УДК 532.526

ВЛИЯНИЕ ТЕПЛО-МАССООБМЕНА И НАПРАВЛЕНИЯ ВДУВА ГАЗА НА УСТОЙЧИВОСТЬ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ

Гапонов С.А., Терехова Н.М.

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

Грант РФФИ № 15-01-00866 А

АННОТАЦИЯ

Данная работа продолжает цикл исследований по моделированию методов управления режимами течения в пограничных слоях сжимаемого газа. Рассмотрено влияние распределенного тепло-массообмена на характеристики устойчивости сверхзвукового пограничного слоя при числах Маха M = 2.0, 5.35. В силу того, что при высоких числах Маха помимо волн вихревой природы появляются неустойчивые возмущения, связанные с возбуждением акустических колебаний, в работе изучена устойчивость относительно обоих типов колебаний. Основное внимание уделяется моделированию как нормального вдува, при котором отлична от нуля только V компонента средней скорости, так и вдув других направлений, включая тангенциальный, когда на стенке не равна нулю только продольная компонента средней скорости U.

Показано, что тангенциальный вдув по потоку приводит к значительной стабилизации течения по отношению как акустических, так и вихревых мод.

При этом, вдув нагретого газа подавляет акустические волны и усиливает вихревые возмущения. Вдув охлажденного газа влияет на устойчивость пограничного слоя обратным образом. На основе проведенных исследований можно ожидать, что вдув холодного газа аналогичен вдуву тяжелого газа, а вдув легкого газа- вдуву нагретого газа.

ВВЕДЕНИЕ

При численных исследованиях методов управления режимами обтекания на сверхзвуковых скоростях авторами значительное внимание было уделено влиянию распределенного массообмена [1-2]. Использование отсоса или вдува существенным образом влияет на свойства исходного течения, на его устойчивость. Влияние отсасывания на устойчивость и ламинарно-турбулентный переход хорошо изучено для дозвукового пограничного слоя [3]. При использовании массообмена создаются определенные характеристики пограничных слоев, которые обеспечивают заданные параметры возмущений в области потери устойчивости и перехода. При использовании отсоса профили средних скоростей становятся более наполненными, что приводит к увеличению их устойчивости, к затягиванию перехода в турбулентное состояние [4].

Напротив, при вдуве газа сами пограничные слои становятся более толстыми, наполненность их уменьшается с тенденцией к появлению на них локальных перегибов, что уменьшает запас устойчивости и ускоряет переход.

Тем не менее, вдувание газа через проницаемую стенку находит широкое применение в практике. Прежде всего, это связано с использованием вдува холодного газа для тепловой защиты теплонапряженных элементов технических аппаратов. При этом направление вдува холодного газа относительно обтекаемой поверхности может быть различным (от нормального до тангенциального). В практике часто используется щелевой вдув в виде газовых завес и их влияние на теплопередачу и тепловые характеристики пограничных слоев. Газовые завесы характерны тем, что вдув холодного газа осуществляется вдоль поверхности. Теоретическое моделирование щелевого вдува требует решения полных уравнений Навье-Стокса, что существенно осложняет решение проблемы. Задача упрощается при вдуве газа через пористую поверхность. Однако технологии тангенциального массообмена через пористые стенки долгое время отсутствовали. В последние годы достигнут определенный прогресс в этом направлении, что позволяет осуществлять вдув или отсос под различными углами относительно поверхности. В качестве примера укажем на работу [5], где используется

вставка, обеспечивающая тангенциальный вдув. В связи с этим теоретические исследования пограничного слоя при вдуве газа через пористые стенки под разными углами к поверхности становятся особенно актуальными. С целью управления сопротивлением трения и тепловыми потоками можно использовать вдув инородного газа: тяжелого или легкого.

Наряду с проблемой теплозащиты и воздействия на сопротивление и тепловые потоки существует другая важная задача, связанная с управлением ламинарно-турбулентным переходом. Для случая дозвукового пограничного слоя установлено [6], что повышение плотности вблизи поверхности стабилизирует пограничный слой.

К сожалению, возможность подавления возмущений таким способом имеет ограничения. Нормальный относительно поверхности вдув способствует появлению в профиле скорости точки перегиба, что ведет к дестабилизации течения. Для уменьшения этого эффекта можно попытаться вдувать газ под некоторым углом к направлению основного потока.

