

УДК 532.526

DOI 10.25205/2541-9447-2018-13-1-25-32

**В. И. Лысенко¹, С. А. Гапонов¹, Н. Н. Зубков², Б. В. Смородский¹
Ю. Г. Ермолаев¹, А. Д. Косинов¹**

¹ *Институт теоретической и прикладной механики им. С. А. Христиановича СО РАН
ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, Россия*

² *Московский государственный технический университет им. Н. Э. Баумана
2-я Бауманская ул., 5, Москва, 105005, Россия*

*vl@itam.nsc.ru, gaponov@itam.nsc.ru, zoubkovn@bmstu.ru, smorodsk@itam.nsc.ru
yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru*

ВЛИЯНИЕ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ТАНГЕНЦИАЛЬНОГО ВДУВА ТЯЖЕЛОГО ГАЗА В СВЕРХЗВУКОВОЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ НА ЕГО УСТОЙЧИВОСТЬ*

Проведены теоретико-экспериментальные исследования по влиянию распределенного тангенциального вдува тяжелого газа (элегаза SF₆) в пристеночный слой пограничного слоя на плоской пластине на его устойчивость к естественным возмущениям при числе Маха набегающего потока M = 2. Впервые экспериментально показано, что при таком вдуве происходит стабилизация пограничного слоя в основном за счет уменьшения роста возмущений на более высоких частотах. При этом частота, соответствующая максимальным степеням нарастания возмущений, уменьшается.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, проницаемая поверхность, вдув, тяжелый газ, гидродинамическая устойчивость.

Введение

В ряде задач возникает вопрос об управлении пограничным слоем. Один из методов такого управления – отсасывание газа из пограничного слоя через проницаемую поверхность, с помощью которого можно замедлить процесс турбулизации пограничного слоя (стабилизирующая роль отсасывания объясняется уменьшением толщины пограничного слоя и формированием более устойчивого профиля скорости). Вопросу стабилизации течения (как при дозвуковых,

так и при сверхзвуковых скоростях) посвящены статьи [1; 2]. При этом в исследованиях по устойчивости пограничного слоя при отсасывании необходимо учитывать свойства проницаемых поверхностей, которые могут существенно повлиять на устойчивость. Впервые влияние свойств проницаемого покрытия на устойчивость дозвукового пограничного слоя изучалось в теоретическом исследовании С. А. Гапонова [3]. В последующих работах им было предложено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости и давления на прони-

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-01-00070-а) и ИСГЗ ФАНО (проект № 0323-2016-0009).

Лысенко В. И., Гапонов С. А., Зубков Н. Н., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д. Влияние распределенного тангенциального вдува тяжелого газа в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 1. С. 25–32.

щаемой поверхности с учетом сжимаемости газа. Оно использовалось для исследования как дозвуковых [3], так и малых сверхзвуковых скоростей потока [4].

Долгое время эти теоретические работы были единственными в мире, а экспериментальные исследования данной проблемы не проводились совсем, что было обусловлено в первую очередь отсутствием качественного проницаемого материала. Однако сейчас ситуация изменилась. В последние годы были проведены эксперименты по устойчивости как гиперзвукового [5–8], так и сверхзвукового пограничного слоя [9–17]. Результаты экспериментов указывают на удовлетворительное их соответствие данным расчетов, выполненных на основе линейного подхода [3–4] (в частности, в исследованиях [18–19] для гиперзвуковых скоростей и в работах [9–17] для сверхзвуковых скоростей).

В работах [9–17] при определении положения ламинарно-турбулентного перехода и исследовании устойчивости пограничного слоя как к естественным, так и к искусственным возмущениям, получено, что пористое покрытие ускоряет переход и оказывает дестабилизирующее воздействие на первую моду возмущений.

