

УДК 532.526

Численное исследование влияния локальной инжекции инородного газа на линейную устойчивость сжимаемого пограничного слоя*

Морозов С.О., Лукашевич С.В., Шиплюк А.Н.

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

E-mail: morozov@itam.nsc.ru

Работа посвящена численному исследованию влияния инжекции инородного газа на устойчивость сжимаемого пограничного слоя на вогнутой поверхности. Расчет устойчивости выполнен в рамках локально-параллельной линейной теории устойчивости. Результаты расчетов для базового случая (без инжекции) показали, что вихри Гёртлера и вторая мода Мэка имеют наибольшие степени роста при исследуемых параметрах. Обнаружено, что инжекция тяжелого газа (относительно набегающего газа) приводит к увеличению степеней роста вихрей Гёртлера и второй моды Мэка, а инжекция легкого газа — к уменьшению степеней роста данных возмущений.

Ключевые слова: сжимаемый пограничный слой, ламинарно-турбулентный переход, линейная теория устойчивости, вихри Гёртлера, вторая мода Мэка.

Введение

Ламинарно-турбулентный переход сжимаемого пограничного слоя в условиях низкого уровня пульсаций потока и малой шероховатости поверхности происходит из-за экспоненциального нарастания изначально малых возмущений. В двумерном безградиентном сжимаемом пограничном слое наиболее нарастающими являются возмущения первой и второй моды Мэка [1, 2]. Для стабилизации пограничного слоя в условиях доминирования первой моды Мэка можно использовать охлаждение поверхности [2], инжекцию тяжелого газа [3] или сублимирующее покрытие [4]; в условиях доминирования второй моды Мэка — пористое покрытие [5, 6], локальный нагрев поверхности [7] или инжекцию легкого газа [8, 9]. Для пограничного слоя на вогнутой поверхности характерно нарастание вихрей Гёртлера. В работе [10] для малых скоростей потока было найдено, что в несжимаемом пограничном слое можно стабилизировать нестационарные вихри Гёртлера путем введения стационарных ненарастающих вихрей Гёртлера. Авторами данной работы для сжимаемого пограничного слоя на вогнутой поверхности был

* Исследование выполнено за счет гранта РФ (проект № 21-19-00393).

показан стабилизирующий эффект локального нагрева поверхности [11]. В настоящей работе проводится исследование влияния локальной инъекции инородного газа на линейную устойчивость сжимаемого пограничного слоя на вогнутой поверхности.

Постановка задачи

Исследование устойчивости сжимаемого пограничного слоя проводилось на вогнутой поверхности (рис. 1) при числе Маха набегающего потока $M \approx 4,8$. Температура поверхности модели $T_w \approx 0,8T_0$ являлась постоянной. На прямом участке модели развивался ламинарный пограничный слой, в который осуществлялась локальная инъекция инородного газа с поверхности. Отношение толщины пограничного слоя на конце прямого участка к радиусу кривизны вогнутой поверхности составляло менее 0,001.

Расчет пограничного слоя идеального сжимаемого газа проводился в программе Fluent пакета Ansys. На рис. 1 цифрами 1–4 обозначены границы области расчета. На границах 1, 2 задавалось условие равномерного потока воздуха, направленного параллельно прямому участку поверхности. На границе 3 устанавливалось условие истечения в вакуум. Граница 4 соответствовала твердой поверхности с условием прилипания и постоянной температурой. Инжектируемый в пограничный слой газ (гелий He или элегаз SF₆) задавался постоянным массовым расходом на прямом участке, показанном на рис. 1.

Расчетная сетка имела в продольном направлении 2000 узлов со сгущением к передней кромке и дальнейшим переходом с места инъекции к равноудаленным узлам. На пограничный слой приходилось от 30 до 60 равноудаленных расчетных узлов в зависимости от координаты модели и случая инъекции. Расчетные узлы сетки в пограничном слое располагались ортогонально поверхности.

Вязкость воздуха (набегающего потока) рассчитывалась по формуле Сазерленда, теплопроводность — по кинетической теории. Вязкость и теплопроводность инжектируемого газа рассчитывались по кинетической теории.

Устойчивость пограничного слоя рассматривалась в рамках линейной теории устойчивости в локально-параллельной постановке. Система линейных уравнений на возмущения решалась методом коллокаций. На поверхности модели и на достаточно большом удалении от границы пограничного слоя на возмущения накладывались нулевые граничные условия. Подробное описание системы уравнений и методики расчета приведено в работе [12]. В представленном исследовании в систему уравнений, взятых из работы [12], добавлены слагаемые, отвечающие за кривизну поверхности (как в работе [13]), а также слагаемые, отвечающие за пульсации концентрации инородного газа (как в работе [3]).