В данной работе газы разной плотности моделируются путем изменения температурного фактора (нагрев или охлаждение стенки). Рассмотрено совместное влияние вдува и температурного фактора при обтекании проницаемой пористой поверхности, на которой радиусы пор много меньше масштабов толщины слоя. В этом случае реализуется так называемый режим «запирания» [1], когда возмущения скоростей на поверхности можно брать равными нулю. Исследования проведены для чисел Маха M = 2.0, 5.35. Моделируется как вдув, при котором отлична от нуля только нормальная компонента средней скорости V, так и вдув других направлений, включая тангенциальный, когда на стенке не равна нулю только продольная компонента средней скорости U. В силу того, что при высоких числах Маха помимо волн вихревой природы появляются неустойчивые возмущения, связанные с возбуждением акустических колебаний, в работе изучена устойчивость относительно обоих типов колебаний.

ОСНОВНЫЕ СООТНОШЕНИЯ И МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ

Уравнения для возмущений.

В основе метода нахождения характеристик возмущений в сверхзвуковых пограничных слоях сжимаемого газа лежат идеи классического метода возмущений. Поле течения в пограничном слое представляется в виде суммы осредненных и пульсационных величин [2]

$$\vec{v} = \left|\overline{u}(Y) + \varepsilon u', \varepsilon v', \varepsilon w'\right|,$$
$$\rho = \overline{\rho}(Y) + \varepsilon\rho',$$
$$p = \overline{P}(Y) + \varepsilon p',$$
$$T = \overline{T}(Y) + \varepsilon T',$$
$$p'/\overline{p} = \rho'/\overline{\rho} + T'/\overline{T},$$

где ε-малый параметр, u,v,w - компоненты скорости в X,Y,Z-направлениях, p,T,ρ - давление, температура и плотность. Величины со штрихами и с чертой – пульсационные и средние значения соответствующих величин, отнесенные к значениям на внешней границе пограничного слоя (u_e, ρ_e, T_e, P_e). X,Y,Z - безразмерные координаты в продольном, нормальном к поверхности обтекаемого тела и боковом направлениях, отнесенные к толщине пограничного слоя δ.

Для малых возмущений вида

$$\vec{Z} = \vec{\overline{q}}(Y)\exp(i\theta), \theta = \alpha X + \beta Z - \omega\tau, \quad (1)$$

где $\tau = tu_e/\delta$, $\omega = 2\pi f\delta/u_e$, α, β-безразмерные время, частота, и волновые числа, в приближении Дана-Линя-Алексеева [6,7], амплитуды возмущений удовлетворяют системе обыкновенных дифференциальных уравнений [8]

$$\overline{\rho}(G\widetilde{u} + \overline{u}_Y\widetilde{v}) + i\alpha\widetilde{p}/(\gamma M^2) - (\overline{\mu}/\mathrm{Re})\widetilde{u}_{YY} = 0,$$
$$\overline{\rho}G\widetilde{w} + i\beta\widetilde{p}/(\gamma M^2) - (\overline{\mu}/\mathrm{Re})\widetilde{w}_{YY} = 0,$$
$$\overline{\rho}G\widetilde{v} + \widetilde{p}_Y/(\gamma M^2) = 0, \quad (2)$$

$$G\widetilde{\zeta} + \overline{\rho}_Y\widetilde{v} + \overline{\rho}(i\alpha\widetilde{u} + \widetilde{v}_Y + i\beta\widetilde{w}) = 0,$$
$$\overline{\rho}(G\widetilde{\Theta} + \overline{T}_Y\widetilde{v}) + (\gamma - 1)(i\alpha\widetilde{u} + \widetilde{v}_Y + i\beta\widetilde{w}) -$$
$$-(\overline{\mu}\gamma/(\sigma\,\mathrm{Re})\widetilde{\Theta}_{YY} = 0$$
$$\widetilde{\zeta} = \overline{\rho}(\widetilde{p}/\overline{P} - \widetilde{\Theta}/\overline{T}, G = i(-\omega + \alpha\overline{u}.$$

Здесь M – число Маха на внешней границе; $\gamma = c_p/c_v$ – показатель адиабаты; $\sigma = c_p\mu_e/k$ – число Прандтля; k – коэффициент теплопроводности, $\alpha = \alpha_r + i\alpha_i$, $\alpha_i < 0$ – инкремент.