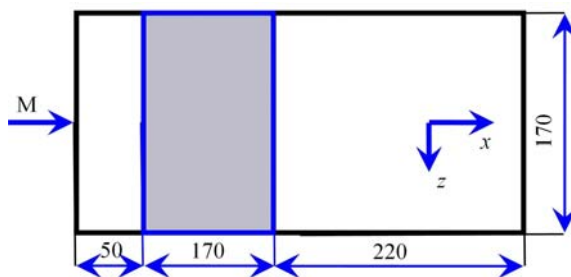


Рис. 1. Экспериментальная модель в плане (серым цветом выделена проницаемая вставка)

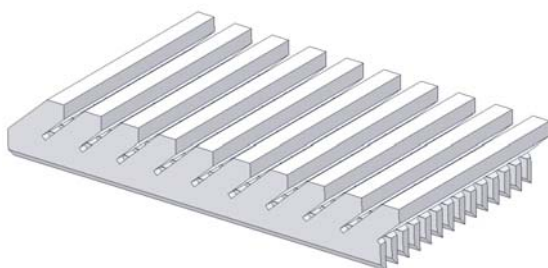


Рис. 2. Модель проницаемой вставки с тангенциальными каналами

Однако, как показали расчеты [20–21], можно стабилизировать сверхзвуковой пограничный слой с помощью инжекции – вдувая тяжелый газ в пристеночный слой этого погранслоя, тем самым выгодно меняя (делая более устойчивым) профиль плотности поперек пограничного слоя.

Эксперименты [22; 23] по влиянию на ламинарно-турбулентный переход вдува такого тяжелого газа (элегаза) отчасти подтвердили расчеты. Было получено, что вдув тяжелого газа приводит к смещению ламинарно-турбулентного перехода вниз по потоку.

А данная работа посвящена экспериментальной проверке теоретических выводов о стабилизации сверхзвукового пограничного слоя вдувом тяжелого газа в пристеночный слой этого погранслоя. Цель работы – экспериментальное исследование влияния инжекции тяжелого газа (элегаза SF_6) в сверхзвуковой пограничный слой на его гидродинамическую устойчивость при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Подобные эксперименты на модели проницаемой вставки с тангенциальными каналами проведены впервые.

Методика эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [24] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения потока $T_0 \approx 290$ К и значении единичного числа Рейнольдса $Re_{1\infty} = 3,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

В качестве модели использовалась теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из низколегированной стали 09Г2С, длиной 440, толщиной 10 и шириной 170 мм, с носиком, скошенным под углом 14° , и радиусом притупления передней кромки около 0,1 мм. Начало отсчета используемой в дальнейшем продольной (вдоль направления внешнего течения) координаты x находится на передней кромке модели.

На участке $x = 50\text{--}220$ мм рабочей поверхности (на всю ширину пластины) в модели был сделан паз (рис. 1), куда вставлялась медная пористая вставка-пластинка (рис. 2), представляющая собой проницаемую оболочку с тангенциальными каналами, изготовленная в МГТУ им. Н. Э. Баумана по

оригинальной технологии двухстороннего деформирующего резания.

Основой этой технологии являются одновременно как процесс резания, так и пластическое деформирование [25–27]. Изготовление проницаемой оболочки основано на обработке двух сторон металлической листовой заготовки методом деформирующего резания. Получение проницаемой оболочки с тангенциальными выходными каналами возможно за счет создания наклонного оребрения на одной стороне листа, при этом оребрение на другой стороне листа выполняется без наклона.

Параметры оребренной структуры были следующие: шаг наклонных ребер 0,75 мм (шаг прямых ребер 0,63 мм), угол наклона наклонных ребер 57° (от вертикали), ширина каждой щели около 80 мкм, толщина вставки 1,5 мм, поверхностная пористость структуры 20 %.

Тангенциальные каналы на модели были ориентированы в направлении потока, поэтому тяжелый газ вдувался одновременно по нормали и вдоль набегающего потока.

Пластина жестко крепилась к боковым стенкам рабочей части трубы и устанавливалась под нулевым углом атаки.

Если рабочая модель обтекалась в экспериментах воздухом, то в качестве тяжелого газа, используемого для вдува в пограничный слой, служил элегаз (гексафторид серы, SF_6) с молекулярным весом $m_1 = 146,07$ (плотность при стандартных условиях $6,15 \text{ кг/м}^3$), т. е. в 5,1 раза тяжелее воздуха.

Эксперименты проводились при разном расходе элегаза при его вдуве в пограничный слой.

