

**В. И. Лысенко¹, Б. В. Смородский¹, Ю. Г. Ермолаев¹, С. А. Гапонов¹
А. Д. Косинов^{1,2}, Н. В. Семенов¹, А. А. Яцких¹**

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

² *Новосибирский государственный университет
ул. Пирогова, 2, Новосибирск, 630090, Россия*

vl@itam.nsc.ru

ВЛИЯНИЕ ИНЖЕКЦИИ ТЯЖЕЛОГО ГАЗА В ПРИСТЕНОЧНЫЙ СЛОЙ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ЕГО ПЕРЕХОД *

Проведены экспериментальные исследования по влиянию распределенного вдува тяжелого газа (элегаз SF_6) в пристеночный слой сверхзвукового (число Маха набегающего потока $M = 2$) пограничного слоя плоской пластины на его ламинарно-турбулентный переход. Впервые экспериментально показано, что при инъекции тяжелого газа происходит стабилизация пограничного слоя, и положение перехода отодвигается от передней кромки.

Ключевые слова: сверхзвуковой пограничный слой, проникаемая поверхность, вдув, тяжелый газ, неустойчивость, переход.

Введение

В ряде задач возникает вопрос об управлении пограничным слоем. Один из методов такого управления – отсасывание газа из пограничного слоя через проникаемую 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 свойст-

ва проникаемых поверхностей, которые могут существенно повлиять на устойчивость. Впервые влияние свойств проникаемого покрытия на устойчивость дозвукового пограничного слоя рассматривалось в теоретическом исследовании С. А. Гапонова [3]. В дальнейшем им было предложено импедансное соотношение, связывающее возмущения скорости и давления на проникаемой поверхности с учетом сжимаемости газа. Оно использовалось для исследования как дозвуковых [3], так и малых сверхзвуковых [4] скоростей потока.

Долгое время эти теоретические работы были единственными в мире, а экспериментальные исследования этой проблемы отсутствовали совсем, что было обусловлено

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 15-01-00866-а) и РАН (проект ИТПМ № 01201351885).

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.

в первую очередь отсутствием качественно-го пористого 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 этих 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.

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

Экспериментальной проверке этих теоретических выводов и посвящена данная работа. Цель данной работы – экспериментальное исследование влияния инъекции тяжелого газа (элегаз SF_6) в сверхзвуковой пограничный слой на его устойчивость и ламинарно-турбулентный переход при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$.

Методика эксперимента

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН [22] при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$, температуре торможения потока $T_0 \approx 290$ К и значениях единичного числа Рейнольдса $Re_{1,\infty} = 11 \cdot 10^6$ и $6,6 \cdot 10^6$ м⁻¹.

В качестве модели (рис. 1) использовалась теплоизолированная плоская пластина, изготовленная из нержавеющей стали Х18Н9Т, длиной 440, толщиной 10 и шириной 200 мм, с носиком, скошенным под углом 14°, и радиусом притупления передней кромки около 0,05 мм. Начало отсчета используемой в дальнейшем продольной (вдоль направления внешнего течения) координаты x находится на передней кромке модели. На участке $x = 50 \div 170$ мм рабочей

поверхности (на всю ширину пластины) в модели сделан паз, куда была вставлена (заподлицо с основной поверхностью модели) вставка-пластинка с пористостью 39 % из пористой нержавеющей стали ПНС-8 с чистотой фильтрации (аналог размера пор) 10 мкм и толщиной 2,5 мм (с шероховатостью поверхности $R_z \approx 11\text{--}12$ мкм, определенной с помощью оптического профилметра Zygo New View 7300). Эта вставка сделана из пористой стали (рис. 2), производимой Выксунским металлургическим заводом (спеченная из порошка, размер зерен около 70 мкм). В силу конструкции модели проницаемая часть пористой вставки располагалась на участке $x = 65 \div 155$ мм и $z = \pm 85$ мм (от оси модели). 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 газа, который инжектировался в пограничный слой сквозь проницаемую поверхность, был выбран элегаз (гексафторид серы, SF_6). Это тяжелый газ с молекулярным весом $m_1 = 146,07$ (плотность при стандартных условиях 6,15 кг/м³), т. е. приблизительно в 5 раз тяжелее воздуха.