Результаты

При обтекании модели, изображенной на рис. 1, в месте перехода с прямой поверхности на вогнутую, а также на вогнутой поверхности пограничный слой развивается в градиентном потоке. На рис. 2 показана зависимость давления на границе пограничного

слоя P , нормированного на давление набегающего потока P_∞ , от продольной

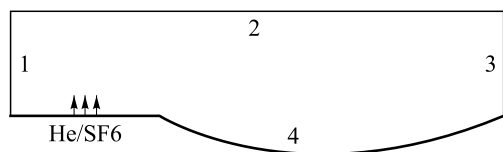
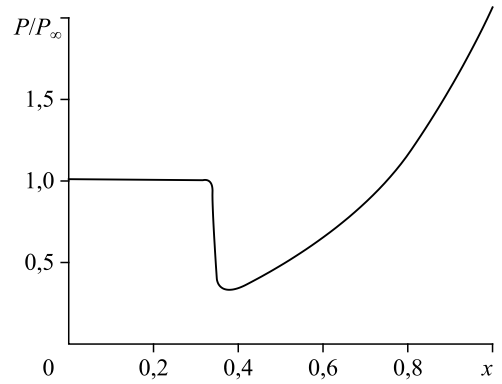


Рис. 1. Схематичное изображение расчетной области.

1–4 — границы области расчета.

Рис. 2. Зависимость давления на границе пограничного слоя от продольной координаты модели.



координаты x , нормированной на протяженность поверхности модели $L = 0,4$ м. Граница пограничного слоя определялась по производной числа Маха: первая от поверхности координата, при которой производная числа Маха меньше 0,5 % от ее максимального значения в пограничном слое. В месте перехода от прямой к вогнутой форме поверхности поток поворачивает около тупого угла и происходит его ускорение с одновременным уменьшением давления. На вогнутой поверхности имеет место торможение потока, при этом давление увеличивается. В такой конфигурации модели возможен отрыв пограничного слоя из-за положительного градиента давления, однако в данном случае отрыва не наблюдалось.

На рис. 3 приведены профили скорости и плотности инородного газа в пограничном слое на вогнутой поверхности без инъекции газа (базовый случай) и с инъекцией гелия (He) и элегаза (SF_6) при $x = 0,45$ и $0,8$. Координата y нормирована на протяженность поверхности модели L . Скорость и плотность нормированы на соответствующие значения скорости и плотности в набегающем потоке. Массовый расход инжектируемого