При малых значениях радиуса пор r (r/δ <<1) [2] решение система (2) должны удовлетворять граничным условиям:

$$q_1, q_3, q_5, q_7 = 0 \text{ при } Y = 0, \infty. \quad (3)$$

Решение задачи на устойчивость сводится к нахождению собственных значений α системы (2) с краевыми условиями (3) при заданных β, ω, $\mathrm{Re} = u_e\delta/\nu_e$.

Осредненные характеристики. Уравнения пограничного слоя в декартовой системе координат (*x,y*) имеют вид:

$$\rho(u\frac{\partial u}{\partial x}+v\frac{\partial u}{\partial y})=\frac{\partial}{\partial y}\left(\mu\frac{\partial u}{\partial y}\right)$$

$$\rho C_p(u\frac{\partial T}{\partial x}+v\frac{\partial T}{\partial y})=\mu\left(\frac{\partial u}{\partial y}\right)^2+\frac{\partial}{\partial y}\left(k\frac{\partial T}{\partial y}\right)$$

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial x}+\frac{\partial(\rho u)}{\partial y}=0, p=p_e=\rho RT$$

В автомодельных координатах они преобразуются в системе обыкновенных дифференциальных уравнений, [8].

$$\frac{\partial}{\partial Y}\left(\bar{\mu}\frac{\partial\bar{u}}{\partial Y}\right)+g\frac{d\bar{u}}{dY}=0,\frac{dg}{dY}=0, \qquad (4)$$

$$\frac{\partial}{\partial Y}\left(\frac{\bar{\mu}}{\sigma}\frac{\partial\bar{T}}{\partial Y}\right)+g\frac{d\bar{T}}{dY}=-(\gamma-1)M^2\bar{\mu}\left(\frac{d\bar{u}}{dY}\right)^2$$

Прежде чем записать граничные условия на проницаемой поверхности, установим связь между g(0) и $\bar{v}(0)$. С этой целью вводится функция Φ=*N(x)g(Y),* где $N(s)=2(\rho_e u_e\mu_e x)^{1/2}/p_e$ удовлетворяет условиям:

$$\frac{\partial\Phi}{\partial y}=\frac{u}{RT},\frac{\partial\Phi}{\partial x}=-\frac{v}{RT}.$$

Тогда $\bar{v}(0)=-\bar{T}_w g(0)/\mathrm{Re}$. При вдуве однородного газа через стенку под углом ψ *к* направлению основного потока компоненты скорости на стенке определяются следующим образом:

$$\bar{v}(0)=G\sin\psi,\bar{u}(0)=G\cos\psi,$$

где G - абсолютное значение скорости вдуваемого газа. В силу того, что $g(0)=-\bar{v}(0)Re/\bar{T}_w$, получим

$$g(0)=-\sin\psi G\,\mathrm{Re}/T_w.$$

Введем параметр $C_q=-G\,\mathrm{Re}/\bar{T}_w$, характеризующий интенсивность вдува или отсоса через поверхность. В этом случае граничные условия можно записать в виде:

$$Y=\infty:\quad \bar{u}=\bar{T}=1 \qquad (5)$$

$$Y=0:\quad g=C_q\sin\psi,\bar{u}=-\frac{C_q\bar{T}_w}{\mathrm{Re}}\cos\psi,a\frac{d\bar{T}}{dY}+b\bar{T}=0$$

При условии теплоизолированной стенки *b=0*, а в случае постоянной температуры стенки *a=0.*

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Исследования проводились на примере пограничного слоя на плоской пластине. При численном моделировании параметры задач следующие: постоянная температура торможения 390° К, вязкость зависела от температуры в соответствии с законом Сатерленда, показатель адиабаты γ=1.4, число Прандтля σ=0.72. При представлении результатов использовались обозначения:

$\mathrm{Re}=\sqrt{\rho_e u_e x/\mu_e}$,

$F=2\pi f\mu_e/(\rho_e u_e^2)$ - частотный параметр, где *f*- частота в Герцах, $b=\beta\,10^3/\mathrm{Re}$.