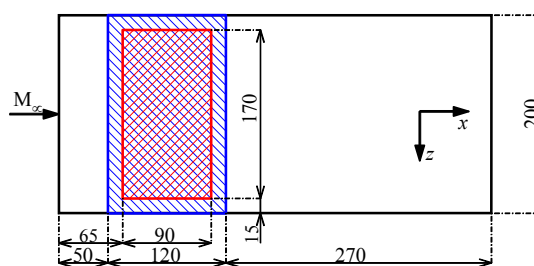


Рис. 1. Экспериментальная модель в плане. Синим цветом показана вся пористая вставка ($x = 50 \div 170$ мм), красным – проницаемая часть пористой вставки ($x = 65 \div 155$ мм)

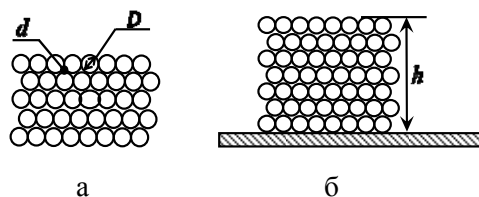


Рис. 2. Схематичное представление пористой вставки: а – вид в плане; б – поперечное сечение

Эксперименты проводились для разного расхода элегаза при его вдуве в пристеночный слой пограничного слоя.

Измерения положения перехода пограничного слоя и устойчивости его к естественным возмущениям выполнялись с помощью термоанемометра постоянного сопротивления с одноточечным 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.

Исследования естественных возмущений в пограничном слое модели проведены в слое, близком к слою с максимальными пульсациями, при $E = \text{const}$ (E – среднее напряжение в диагонали моста термоанемометра), что соответствовало линии равного массового расхода.

Пульсационные и средние характеристики потока измерялись с помощью автоматизированной системы сбора данных [23], которой оборудована аэродинамическая труба Т-325. Пульсационное напряжение с термоанемометра записывалось в персональный компьютер с помощью двенадцатиразрядного амплитудно-цифрового преобразователя с частотой отсчетов 750 кГц. Длина реализаций 65 536 точек. В каждой точке для контроля повторяемости результатов выполнялось по четыре измерения. Среднее напряжение термоанемометра фиксировалось вольтметром Agilent 34401A и записывалось в компьютер через последовательный порт. Показания средних и пульсационных характеристик поля потока снимались в основном через каждые 2 мм по продольной координате x . Амплитудно-частотный спектр $A(f, x)$ рассчитывался как результат осреднения спектров мощности, которое выполнялось по 101 точке, что соответствовало полосе 1,1 кГц.

Расчет устойчивости течения

Динамика бинарной смеси вязких теплопроводных сжимаемых газов описывается общей системой дифференциальных уравнений в частных производных, представленной в [24; 25]. Наиболее важными параметрами, влияющими на динамику смеси являются: m_2 , m_1 – молекулярные веса, и C_{p2} , C_{p1} – удельные теплоемкости основного

газа и примеси соответственно. Из этих общих уравнений авторами настоящей работы была 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 [26; 27]. 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. Расчет коэффициентов вязкости и теплопроводности компонентов бинарной смеси, а также коэффициента диффузии примеси проводился в рамках кинетической теории с использованием потенциала Леннард-Джонса [24]. Вязкость и теплопроводность смеси рассчитывалась с помощью правила Вилки [28]. Для расчета коэффициента теплопроводности многоатомных газов учитывалась также поправка Эйкена. Наконец, краевая задача для уравнений пограничного слоя бинарной смеси газов интегрировалась численно при помощи метода Рунге – Кутты четвертого порядка. Для выполнения граничных условий применялись метод стрельбы и Ньютоновы итерации. Уравнения, граничные условия и численные методы, использовавшиеся в настоящей работе, более детально представлены в [26; 27].