Исследование устойчивости пограничного слоя проводилось с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с однорезонансным датчиком из вольфрамовой нити диаметром 10 мкм и длиной 1,5 мм. Величина перегрева нити датчика была 0,8, вследствие этого можно утверждать, что фиксировались преимущественно пульсации массового расхода.

Развитие возмущений вниз по потоку исследовалось в слое максимальных по у пульсаций, при $E = \text{const}$ (где E – среднее напряжение моста термоанемометра), т. е. вдоль линии постоянного значения массового расхода.

Пульсационные и средние характеристики потока измерялись с помощью автомати-

зированной системы сбора данных [28], которой оборудована аэродинамическая труба Т-325.

Расчет устойчивости течения

Динамика бинарной смеси вязких теплопроводных сжимаемых газов описывается общей системой дифференциальных уравнений в частных производных, представленной в [29; 30]. Наиболее важными параметрами, влияющими на динамику смеси, являются: m_2 , m_1 – молекулярные веса, C_{p2} , C_{p1} – удельные теплоемкости основного газа и примеси соответственно. Из этих общих уравнений авторами настоящей работы выведена система уравнений для описания течения в двумерном (2D) стационарном сверхзвуковом пограничном слое бинарной смеси газов в отсутствие химических реакций и в приближении локальной автомодельности течения [31; 32]. В этих уравнениях учитываются эффекты диффузии примеси поперек пограничного слоя, термодиффузии и влияние продольных градиентов давления. Наиболее важным параметром, влияющим на динамику пограничного слоя, при этом является параметр инжекции примеси с поверхности модели:

$$-f_w = \bar{\rho}_w \bar{V}_w \text{Re},$$

где $\bar{\rho}_w$ – плотность смеси на стенке, нормированная на величину плотности на внешней границе пограничного слоя, \bar{V}_w – безразмерная нормальная компонента скорости на стенке, Re – число Рейнольдса, построенное по масштабу Блазиуса ламинарного пограничного слоя. Можно видеть, что параметр инжекции фактически является нормированным массовым расходом смеси по нормали к проницаемой поверхности. Расчеты коэффициентов вязкости и теплопроводности компонентов бинарной смеси, а также коэффициента диффузии примеси проводились в рамках кинетической теории с использованием потенциала Леннард – Джонса [29]. Вязкость и теплопроводность смеси рассчитывалась с помощью правила Вилки [33]. При расчете коэффициента теплопроводности многоатомных газов учитывалась также поправка Эйкана. Наконец, краевая задача для уравнений пограничного слоя бинарной смеси газов интегрировалась

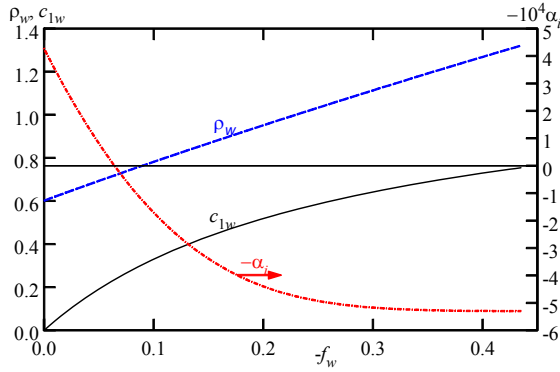


Рис. 3. Влияние параметра инжекции $-f_w$ на концентрацию примеси SF_6 на стенке c_{1w} , плотность смеси на стенке ρ_w и скорость роста 2D-возмущения $-\alpha_i$; $Re = 1000$, $F = 22 \cdot 10^{-6}$

численно при помощи метода Рунге – Кутты четвертого порядка. Для выполнения граничных условий применялись метод стрельбы и итерации Ньютона. Уравнения, граничные условия и численные методы, использовавшиеся в настоящей работе, более детально представлены в [31; 32].

