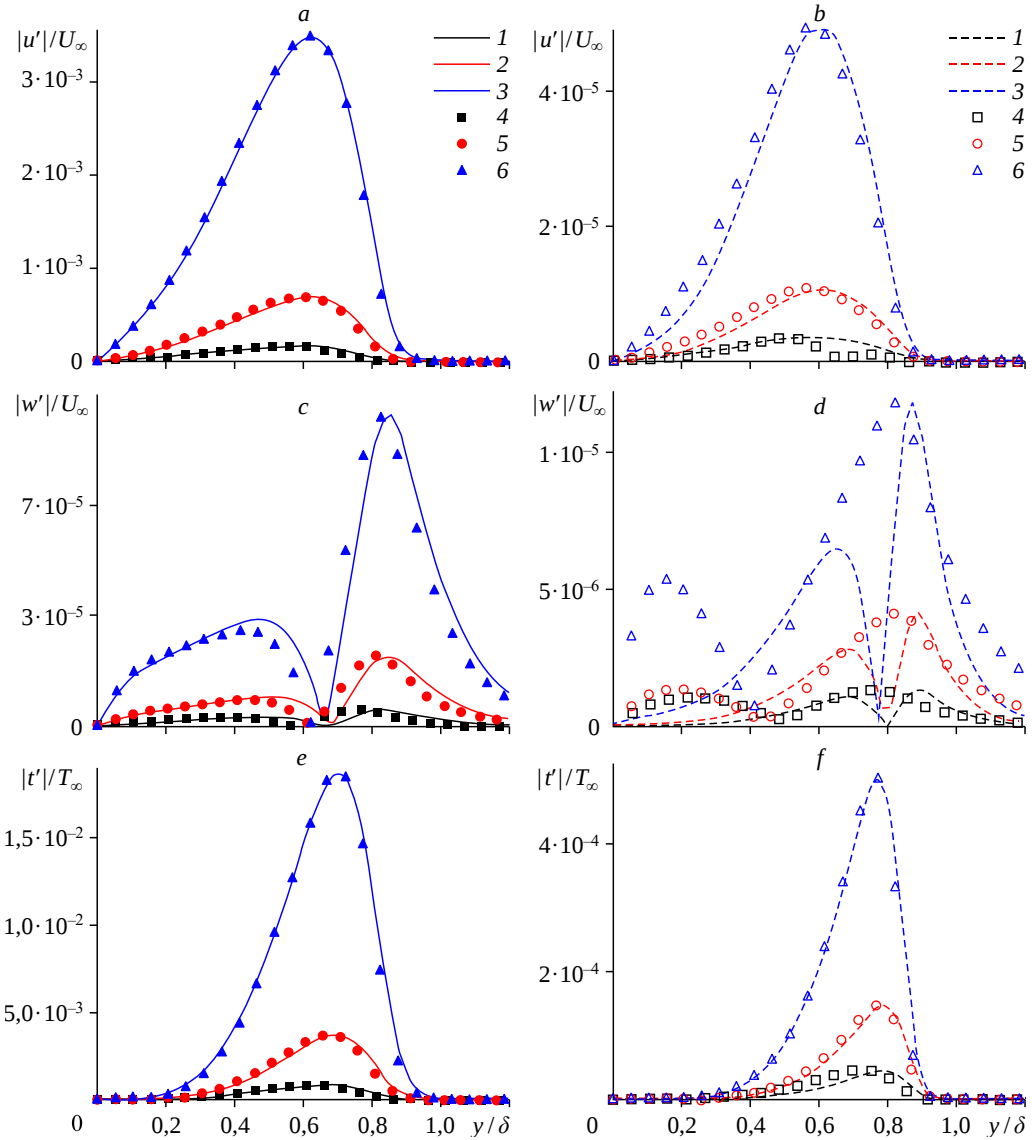


Рис. 6. Профили продольной скорости (а, б), трансверсальной скорости (с, д) и температуры (е, ф) возмущения.

а, с, е — случаи без инъекции, б, д, ф — случаи с инъекцией;
результаты, полученные по ЛТУ при $\chi = 0,5$ (1), 0,7 (2), 0,9 (3) и с помощью ПЧМ при $\chi = 0,5$ (4), 0,7 (5), 0,9 (6).

расхода источника возмущений в случаях без инъекции и с инъекцией амплитуды возмущения отличаются менее чем в два раза в области источника, а ниже по потоку амплитуда возмущений в случае с инъекцией на 1–2 порядка меньше.