Результаты для M=2 *(вихревые возмущения).*

На рис. 1 показана зависимость инкремента возмущений от угла ψ, угол $\psi=\pi/2$ соответствует нормальному вдуву (отсосу), диапазон $0\le\psi<\pi/2$ - вдуву по потоку, а диапазон $\pi/2<\psi\le\pi$ - вдуву против потока. В работе для исключения разночтения предельные положения $\psi=0$ и π названы «завесами», соответственно по потоку и против потока. Отчетливо видно, что сильное уменьшение коэффициентов усиления происходит только в областях этих предельных значений.

Кроме того видно, что с увеличением значения $|C_q|$ увеличивается разница между инкрементами разных завес, причем завеса по потоку способствует большей стабилизации вихревых возмущений. Это расхождение иллюстрирует рис. 2 для больших интенсивностей вдува. Возможным объяснением этого эффекта может состоять в том, что вдуве по потоку разность скоростей внешнего потока и вблизи стенки уменьшается, что ведет к уменьшению эффективного числа Рейнольдса $\mathrm{Re}_{эф}$, что приводит к понижению инкремента. Наоборот, при вдуве против разница скоростей увеличивается, что ведет к дестабилизации пограничного слоя.

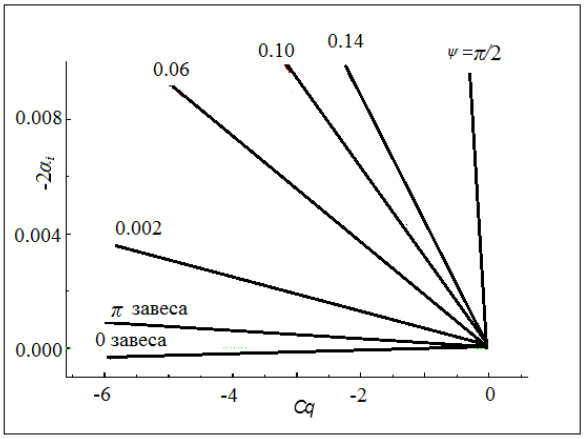

Рис. 1. Влияние угла наклона вектора вдуваемого газа на инкременты *3D* волн при M=2, Re= 600, *2b*=0.225, $F=0.192\cdot10^{-4}$.

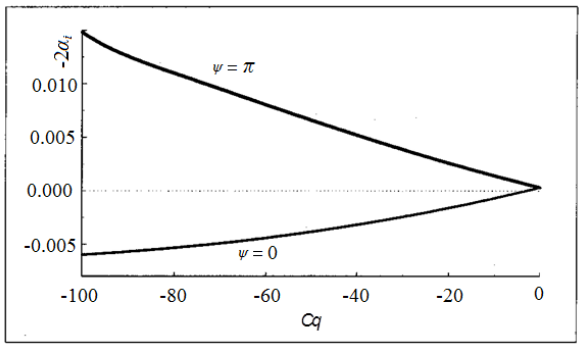

Рис. 2. Влияние угла завесы и интенсивности вдува C_q на инкременты *3D* волн при M=2, Re= 600, *2b*=0.225, $F = 0.192 \cdot 10^{-4}$.

Расчеты показывают, что для завесы по потоку уменьшаются средние температуры в пограничном слое, что способствует стабилизации возмущений, и, напротив, для завесы против потока эти температуры возрастают.

Влияние режимов вдува и завес хорошо иллюстрируют нейтральные кривых. Критическое число Рейнольдса при нормальном вдуве C_q=-0.3 очень мало Re_c~80, что значительно меньше Re_c при завесах. Критические числа Рейнольдса при C_q=-0.3 для режимов по- и против потока практически совпадают между собой, Re_c≈190, и мало отличаются от Re_c в отсутствие массообмена через поверхность. С ростом $|C_q|$ происходит значительная стабилизация возмущений при завесе по потоку, растет Re_c и резко сокращается область опасных частот.

На рис. 3 показано, что при вдуве растущие колебания существуют в широкой полосе частот с высокими инкрементами, при завесе по потоку с тем же C_q этот диапазон сокращается, а максимальные инкременты уменьшаются в 3 раза. С увеличением интенсивности вдува разница в инкрементах увеличивается.