Линейная теория устойчивости для течения в пограничном слое бинарной смеси была разработана авторами и представлена ранее в [34]. В результате линеаризации безразмерных уравнений движения вязкой теплопроводной бинарной смеси газов для возмущений, представленных в виде набора квазигармонических по пространству и времени волн вида

$$q(x, y, z, t) = \tilde{q}(y) \exp(i(\alpha x + \beta z - \alpha C t)),$$

приходим к следующей системе обыкновенных дифференциальных уравнений:

$$\begin{aligned} i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{\rho} + \frac{d\tilde{\rho}}{dy}\tilde{v} + \tilde{\rho}\left(i(\alpha\tilde{u} + \beta\tilde{w}) + \frac{d\tilde{v}}{dy}\right) &= 0, \\ \tilde{\rho}\left(i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{u} + \frac{d\bar{U}}{dy}\tilde{v}\right) &= -\frac{i\alpha\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\bar{\mu}}{Re} \frac{d^2\tilde{u}}{dy^2}, \\ \tilde{\rho}i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{v} &= -\frac{1}{\gamma_e M_e^2} \frac{d\tilde{p}}{dy}, \\ \tilde{\rho}i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{w} &= -\frac{i\beta\tilde{p}}{\gamma_e M_e^2} + \frac{\bar{\mu}}{Re} \frac{d^2\tilde{w}}{dy^2}, \\ i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{c} + \frac{d\tilde{c}}{dy}\tilde{v} &= \frac{\bar{\mu}}{Re Sm} \frac{d^2\tilde{c}}{dy^2}, \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \tilde{\rho}\left(i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{h} + \frac{d\bar{h}}{dy}\tilde{v}\right) &= \frac{\gamma_e - 1}{\gamma_e} i\alpha(\bar{U} - C)\tilde{p} + \\ &+ \frac{\bar{\mu}}{Re Pr} \frac{d^2\tilde{h}}{dy^2} + \frac{\bar{\mu}}{Re} (\bar{h}_1 - \bar{h}_2) \left(\frac{1}{Sm} - \frac{1}{Pr}\right) \frac{d^2\tilde{c}}{dy^2}, \end{aligned}$$

где (α, β) – продольное и трансверсальное волновые числа; $\omega = \alpha C = \omega^* \delta / U_e$ – частота; $\omega = 2\pi f \delta / U_e = F Re$, $C = \omega / \alpha = F Re / \alpha$; $F = 2\pi f \mu_e / \rho_e U_e^2$ – частотный параметр, а f – размерная частота (Гц); $(\tilde{u}, \tilde{v}, \tilde{w}, \tilde{h}, \tilde{c})$ – пульсации трех компонент скорости, энтальпии и концентрации примеси соответственно. Система (1) решается при следующих однородных граничных условиях на поверхности и на внешней границе пограничного слоя:

$$\begin{aligned} \left(\tilde{u}, \tilde{w}, \tilde{h}, f_w \tilde{c} - \bar{\rho}_w \bar{D}_{12} \frac{d\tilde{c}}{dy}\right) &= 0 \text{ при } (\bar{y} = 0), \\ (\tilde{u}, \tilde{w}, \tilde{h}, \tilde{c}) &\rightarrow 0 \text{ при } (\bar{y} \rightarrow \infty). \end{aligned} \quad (2)$$

Интегрирование задачи на собственные значения (1), (2) проводилось численно с использованием метода ортогонализаций [30]. Более подробно уравнения устойчивости и численный метод обсуждаются в [20]. Результаты расчетов устойчивости пограничного слоя при числе Маха 3 изложены в [21].

Результаты

Сначала были проведены расчеты. На рис. 3 показано влияние параметра инжекции $-f_w$ на концентрацию примеси элегаза SF_6 на стенке c_{1w} , плотность смеси на стенке ρ_w и скорость роста 2D-возмущения $-\alpha_i$; $Re = 1000$, $F = 22 \cdot 10^{-6}$.

Из рис. 3 видно, что увеличение параметра инжекции $-f_w$ от нуля до 0,4 вызывает увеличение концентрации примеси вблизи стенки от нуля до $\approx 70\%$. При этом плотность смеси монотонно увеличивается от $\rho_w \approx 0,6$ до 1,3, а инкремент выбранного 2D-возмущения с частотным параметром $F = 22 \cdot 10^{-6}$, имеющего в этом сечении Re максимальную скорость роста, убывает и становится отрицательным, что объясняется формированием более устойчивых профилей пограничного слоя за счет увеличения

плотности газовой смеси вблизи стенки. Видно, что дальнейшее увеличение параметра инжекции $0,25 < -f_w < 0,4$ уже не приводит к заметной дальнейшей стабилизации пограничного слоя и, таким образом, становится нецелесообразным.