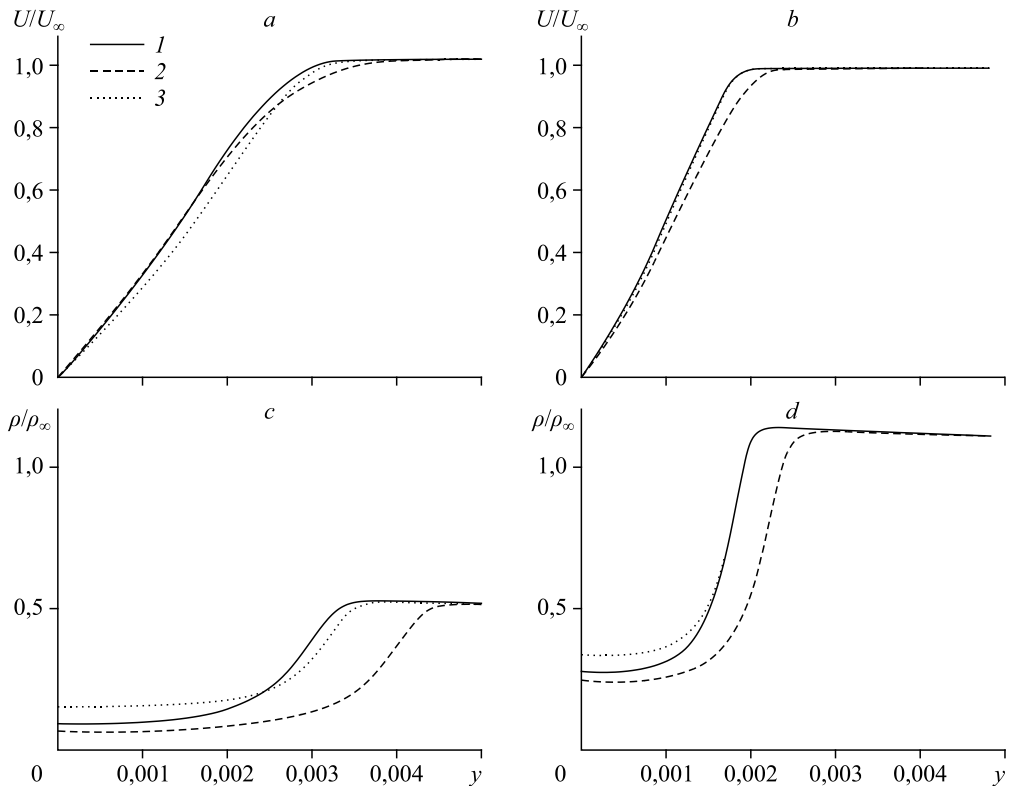


Рис. 3. Профили скорости (a, b) и плотности (c, d) в пограничном слое при $x = 0,45$ (a, c) и $0,8$ (b, d).

1 — без инъекции, 2 — с инъекцией гелия ($q = 0,28$), 3 — с инъекцией элегаза ($q = 2,3$).

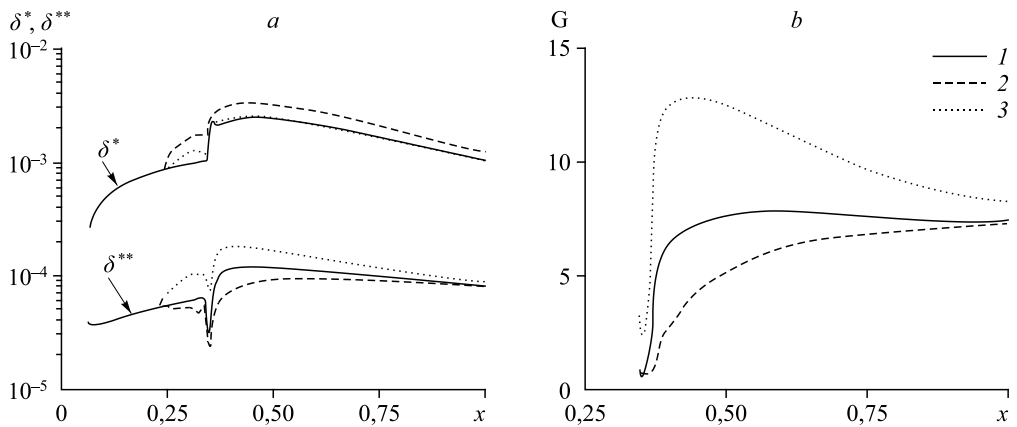


Рис. 4. Зависимости толщины вытеснения (δ^*) и толщины потери импульса (δ^{**}) от продольной координаты модели, а также зависимость числа Гёртлера (G) на вогнутой поверхности от продольной координаты модели.

Обозначения см. на рис. 3.

газа q нормирован на расход воздуха в пограничном слое. Из рис. 3а и 3б видно, что при инъекции He профиль скорости становится более наполненным, а при инъекции SF_6 — менее наполненным, чем в базовом случае. Плотность поверхности модели уменьшается при инъекции He и увеличивается при инъекции SF_6 относительно базового случая.

На рис. 4а показана зависимость толщины вытеснения δ^* и толщины потери импульса δ^{**} от продольной координаты модели x . Величины δ^* и δ^{**} нормированы на L . Видно, что инъекция как гелия, так и элегаза приводит к увеличению толщины вытеснения. Толщина потери импульса в случае инъекции гелия уменьшается, а при инъекции элегаза увеличивается. Число Гёртлера, определенное по толщине потери импульса, при инъекции гелия уменьшается, а при инъекции элегаза увеличивается (рис. 4б).