Линейная теория устойчивости для течения в пограничном слое бинарной смеси была разработана авторами и представлена ранее в [29]. 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:

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

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

где (α, β) – продольное и трансверсальное волновые числа; $\omega = \alpha C = \omega^* \delta / U_e$ – частота; $\omega = 2\pi f \delta / U_e = F \text{Re}$, $C = \omega / \alpha = F \text{Re} / \alpha$; $F = 2\pi f \mu_e / \rho_e U_e^2$ – 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:

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

Интегрирование задачи на собственные значения (1)–(2) проводилось численно методом ортогонализаций [25]. Более подробно уравнения устойчивости и численный метод обсуждается в [20]. Результаты расчетов устойчивости пограничного слоя при числе $M = 3$ изложены в [21].

Результаты

В проведенных экспериментах исследовалось положение ламинарно-турбулентного перехода на плоской пластине в зави-

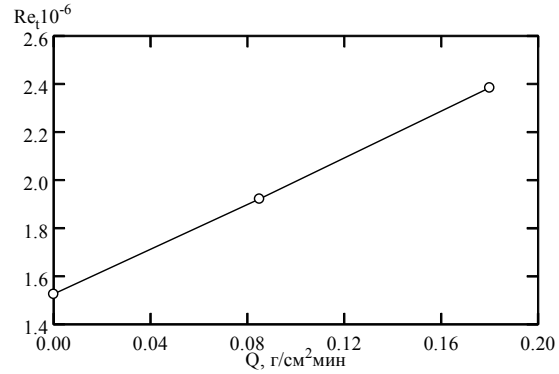


Рис. 3. Зависимость числа Рейнольдса перехода Re_t пограничного слоя от массового расхода Q инжектируемого в пограничный слой элегаза

симости от массового расхода инжектируемого (в пристеночный слой пограничного слоя) элегаза. Полученные результаты по влиянию такого вдува на положение перехода при $Re_{1\infty} = 11 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ отражены на рис. 3. Число Рейнольдса перехода Re_t определялось по единичному числу Рейнольдса, соответствующему максимуму в зависимости среднеквадратичного сигнала датчика термоанемометра от единичного числа Рейнольдса, при продольной координате $x = 140 \text{ мм}$. Эксперименты проводились при трех значениях массового расхода вдуваемого элегаза $Q = 0; 0,085 \text{ и } 0,18 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$. Из рис. 3 следует, что с последовательным увеличением расхода элегаза (при вдуве его в пристеночный слой сверхзвукового пограничного слоя) число Рейнольдса перехода растет.

Затем при $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ была экспериментально исследована устойчивость пограничного слоя к естественным возмущениям при значениях $Q = 0 \text{ и } 0,085 \text{ г/см}^2 \cdot \text{мин}$ и проведено сравнение полученных данных с результатами расчета по линейной теории устойчивости, а также с результатами экспериментов и расчетов для гладкой плоской пластины (при гладкой непористой вставке-пластинке из нержавеющей стали вместо пористой). В расчете подбиралось такое значение трансверсального волнового числа β , при котором достигалось наилучшее совпадение с экспериментом на непроницаемой гладкой пластине. Расчеты показали, что при единичном числе Рейнольдса $Re_{1\infty} =$

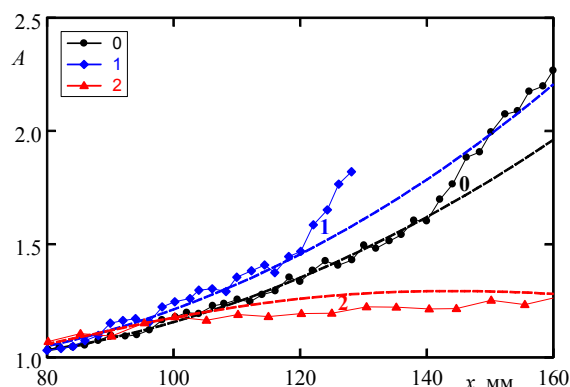


Рис. 4. Кривые нарастания амплитуды возмущений на частоте $f = 10$ кГц по продольной координате $A = A(x)$; $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, расчет для $\chi = 40^\circ$ (толстые линии) и эксперимент (тонкие линии с символами): 0 — гладкая непористая вставка; 1 — пористая вставка без вдува элегаза ($Q = 0$); 2 — пористая вставка с инжекцией SF_6 ($Q = 0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$)

$= 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ наилучшее согласование теоретических кривых нарастания амплитуд возмущений с экспериментальными данными для изученного диапазона частот достигалось при угле наклона возмущений относительно основного течения $\chi = 40^\circ$. Это значение χ использовалось в расчетах кривых нарастания возмущений на пластине как с пористой, так и с гладкой вставкой.