Также были рассчитаны распределения концентрации c_1 элегаза среднего течения поперек пограничного слоя для различных значений параметра инжекции $-f_w$. SF_6 – это тяжелый газ с молекулярным весом $m_1=146$, т. е. приблизительно в пять раз тяжелее воздуха. Аналогично опубликованным ранее результатам по влиянию инжекции тетрахлорметана [31; 32] при вдвух элегаза увеличение инжекции примеси приводит к монотонному росту величины c_1 на стенке. В то же время концентрация примеси быстро уменьшается при удалении от поверхности, и на внешней границе пограничного слоя, определяемой по профилю средней скорости, значение c_1 становится пренебрежимо малым. Таким образом, по крайней мере в диапазоне $0 \leq -f_w \leq 0,3$ инжекция элегаза оказывается слабой: инжектант не выходит за границы пограничного слоя, а массовый расход примеси через проникаемую поверхность не превышает 0,1 % от массового расхода воздуха на внешней границе пограничного слоя. Отметим, что профили скорости и температуры пограничного слоя такой бинарной смеси в условиях $0 \leq -f_w \leq 0,3$ (см. рис. 3) лишь незначительно изменяются при вариации параметра инжекции аналогично рассмотренному ранее случаю инжекции тетрахлорметана CCl_4 в сверхзвуковой пограничный слой [20; 21; 31; 32; 34].

Затем были рассчитаны диаграммы устойчивости для 3D-возмущений. Изолинии инкрементов $-\alpha_i$ на плоскости [угол ориентации χ – частотный параметр F] в положении $\text{Re} = 1000$ показаны на рис. 4 в отсутствие инжекции и при вдвух SF_6 с $-f_w = 0,2$ соответственно. Видно, что инжекция тяжелого газа приводит к заметному сужению диапазона нарастающих вниз по потоку частот (с $6 < F \cdot 10^6 < 40$ (рис. 4, а) до $4 < F \cdot 10^6 < 23$ (рис. 4, б)). При этом происходит незначительное уменьшение величины максимального в рассматриваемом сечении $\text{Re} (= 1000)$ инкремента с $-\alpha_{i,\max} \approx$

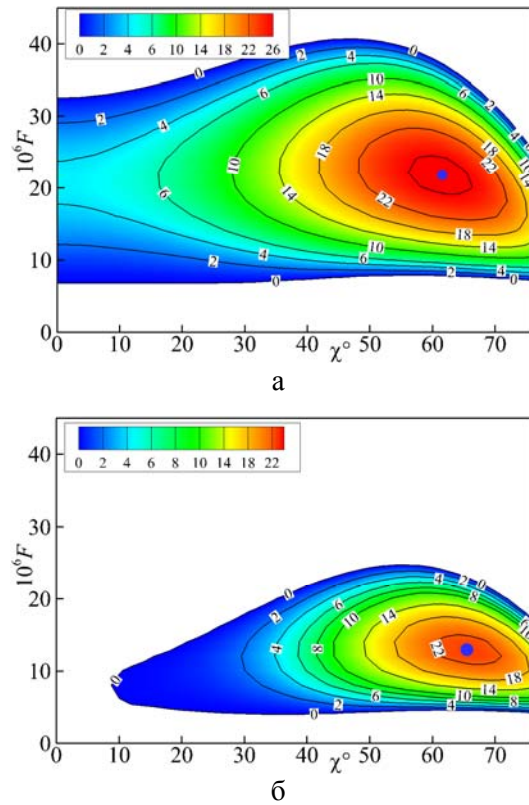


Рис. 4. Изолинии скоростей пространственного роста $-\alpha_i = -\alpha_i(\chi, F) \cdot 10^4$ при $\text{Re} = 1000$ в отсутствие инжекции (а) и при инжекции SF_6 $-f_w = 0,2$ (б)

$\approx -27 \cdot 10^4$ без инжекции до $-\alpha_{i,\max} \approx -23 \cdot 10^4$, однако его положение смещается в сторону низких частот и больших углов: $F_{\max} = 22 \cdot 10^{-6}$, $\chi = 61^\circ$ в отсутствие инжекции (см. рис. 4, а) и $F_{\max} = 13 \cdot 10^{-6}$, $\chi = 66^\circ$ при $-f_w = 0,2$ (см. рис. 4, б). Вследствие того что более низкие частоты начинают нарастать ниже по течению, такое изменение диаграммы устойчивости пограничного слоя должно приводить к стабилизации течения. Это подтверждается проведенными в соответствии с методом e^N расчетами кривых нарастания компонент поля возмущений [23].