На рис. 5 показаны зависимости степени роста ($-\alpha_i^{**}$) стационарных вихрей Гёртлера от поперечного волнового числа (β^{**}). Оба параметра обезразмерены по толщине потери импульса δ^{**} . В случае инъекции легкого газа (He) максимальная степень роста вихрей Гёртлера уменьшается при увеличении расхода до $q = 0,28$, а область поперечных волновых чисел неустойчивых возмущений уменьшается. При $x = 0,45$ максимальная

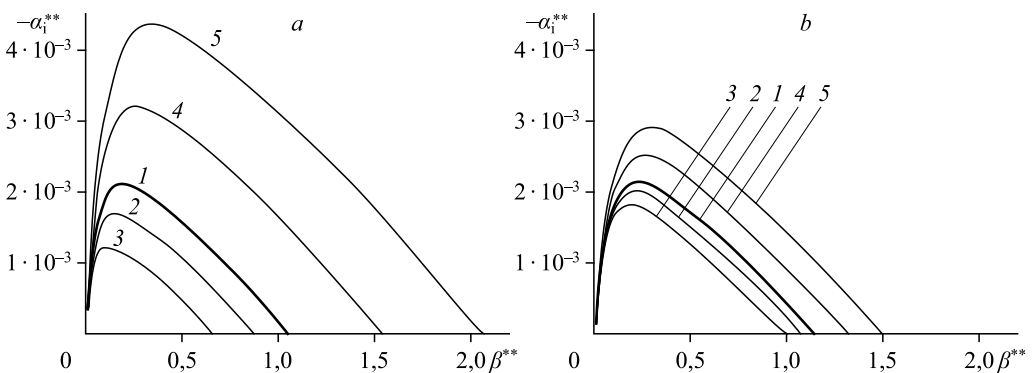


Рис. 5. Зависимость степени роста вихрей Гёртлера от поперечного волнового числа при $x = 0,45$ (а) и $0,8$ (б).

1 — без инъекции, 2, 3 — с инъекцией гелия с $q = 0,09$ и $0,28$ соответственно, 4, 5 — с инъекцией элегаза с $q = 2,3$ и $4,6$ соответственно.

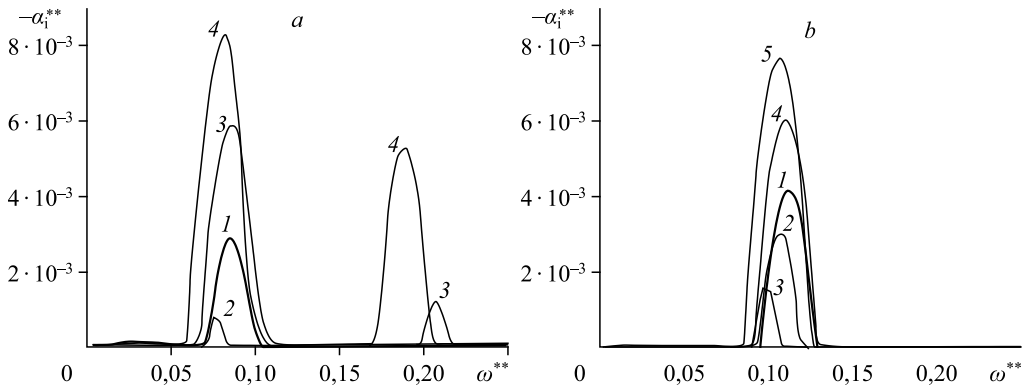


Рис. 6. Зависимость степени роста второй моды Мэка от частоты.

Обозначения см. на рис. 5.

степень роста меньше примерно в 1,2 и 1,8 раза, при $x = 0,8$ — в 1,05 и 1,2 раза при $q = 0,09$ и $0,28$ соответственно. Инжекция тяжелого газа (SF_6) приводит к увеличению максимальной степени роста при $x = 0,45$ примерно в 1,5 и 2,1 раза, а при $x = 0,8$ — в 1,2 и 1,4 раза при $q = 2,3$ и $4,6$ соответственно.

На рис. 6 представлены зависимости степени роста двумерных возмущений ($\beta^{**} = 0$) от частоты ω^{**} , где $\omega^{**} = 2\pi\delta^{**}/(U_e f)$ — безразмерная частота, U_e — скорость на границе пограничного слоя, f — размерная частота. В базовом случае сильнее всего нарастают двумерные возмущения в частотных диапазонах $\omega^{**} \approx 0,07 - 0,105$ и $\omega^{**} \approx 0,09 - 0,13$ при $x = 0,45$ и $0,8$ соответственно. Данные возмущения имеют акустическую природу и относятся к так называемой второй моде по классификации Мэка. В случае инъекции тяжелого газа (SF_6) степень роста второй моды при $x = 0,45$ увеличивается примерно в 2 и 2,9 раза, а при $x = 0,8$ — в 1,4 и 1,8 раза при $q = 2,3$ и $4,6$ соответственно. Частотный диапазон неустойчивых возмущений при этом расширяется. Также при $x = 0,45$ в случае инъекции SF_6 появляются неустойчивые возмущения в область частот $\omega^{**} = 0,2 - 0,22$. Инжекция легкого газа (He) приводит к практически полной стабилизации двумерных возмущений при $x = 0,45$ и к уменьшению максимальной степени роста при $x = 0,8$ примерно в 1,35 и 2,6 раза при $q = 0,09$ и $0,28$ соответственно. Частотный диапазон неустойчивых возмущений сужается.