На рис. 4 приводятся (как экспериментальные, так и расчетные ($\chi = 40^\circ$)) кривые нарастания $A = A(x)$ амплитуды возмущений по продольной координате x при $Re_{1\infty} = 6,6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ на частоте $f = 10$ кГц для трех случаев. Для сравнения роста возмущений приведенные кривые нарастания нормированы на единицу в фиксированном положении $A(x = 70 \text{ мм}) = 1$.

На рис. 4 видно достаточно хорошее согласование расчетных и опытных данных. Отклонение экспериментальных кривых от данных линейной теории свидетельствует о начале нелинейной стадии развития возмущений (т. е. о начале перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный) и происходит при $f = 10$ кГц на гладкой непористой пластине (0) при $x \approx 140$ мм, на модели с пористой вставкой без вдува SF_6 (1) при $x \approx 120$ мм, а на модели с пористой вставкой и вдувом элегаза $Q = 0,085 \text{ г}/(\text{см}^2 \cdot \text{мин})$ (2) при $x > 160$ мм.

Четко показано, что если пористость поверхности (без вдува) дестабилизирует сверхзвуковой ($M_\infty = 2$) пограничный слой (устойчивость которого определяется первой модой возмущений), то инжекция тяжелого газа существенно стабилизирует этот пограничный слой, причем так, что погранслоем с инжекцией тяжелого газа становится более устойчивым, чем пограничный слой на гладкой непористой поверхности (см. рис. 4).

Выводы

Проведено экспериментальное и теоретическое исследование влияния распределенного вдува тяжелого газа (элегаз SF_6) в пристеночный слой пограничного слоя на ламинарно-турбулентный переход сверхзвукового пограничного слоя при числе Маха набегающего потока $M_\infty = 2$. Впервые экспериментально показано, что вдув тяжелого газа стабилизирует течение в сверхзвуковом пограничном слое, а ламинарно-турбулентный переход отодвигается от передней кромки.

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, 2006. 304 с.
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

турой // 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 passive hypervelocity boundary-layer control using an 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. Новосиб. гос. ун-та. 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. Новосиб. гос. ун-та. 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., Smo-

rodsky 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. Новосиб. гос. ун-та. 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., Shiplyuk 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). AIP Conference Proceedings. Perm, 2016. Vol. 1770. S. 1. P. 030047.

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

23. 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. 13th Int. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Pt 5. Novosibirsk: Parallel, 2007. P. 81–86.

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

25. Гапонов С. А., Петров Г. В. Устойчивость пограничного слоя неравновесно

диссоциирующего газа. Новосибирск: Наука, 2013. 96 с.

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

27. Гапонов С. А., Смородский Б. В. Ламинарный сверхзвуковой пограничный слой бинарной смеси газов // Вестн. Новосиб. гос. ун-та. Серия: Физика. 2016. Т. 11, вып. 1. С. 5–15.

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

29. 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 17.01.2017

**V. I. Lysenko¹, B. V. Smorodsky¹, Yu. G. Ermolaev¹, S. A. Gaponov¹
A. D. Kosinov^{1,2}, N. V. Semionov¹, A. A. Yatskikh¹**

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

² *Novosibirsk State University
2 Pirogov Str., Novosibirsk, 630090, Russian Federation*

vl@itam.nsc.ru

INFLUENCE OF HEAVY GAS BLOWING INTO THE WALL LAYER OF SUPERSONIC BOUNDARY-LAYER ON ITS TRANSITION

The experimental investigation of the influence of the distributed blowing of heavy gas (sulfur hexafluoride of SF₆) into the wall layer of supersonic flat-plate boundary layer (at free-stream Mach number M = 2) on the laminar-turbulent transition have been performed. For the first time experimentally it is shown that in case of such blowing there is a boundary-layer stabilization, and the laminar-turbulent transition is removed from the model leading edge.

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