Затем устойчивость пограничного слоя – в зависимости от степени вдвух тяжелого газа в пристеночный слой пограничного слоя – исследовалось экспериментально. Полученные результаты по влиянию такого вдвух на степени пространственного нарастания $-\alpha_i$ спектральных компонент естественных воз-

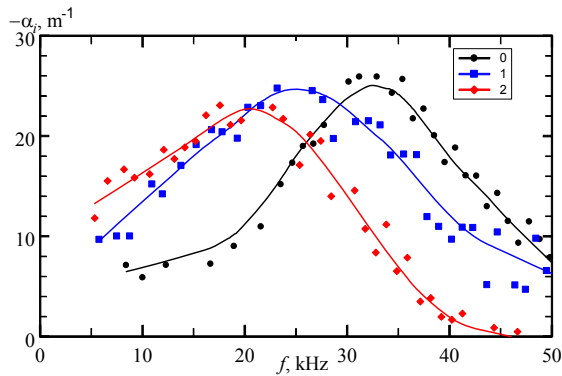


Рис. 5. Степени пространственного нарастания $-\alpha_i$ спектральных компонент естественных возмущений в зависимости от частоты f при различном массовом расходе инжектируемого тяжелого газа (элегаза) $Q = 0$ (кривая 0); 0,021 (1) и 0,085 (2) г/(см²·мин); $Re_{1\infty} = 3,2 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, $x = 125 \text{ мм}$

мущений в зависимости от частоты f при различном массовом расходе инжектируемого тяжелого газа (элегаза) отражены на рис. 5. Видно, что при последовательном увеличении расхода элегаза при вдуве его в пристеночный слой сверхзвукового пограничного слоя происходит стабилизация пограничного слоя, причем в основном за счет уменьшения роста возмущений на более высоких частотах ($f > 30$ кГц). При этом частота, соответствующая максимальным степеням нарастания возмущений, уменьшается. Прямое сопоставление полученных экспериментальных данных с расчетами по линейной теории устойчивости (см. рис. 4) в настоящий момент провести не представляется возможным, поскольку в изложенной выше теории рассматривается вдув примеси по нормали к поверхности модели, тогда как в использовавшейся в экспериментах специальной вставке инъекция элегаза производилась под углом 57° к поверхности. Однако, несмотря на такое различие, наблюдается качественное соответствие данных теории (см. рис. 4) и эксперимента (см. рис. 5), а именно: в эксперименте наблюдается стабилизация высокочастотных возмущений, сдвиг наиболее усиливающихся пульсаций в область меньших частот и уменьшение максимальных скоростей роста.

Выводы

Проведено теоретическое и впервые экспериментальное исследование влияния рас-

пределенного тангенциального вдува тяжелого газа (элегаза SF_6) в пристеночный слой пограничного слоя на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на проницаемой плоской пластине с тангенциальными каналами при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Экспериментально показано, что при последовательном увеличении расхода инжектируемого тяжелого газа происходит стабилизация пограничного слоя, причем в основном за счет уменьшения роста возмущений на более высоких частотах. При этом частота, соответствующая максимальным степеням нарастания возмущений, уменьшается.