Выводы

Проведено численное исследование влияния инъекции инородного газа на устойчивость сжимаемого ламинарного пограничного слоя на вогнутой поверхности при числе Маха $\approx 4,8$. Ламинарный пограничный слой определен с помощью численного моделирования двумерных уравнений Навье–Стокса для идеального газа в программе Fluent. Показано, что инъекция инородного более легкого газа, чем набегающий поток воздуха, влечет за собой увеличение толщины вытеснения ламинарного пограничного слоя и уменьшение толщины потери импульса. Инжекция более тяжелого газа приводит к незначительному увеличению толщины вытеснения и к существенному увеличению толщины потери импульса при рассматриваемых значениях инъекции.

Расчет устойчивости полученного ламинарного пограничного слоя выполнен в рамках линейной теории устойчивости. Показано, что при исследуемых параметрах локальная инъекция легкого газа приводит к уменьшению степеней роста вихрей Гёртлера и второй моды Мэка. Области неустойчивых длин волн вихрей Гёртлера и частот второй

моды Мэка существенно сужаются при инъекции легкого газа. Инъекция тяжелого газа приводит к увеличению степеней роста вихрей Гёртлера и второй моды Мэка, а также к расширению диапазона неустойчивых длин волн и частот.

Список литературы

1. Mack L.M. Linear stability theory and the problem of supersonic boundary layer transition // AIAA. J. 1975. Vol. 13, No. 3. P. 278–289.
2. Гапонов С.А., Маслов А.А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. 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.
4. Гапонов С.А., Смородский Б.В. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на поверхности с сублимирующим покрытием // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 2. С. 213–226.
5. Фомин В.М., Федоров А.В., Козлов В.Ф., Шиплюк А.Н., Маслов А.А., Буров Е.В., Малмут Н.Д. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя поглощающими ультразвуком покрытиями с регулярной микроструктурой // Докл. РАН. 2004. Т. 399, № 5. С. 633–637.
6. Морозов С.О., Лукашевич С.В., Судаков В.Г., Шиплюк А.Н. Экспериментальное исследование влияния малых углов атаки и затупления носика конуса на стабилизацию гиперзвукового пограничного слоя пассивным пористым покрытием // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 6. С. 825–832.
7. Fedorov A.V., Soudakov V., Egorov I., Sidorenko A.A., Gromyko Y.V., Bountin D.A., Polivanov P.A., Maslov A.A. High-speed boundary-layer stability on a cone with localized wall heating or cooling // AIAA J. 2015. Vol. 53, No. 9. P. 2512–2524.
8. Miró Miró F., Pinna F. Injection-gas-composition effects on hypersonic boundary-layer transition // J. Fluid Mech. 2020. Vol. 890. P. 1–14.
9. Морозов С.О., Смородский Б.В., Шиплюк А.Н. Устойчивость пограничного слоя на пластине при числе $m = 5,4$ с локальной инъекцией легкого газа // Динамика многофазных сред: XVII Всерос. семинар с международным участием (Новосибирск, 27 авг. – 4 сент. 2021 г.): тез. докл. Новосибирск: ИТПМ СО РАН, 2021. С. 91.
10. Бородулин В.И., Иванов А.В., Качанов Ю.С., Мищенко Д.А. Систематическое исследование механизма управления развитием нестационарных гёртлеровских мод с помощью стационарных вихрей Гёртлера // XII Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Уфа, 19–24 авг. 2019 г.): сб. тр. в 4 т. Т. 2. Механика жидкости и газа. Уфа.: РИЦ БашГУ, 2019. С. 514–515.
11. Морозов С.О., Шиплюк А.Н. Исследование влияния локального изменения температуры поверхности на устойчивость ламинарного пограничного слоя в гиперзвуковом сопле // Теплофизика и аэромеханика. 2020. Т. 27, № 5. С. 665–674.
12. Boiko A.V., Demyanko K.V., Nepochurenko 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.
13. 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 27 октября 2022 г.,
после доработки — 15 ноября 2022 г.,
принята к публикации 8 декабря 2022 г.*