

УДК 533.6

## ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООБМЕНА НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПРИ ВДУВЕ ИНОРОДНОГО ГАЗА

© 2020 г. В. Г. Лущик<sup>а,\*</sup>, М. С. Макарова<sup>а,\*\*</sup>

<sup>а</sup> МГУ им. М.В. Ломоносова, Научно-исследовательский институт механики, Москва, Россия

\*E-mail: vgl\_41@mail.ru

\*\*E-mail: mariia.makarova@gmail.com

Поступила в редакцию 01.03.2020 г.

После доработки 12.03.2020 г.

Принята к публикации 12.03.2020 г.

Проведено численное исследование ламинарного и турбулентного сжимаемого пограничного слоя на проницаемой пластине при вдуве гелия в сверхзвуковой поток ксенона. Рассмотрены режимы, при которых температура вдуваемого газа ниже температуры адиабатной непроницаемой стенки. Показано, что на некотором расстоянии от начала вдува температура проницаемой стенки становится ниже температуры вдуваемого газа. Проведено сравнение режимов однородного (смесь He(5%)–Xe с числом  $Pr = 0.18$ ) и инородного вдува (равномерный вдув гелия в поток ксенона) с температурой вдуваемого газа (смеси газов), равной адиабатной температуре непроницаемой стенки при соответствующем режиме.

*Ключевые слова:* проницаемая пластина, вдув инородного газа, однородный вдув, пограничный слой, сверхзвуковой поток, дифференциальная модель турбулентности

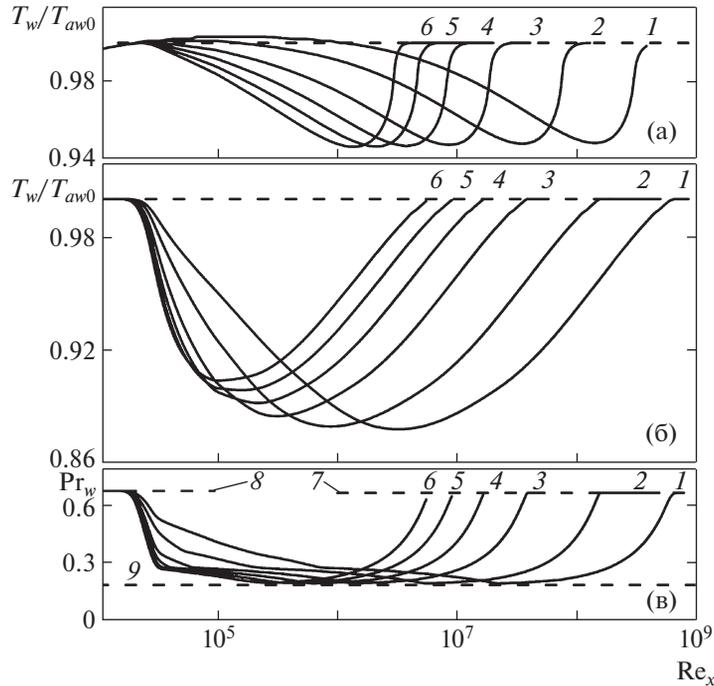
DOI: 10.31857/S0568528120050102

Использование проницаемых поверхностей в различных технических устройствах обусловлено необходимостью теплозащиты стенок при помощи вдува. Об актуальности проблемы теплозащиты можно судить по большому числу публикаций по исследованию пограничного слоя с вдувом, обзор которых содержится в [1, 2]. Для некоторых прикладных задач [3] представляют интерес газовые теплоносители с малыми значениями числа Прандтля ( $Pr < 0.7$ ), которые могут быть реализованы в смесях, например, водорода или гелия с аргоном или ксеноном.

В [4, 5] для турбулентного пограничного слоя на проницаемой пластине в сверхзвуковом воздушном потоке при вдуве воздуха ( $Pr = 0.7$ ) с заданной температурой охладителя получен результат, состоящий в том, что при некоторых значениях температуры вдуваемого газа  $T_j$  температура стенки оказалась ниже величины  $T_j$ . Чтобы исключить возможное влияние турбулентности на характеристики теплообмена при течении в пограничном слое для подтверждения данного эффекта в [6] проведено численное исследование ламинарного сжимаемого пограничного слоя на проницаемой пластине с вдувом для малых чисел Прандтля. Расчеты для газа с постоянным числом Прандтля  $Pr = 0.3$  при значениях температуры вдуваемого газа ниже температуры адиабатной непроницаемой стенки подтвердили существование области температур проницаемой стенки значительно ниже температуры вдуваемого газа. При этом максимальная разность температур вдуваемого газа и стенки достигается при температуре вдуваемого газа, равной температуре адиабатной непроницаемой стенки. Представляет интерес исследовать влияние на разность температур переменности числа Прандтля, которая может быть реализована путем вдува инородного газа, в частности при вдуве гелия (He) в сверхзвуковой поток ксенона (Xe).