Список литературы

1. Бойко А. В., Грек Г. Р., Довгаль А. В., Козлов В. В. Физические механизмы перехода к турбулентности в открытых течениях. М.; Ижевск: НИЦ РХД, Ин-т компьютерных исслед., 2006. 304с.
2. Гапонов С. А., Маслов А. А. Развитие возмущений в сжимаемых потоках. Новосибирск: Наука, 1980. 144 с.
3. Гапонов С. А. Влияние сжимаемости газа на устойчивость пограничного слоя над проницаемой поверхностью при дозвуковых скоростях // ПМТФ. 1975. № 1. С. 121–125.
4. Гапонов С. А. Устойчивость сверхзвукового пограничного слоя на проницаемой поверхности с теплообменом // Изв. АН СССР. МЖГ. 1977. № 1. С. 41–46.
5. Фомин В. М., Федоров А. В., Шиплюк А. Н., Маслов А. А., Буров Е. В., Малмут Н. Д. Стабилизация гиперзвукового пограничного слоя покрытиями, поглощающими ультразвук // Докл. РАН. 2002. Т. 384, № 2. С. 197–201.
6. 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.
7. Chokani N., Bountin D. A., Shiplyuk A. N., Maslov A. A. Nonlinear aspects of hypersonic boundary-layer stability on a porous surface // AIAA Journal. 2005. Vol. 43. No. 1. P. 149–155.
8. Rasheed A., Hornung H. G., Fedorov A. V., Malmuth N. D. Experiments on pas-

sive hypervelocity boundary-layer control using a ultrasonically absorptive surface // AIAA Journal. 2002. Vol. 40. No. 3. P. 481–489.

9. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Влияние пористости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2010. Т. 17, № 2. С. 281–290.

10. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Влияние толщины пористого покрытия на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Теплофизика и аэромеханика. 2012. Т. 19, № 5. С. 555–560.

11. Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Совместное влияние проницаемости и шероховатости поверхности на устойчивость и переход сверхзвукового пограничного слоя на плоской пластине // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2014. № 5. С. 52–59.

12. Гапонов С. А., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Лысенко В. И., Семенов Н. В., Смородский Б. В. Теоретическое и экспериментальное исследование развития первой моды неустойчивости в сверхзвуковых пограничных слоях на пористых поверхностях // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2014. Т. 9, вып. 2. С. 65–74.

13. Gaponov S. A., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Lysenko V. I., Semionov N. V., Smorodsky B. V. Stability of Supersonic Boundary Layer on Permeable Surface // Archives of Mechanics. 2014. Vol. 66. No. 6. P. 453–466.

14. Лысенко В. И., Гапонов С. А., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. О влиянии толщины пористого покрытия на устойчивость сверхзвукового пограничного слоя // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2015. Т. 10, вып. 3. С. 41–47.

15. Gaponov S. A., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Lysenko V. I., Semionov N. V., Smorodsky B. V. Theoretical and Experimental Investigation of the Stability of Supersonic Boundary Layer on Porous Coating // International Journal of Theoretical and Applied Mechanics. 2016. Vol. 1. P. 134–141.

16. Лысенко В. И., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Косинов А. Д., Семенов Н. В. Совместное влияние шероховатости и пористости поверхности на устойчивость и

переход пограничного слоя при числе Маха 2 // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, № 2. С. 37–45.

17. Lysenko V. I., Gaponov S. A., Smorodsky B. V., Yermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Semionov N. V. Combined Influence of Coating Permeability and Roughness on Supersonic Boundary Layer Stability and Transition // J. Fluid Mech. 2016. Vol. 798. P. 751–773.

18. Fedorov A. V., Malmuth N. D., Rasheed A., Hornung H. G. Stabilization of hypersonic boundary layers by porous coatings // AIAA Journal. 2001. Vol. 39. No. 4. P. 605–610.

19. Fedorov A. V., Shpiilyuk A. N., Maslov A. A., Burov E. V., Malmuth N. D. Stabilization of a hypersonic boundary layer using an ultrasonically absorptive coating // J. Fluid Mech. 2003. Vol. 479. P. 99–124.

20. Gaponov S. A., Smorodsky B. V. Supersonic Boundary Layer of Binary Mixture and its Stability // International Journal of Mechanics. 2016. Vol. 10. P. 312 – 319.

21. Gaponov S. A., Smorodsky B. V. On stability of the supersonic boundary layer with a foreign gas injection // 18th International Conference on Methods of Aerophysical Research (ICMAR-2016), June 27 – July 3, 2016. AIP Conf. Proc. Perm, 2016. Vol. 1770. S. 1. P. 030047.