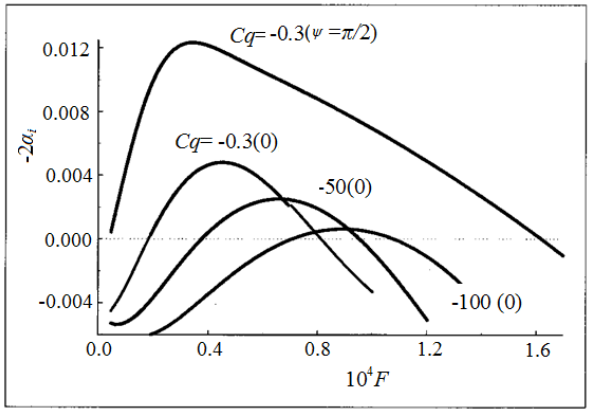

Рис. 3. Зависимость инкрементов *3D* возмущений (*2b* =0.225) от частотного параметра на теплоизолированных поверхностей при разных C_q (Re= 600).

При охлаждении происходит уменьшение продольных скоростей вдуваемого газа для обеих завес (по соотношению (5)), что должно действовать дестабилизирующе для возмущений при завесах по потоку и стабилизирующе, при завесах против потока. Появляется эффект конкурентного влияния на возмущения, который может проявиться в некоторых режимах. Возможен вариант, когда при низкой температуре вдува попросту не будет. Этот эффект влияния температуры стенки подтверждается рис. 4, где приведены зависимости инкрементов от температур стенки T_w. Для T_w. < 1 происходит вырождение зависимостей как от вида завес, так и от интенсивности вдува, декременты возмущений на всех режимах одинаковы. Также можно констатировать, что при нагреве появляются области слабого влияния T_w на инкременты. Самое сильное влияние наблюдается в районе равновесных температур. Похожие зависимости $\alpha^i(T_w)$ существуют и для нормального вдува, показанного здесь же.

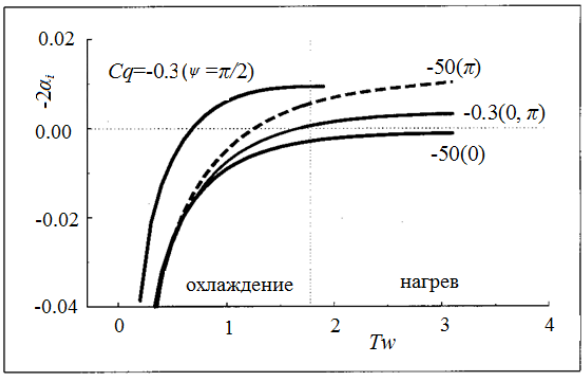

Рис. 4. Зависимость инкрементов *3D* возмущений (*2b* =0.225) от температуры стенки T_w при нормальном вдуве и завесах по потоку и против потока при M=2.0, Re= 600, $F = 0.192 \cdot 10^{-4}$.

Исследования по влиянию температуры стенки на нейтральные кривые для завесы по потоку показали, что нагрев (а, следовательно, можно ожидать, что уменьшение плотности вдуваемого газа) приводит к уменьшению критических чисел Рейнольдса и расширению области опасных частот. Напротив, вдувание охлажденного газа (повышенная плотность) приводит к стабилизации.

Результаты для M=5.35. Исследования при M=5.35 показали, что зависимости инкрементов возмущений от степени вдува для завес аналогичны случаю M=2.0.

Прежде всего, показано, что сильное уменьшение коэффициентов усиления происходит в областях этих предельных значений ψ=0º и 180 º, соответствующих завесам. При малых интенсивностях вдува отличие инкрементов на завесах небольшое, и оно значитель-

но меньше инкрементов при нормальном вдуве. Это находит свое отражение и на положении кривых нейтральной устойчивости. Например, для C_q = -0.1 разница в критических числах Рейнольдса для завес по и против потока небольшая. Вместе с тем наблюдается небольшая стабилизация пограничного слоя завесой по потоку. При нормальном вдуве Re_c существенно снижаются.

Как и в случае M=2.0 для завесы по потоку уменьшаются средние температуры в пограничном слое, и можно было бы ожидать увеличения инкрементов акустической моды. Однако влияние вдува при завесах на профили скоростей является более существенным и приводит к стабилизации течения при вдуве по потоку и обратно, к дестабилизации при завесе против потока. возмущений, и, напротив, для завесы против потока эти температуры возрастают.