На рис. 7а представлена зависимость степени роста возмущения $-\alpha_i$ с $\lambda = 2$ мм от продольной координаты x в случае без инъекции, полученная по линейной теории устойчивости и в результате прямого численного моделирования. Степени роста по результатам ПЧМ рассчитывались по формуле

$$-\alpha_i = \frac{d}{dx} \ln(A), \quad (4)$$

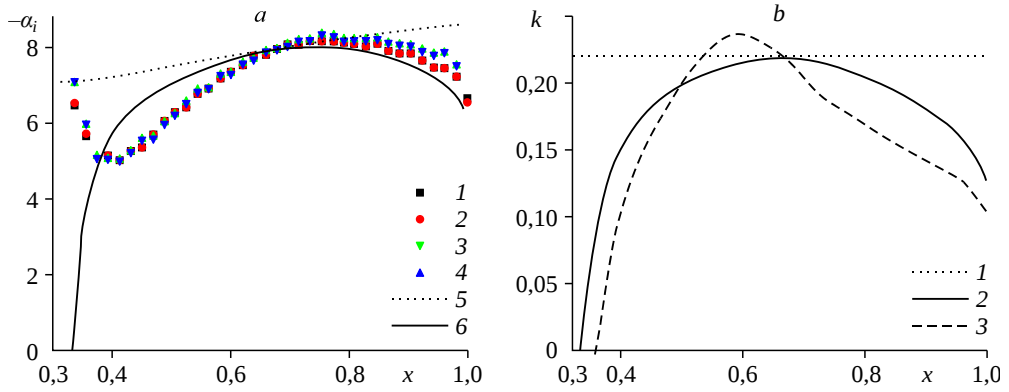


Рис. 7. Зависимости степени роста возмущения (a) и кривизны линии тока (b) от продольной координаты.

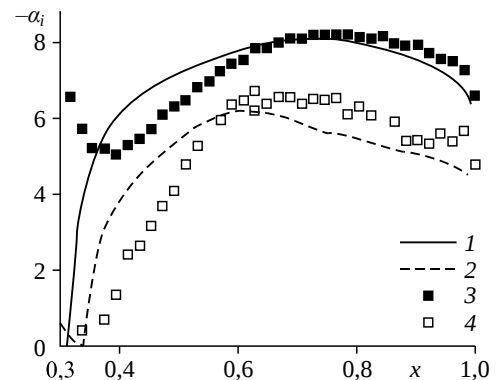
a — результаты ПЧМ при $n_z = 24$ (1), 32 (2), 48 (3) и $\dot{m}_0$, а также при $n_z = 48$ и $\dot{m}_0/10$ (4);
b — кривизна поверхности (1), кривизна линии тока без инъекции (2) и с инъекцией (3).

где A — амплитуда температуры возмущения. Результаты прямого численного моделирования представлены для различных вариантов расчетной сетки и для различных амплитуд массового расхода $\dot{m}_0$, задаваемого на источнике возмущения. Видно, что расчетная сетка и начальная амплитуда практически не влияют на степень роста возмущений. Можно отметить небольшое отличие степеней роста в конце модели при $n_z = 48$ от других случаев, что связано с отсутствием перед выходной границей 3 дополнительной выпуклой поверхности, изображенной на рис. 1, в случае $n_z = 48$. Таким образом, показана сеточная сходимость рассматриваемой задачи и линейность развития возмущения.

Сравнение результатов, полученных в рамках линейной теории устойчивости при использовании кривизны поверхности в качестве параметра k в уравнениях устойчивости (1), с результатами прямого численного моделирования показало количественное и качественное различие результатов. Однако если взять в качестве параметра кривизны k локальную кривизну линии тока на границе пограничного слоя (рис. 7b), то результаты ЛТУ и ПЧМ в диапазоне $x = 0,6 - 1$ согласуются гораздо лучше (рис. 7a).

На рис. 8 представлены зависимости степени роста возмущений $-\alpha_i$ от x для случаев без инъекции и с инъекцией гелия, полученные в рамках линейной теории устойчивости и прямого численного моделирования. Для расчетов в рамках ЛТУ в обоих случаях использовалась локальная кривизна линии тока на границе пограничного слоя. Результаты прямого численного моделирования и линейной теории устойчивости в случае инъекции гелия хорошо согласуются при $x = 0,6 - 1$. Показано, что инъекция гелия приводит к уменьшению степеней роста на 20–30 % в области экспоненциального роста.

Рис. 8. Зависимости степени роста вихрей Гёртлера от продольной координаты, полученные по ЛТУ для случаев без инъекции (1) и с инъекцией (2), а также методом ПЧМ для случаев без инъекции (3) и с инъекцией (4).



Выводы

Численно исследовано влияние инъекции гелия на развитие вихрей Гёртлера в сжимаемом пограничном слое. Задача рассмотрена в рамках линейной теории устойчивости и прямого численного моделирования уравнений Навье–Стокса. Исследование проведено при числе Маха $M \approx 4$ на модели, состоящей из двух основных частей — плоской прямой пластины и вогнутой пластины. В результате моделирования получено, что число Гёртлера на вогнутой части при инъекции гелия меньше, чем в случае без инъекции. При исследуемых параметрах инъекция гелия приводит к увеличению степеней роста вихрей Гёртлера с длиной волны менее 30 % от толщины пограничного слоя и к уменьшению степеней роста вихрей Гёртлера с большими длинами волн.