22. Лысенко В. И., Смородский Б. В., Ермолаев Ю. Г., Гапонов С. А., Косинов А. Д., Семенов Н. В., Яцких А. А. Влияние инъекции тяжелого газа в пристеночный слой сверхзвукового пограничного слоя на его переход // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, № 1. С. 50–56.

23. 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.

24. Багаев Г. И., Лебига В. А., Приданов В. Г., Черных В. В. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск: ИТПМ СО АН СССР, 1972. С. 11–13.

25. Зубков Н. Н. Особенности реализации метода деформирующего резания // Технология машиностроения. 2001. № 1. С. 19.

26. Зубков Н. Н., Слепцов А. Д. Получение микросеток и проницаемых щелевых

труб механической обработкой // Изв. вузов. Машиностроение. 2007. № 3. С. 56.

27. Zoubkov N. N., Ovtchinnikov A. I. Method and apparatus producing a surface with alternating ridges and depressions: Pat. 5775187 USA, Int. Cl. B23B 17/00. 1998. No. 545640.

28. Kosinov A. D., Ermolaev Yu. G., Nikolaev N. N., Semionov N. N., Semisynov A. I. On the measurements of the pulsation in supersonic boundary layer by constant temperature hot-wire anemometer // Proc. 13^d Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Novosibirsk: Parallel, 2007. Pt 5. P. 81–86.

29. Гиришфелдер Дж., Кертусс Ч., Берд Р. Молекулярная теория газов и жидкостей. М.: ИЛ, 1961.

30. Гапонов С. А., Петров Г. В. Устойчивость пограничного слоя неравновесно диссоциирующего газа. Новосибирск: Наука, 2013. 96 с.

31. Гапонов С. А., Смородский Б. В. Управление параметрами сверхзвукового пограничного слоя путем вдува инородного газа // Современная наука. 2015. № 1 (16). С. 28–32.

32. Гапонов С. А., Смородский Б. В. Ламинарный сверхзвуковой пограничный слой бинарной смеси газов // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2016. Т. 11, вып. 1. С. 5–15.

33. Дорренс У. Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М.: Мир, 1966. 439 с.

34. Gaponov S. A., Smorodsky B. V. Control of Supersonic Boundary Layer and its Stability by Means of Foreign Gas Injection Through the Porous Wall // International Journal of Theoretical and Applied Mechanics, 2016. Vol. 1. P. 97–103.

Материал поступил в редколлегию 25.01.2018

V. I. Lysenko¹, S. A. Gaponov¹, N. N. Zubkov², B. V. Smorodsky¹
Yu. G. Ermolaev¹, A. D. Kosinov¹

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS
4/1 Institutskaya Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation

² Bauman Moscow State Technical University
5, 2nd Bauman Str., Moscow, 105005, Russian Federation

vl@itam.nsc.ru, gaponov@itam.nsc.ru, zoubkov@bmtu.ru, smorodsk@itam.nsc.ru
yermol@itam.nsc.ru, kosinov@itam.nsc.ru

INFLUENCE OF DISPERSED TANGENTIAL HEAVY-GAS BLOWING INTO THE SUPERSONIC BOUNDARY-LAYER ON ITS STABILITY

Joint theoretical and experimental investigation of the influence of the distributed tangential blowing (into a boundary layer) heavy gas (sulfur hexafluoride of SF₆) on hydrodynamic stability to natural disturbances of the supersonic flat-plate boundary layer at free-stream Mach number M = 2 have been performed. For the first time experimentally it is shown that in case of such blowing there is a boundary-layer stabilization, generally due to reduction of growth of disturbances at higher frequencies. At the same time the frequency corresponding to the maximum spatial disturbance amplification rates decreases.

Keywords: compressible boundary layer, permeability, blowing, heavy gas, hydrodynamic stability.

For citation:

Lysenko V. I., Gaponov S. A., Zubkov N. N., Smorodsky B. V., Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D. Influence of Dispersed Tangential Heavy-Gas Blowing into the Supersonic Boundary-Layer on Its Stability. *Siberian Journal of Physics*, 2018, vol. 13, no. 1, p. 25–32. (In Russ.)