Влияние режимов вдува и завес хорошо иллюстрирует рис. 5 для частотных разрезов при Re= 200. При данном значении числа Рейнольдса акустические волны и завесе по потоку полностью стабилизированы и являются затухающими на всех частотах. Напротив, завеса против потока дестабилизирует пограничный слой. Инкременты возмущений выше соответствующих значений в отсутствии массообмена. Обращает на себя внимание факт сильного «разбегания» частот и смещения растущих частот у завесы против потока в низкую область. Этот эффект надо иметь ввиду, чтобы не сделать неверных выводов о степенях роста на разных частотах.

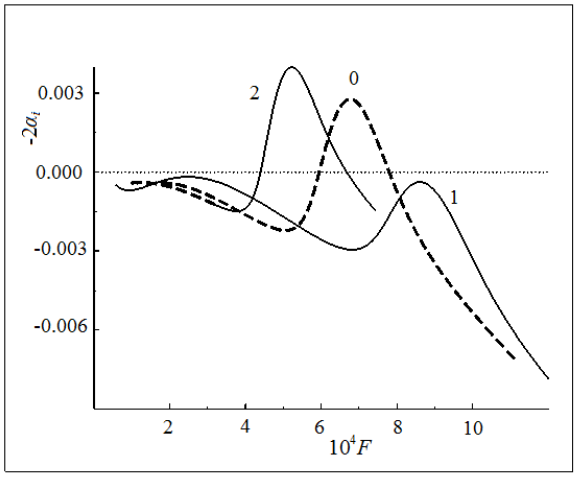

Рис. 5. Зависимость инкрементов волн от частотного параметра для завесы по и против потока (1,2), C_q =-4; C_q =0 (*0*).

Общая картина влияния температуры стенки при завесе по потоку на инкременты как вихревых, так и акустических возмущений представлена на рис. 6 в виде частотных разрезов α^i *(F)*. Область низких частот соответствует вихревым возмущениям, а область более высоких частот – акустическим волнам, все возмущения двумерные. Явно видна разница влияние температур стенки (плотности газа) на инкременты возмущений разной природы. Вдув охлажденного (или повышенной плотности) газа приводит к значительной стабилизации течения относительно вихревых возмущений, в то время как он сильно дестабилизирует пограничный слой относительно акустических возмущений. Напротив, вдув нагретого газа (низкой плотности) дестабилизирует течение относительно вихревых возмущений и стабилизирует слой относительно акустических возмущений.

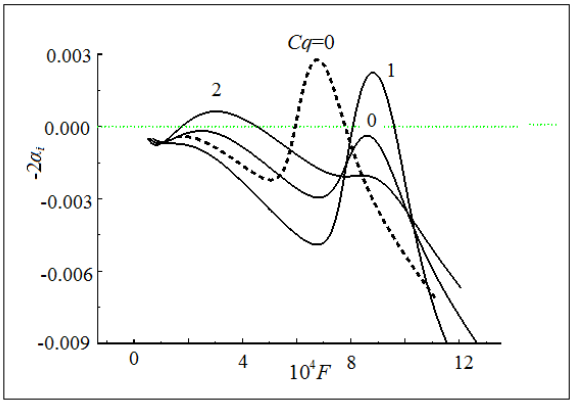

Рис. 6. Зависимость инкрементов волн от частотного параметра для завесы по потоку при C_q =-4; T_w =5.8574, 3.8574 и 7.8574 (*0,1,2)*

Влияние температуры стенки на кривые нейтральной устойчивости подтверждают заключения, сделанное на основе рассчитанных инкрементов. Установлено, что вдувание охлажденного газа (повышенной плотности) приводит к дестабилизации пограничного слоя относительно акустических возмущений и уменьшению Re_c. Напротив, нагрев, уменьшая плотность вдуваемого газа, ведет к стабилизации , увеличению критическое число Рейнольдса. Необходимо отметить, что при высоком нагреве возбуждаются низкочастотные колебания (по-видимому, вихревой природы).

ВЫВОДЫ

В работе проведено исследование по моделированию методов управления режимами течения в пограничных слоях сжимаемого газа через рассмотрение распределенного вдува.