Прямое численное моделирование показало, что при учете в линейной теории устойчивости кривизны линии тока вместо кривизны поверхности модели результаты расчета степеней роста вихрей Гёртлера в двух используемых методах согласуются лучше. При задании одинаковой амплитуды источника возмущений, генерирующего вихри Гёртлера, в прямом численном моделировании в случае без инъекции и в случае с инъекцией гелия амплитуда возмущений скорости и температуры на вогнутой части модели получается меньше на 1–2 порядка в последнем случае. Показано, что инъекция гелия при исследуемых параметрах приводит к уменьшению степеней роста вихрей Гёртлера на 20–30 %.

Список литературы

1. Görtler H. On the three-dimensional instability of laminar boundary layers on concave walls // NACA Technical Paper 1375. 1954. 40 p.
2. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2006. 304 с.
3. Гимон Т.А., Морозов С.О., Лукашевич С.В., Шиплюк А.Н. Методы экспериментального исследования неустойчивости Гёртлера в пограничных слоях (обзор) // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 2. С. 159–174.
4. Xu D., Ricco P., Duan L. Görtler instability and transition in compressible flows // AIAA J. 2024. Vol. 62, No. 2. P. 489–517.
5. Kobayashi R. Note on the stability of a boundary layer on a concave wall with suction // J. Fluid Mechanics. 1972. Vol. 52. P. 269–272.
6. Floryan J., Saric W. Effects of suction on the Gortler instability of boundary layers // AIAA J. 1983. Vol. 21. P. 1635–1639.
7. Mischenko D.A., Borodulin V.I., Ivanov A.V., Kachanov Y.S. Control of unsteady görtler instability modes by steady görtler vortices // IUTAM Laminar-Turbulent Transition: 9 IUTAM Symp. (London, 2–6 Sept., 2019): Proceedings. Vol. 38. Cham: Springer, 2022. P. 227–232.
8. Sescu A., Afsar M.Z. Hampering Görtler vortices via optimal control in the framework of nonlinear boundary region equations // J. Fluid Mechanics. 2018. Vol. 848. P. 5–41.
9. Marensi E., Ricco P. Growth and wall-transpiration control of nonlinear unsteady Görtler vortices forced by free-stream vortical disturbances // Physics of Fluids. 2017. Vol. 29, Iss. 1. P. 114106–1–114106–19.
10. El-Hady N.M., Verma A.K. Instability of compressible boundary layers along curved walls with suction or cooling // AIAA J. 1984. Vol. 22, No. 2. P. 206–213.
11. Spall R.E., Malik M.R. Goertler vortices in supersonic and hypersonic boundary layers // Phys. Fluids. A. 1989. Vol. 1, No. 11. P. 1822–1835.
12. Боголепов В.В. Асимптотический анализ структуры длинноволновых вихрей Гертлера в гиперзвуковом пограничном слое // Прикл. механик и технич. физика. 2001. Т. 42, № 5. С. 46–60.
13. Hollender C., Dwivedi A., Candler G.V. Response of a Mach 6 cone-flare geometry to steady vortical disturbances: effect of steady suction // AIAA Paper. 2019. No. 2019–3219. 14 p.
14. Huang G., Chen X., Chen J., Yuan X., Tu G. The stabilizing effect of grooves on Görtler instability-induced boundary layer transition in hypersonic flow // Physics of Fluids. 2023. Vol. 35. P. 041701–1–041701–7.

15. Морозов С.О., Лукашевич С.В., Шиплюк А.Н. Численное исследование влияния локальной инъекции инородного газа на линейную устойчивость сжимаемого пограничного слоя // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30, № 2. С. 221–226.
16. Гимон Т.А., Кисловский В.А., Лукашевич С.В., Морозов С.О., Николаев М.С., Шиплюк А.Н. Численное моделирование развития вихрей Гёртлера в сжимаемом пограничном слое на вогнутой поверхности // Теплофизика и аэромеханика. 2023. Т. 30, № 1. С. 15–20.
17. Boiko A.V., Demyanko K.V., Nечepurenko Y.M. On computing the location of laminar-turbulent transition in compressible boundary layers // Russ. J. Numerical Analysis and Mathematical Modelling. 2017. Vol. 32, No. 1. P. 1–12.
18. Гапонов С.А., Ермолаев Ю.Г., Зубков Н.Н., Косинов А.Д., Лысенко В.И., Смородский Б.В., Яцких А.А. Исследование влияния вдува тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его ламинарно-турбулентный переход // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2017. № 6. С. 61–69.
19. Spall R.E., Malik M.R. Goertler vortices in supersonic and hypersonic boundary layers // Physics of Fluids A. 1989. Vol. 1, No. 11. P. 1822–1835.

*Статья поступила в редакцию 31 июня 2024 г.,
после доработки — 16 сентября 2024 г.,
принята к публикации 8 ноября 2024 г.*