Рассмотрены изменения средних параметров пограничных слоев при разных тангенциальных вдувах. Показано, что на завесе по потоку увеличиваются пристенные скорости, что приводит к значительной

стабилизации как акустических, так и вихревых мод. При больших интенсивностях вдува возмущения могут стать затухающими. Напротив, при завесе против потока в пристенных областях может реализоваться противоток, что значительно дестабилизирует малые колебания.

В работе рассмотрено влияния температурного фактора, моделирующего вдув газов разной плотности. Наряду с ранее исследованным характером изменений средних скоростей и температур при нагреве и охлаждении в случае тангенциального вдува появляются интересные особенности в области стенки. При данной интенсивности вдува в режиме охлаждения из-за уменьшения температуры стенки происходит уменьшение пристенных продольных скоростей вдуваемого газа для обеих завес, что действует разнонаправлено на возмущения разной природы: для вихревых мод – стабилизирующе, а для акустических, напротив, дестабилизирующе. Влияние температуры стенки на положение нейтральных кривых для завесы по потоку показало, что нагрев (а, следовательно, уменьшение плотности вдуваемого газа) приводит к стабилизации акустических возмущений и увеличению критического числа Рейнольдса. Напротив, при вдуве охлажденного газа (повышенной плотности) происходит дестабилизация возмущений и уменьшению Re.

Эта характерная особенность зависимости от температурного фактора подтверждается при изучении частотных разрезов. Общий вывод, который можно сделать на основании проведенного моделирования, заключается в признании факта, что и на сверхзвуковых скоростях можно реально управлять режимами обтекания с помощью распределенного вдува, причем наиболее реальным следует признать реализацию завесы по потоку на теплоизолированной стенке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Gaponov S. A., Terekhova N. M. Stability and three-wave interaction of disturbances in supersonic boundary layer with mass exchange on the wall. // Thermophysics and Aeromechanics. – 2012. – Vol.19. – N 2. P. 209-223.
2. Gaponov S. A., Terekhova N. M. Controlling supersonic boundary layer stability by means of distributed mass transfer through a porous wall. // Fluid Dynamics. – 2013. – Vol. 48. – N 6. – P. 761-772.
3. Бойко А.В., Грек Г.Р., Довгаль А.В., Козлов В.В. Возникновение турбулентности в пристенных течениях. Новосибирск: Наука, 1999. – 328 С.

   Boiko A. V., Greek G. R., Dovgal A. V., Kozlov V. V. Origin of the turbulence in the wall flow.– Novosibirsk: Science. 1999. – 328 P.
4. Лысенко В.И. Устойчивость и переход высокоскоростных пограничных слоев и следов. Новосибирск: Полиграфиздат. – 2006. – 288 С.

   Lysenko V. I. Stability and transition of high-speed boundary layers and wakes. – Novosibirsk: Poligrafizdat. – 2006. – 288 P.
5. Протасов М.В., Иванов Т.Ф., Поляков А.Ф. Влияние распределенного вдува на обтекание затупленного тела с проницаемой входной кромкой // 11 научно-техническая конференция. «Оптические методы исследования потоков» – М. 2011.

   Protasov M.V., Ivanov T.F., Polyakov A.F. Influence of a distributed blowing on a flow of the blunted body with a permeable entrance edge. // 11 International scientific and technical conference "Optical Methods of Research of Streams" – M. 2011
6. Гапонов С.А., Петров Г.В. Устойчивость пограничного слоя неравновесно диссоциирующего газа. – Новосибирск: Наука, Сиб. отд-ние РАН. 2013. – 96 С.

   Gaponov S. A., Petrov G. V. Stability of a boundary layer with the nonequilibrium gas dissociation. – Novosibirsk: Science, SB of RAS. 2013. –96 P.
7. Gaponov S. A. Aeroacoustics of supersonic boundary layers. // International Journal of Aeroacoustics. – 2014. – Vol. 13. – N 1. – P. 85 – 112.
8. Gaponov S. A., Terekhova N. M. Disturbance evolution in compressible boundary layers on impermeable and porous surfaces under external pressure gradient. // Fluid Dynamics. – 2015. – Vol. 50. – N 3. – P. 398-411.