### 1. ЛАМИНАРНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Расчет течения и теплообмена в сжимаемом ламинарном пограничном слое на проницаемой пластине был проведен с использованием системы уравнений неразрывности, движения, энер-



**Рис. 1.** Изменение по длине пронизываемой пластины для ламинарного пограничного слоя относительной температуры стенки  $T_w/T_{aw0}$  при однородном вдуве газовой смеси He(5%)–Xe (а), относительной температуры стенки  $T_w/T_{aw0}$  (б) и числа Прандтля на стенке  $Pr_w$  (в) при инородном вдуве гелия в ксенон для ряда значений интенсивности вдува: а – 1–6 –  $j_w^0$ ,  $10^{-5} = 5; 10; 20; 30; 40; 50$ ; б, в – 1–6 –  $j_w^0$ ,  $10^{-5} = 1; 2; 4; 6; 8; 10$ ; 7 –  $Pr(\text{He}) = 0.6664$ ; 8 –  $Pr(\text{Xe}) = 0.6756$ ; 9 –  $Pr(\text{He}(5\%)\text{--Xe}) = 0.184$ .

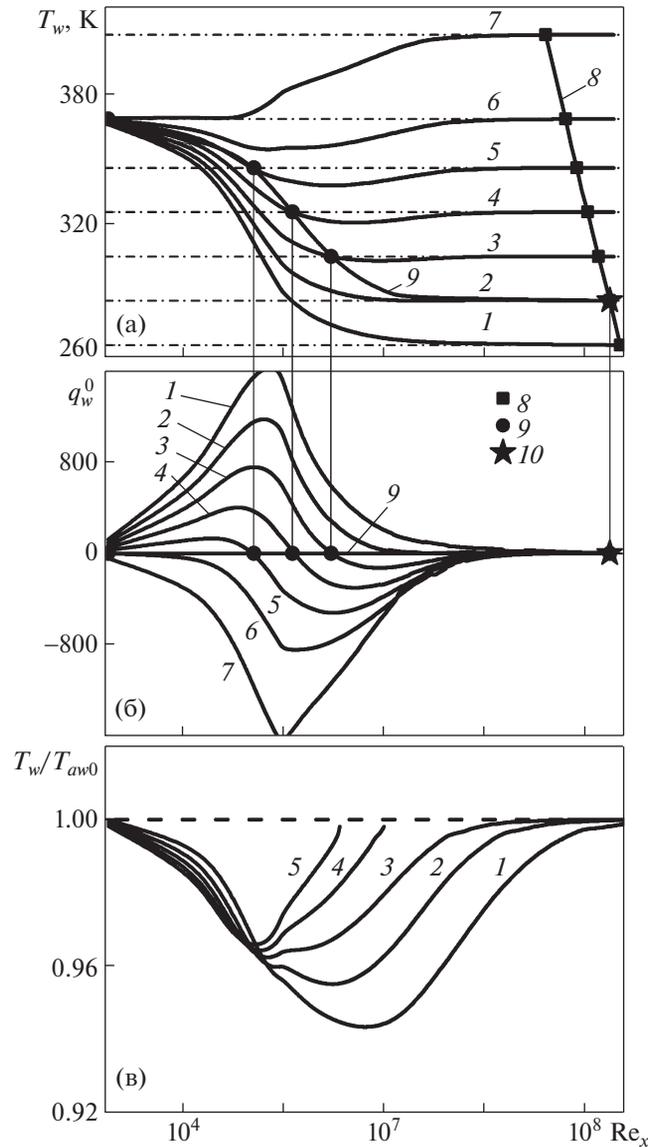
гии и бинарной диффузии газов. В расчетах пластина обтекалась сверхзвуковым потоком ксенона с постоянной скоростью  $u_e$  при числе Маха  $M = 3$  и температуре торможения  $T_e^* = 400$  К.

На рис. 1 представлено изменение по длине ( $Re_x = x(\rho u/\eta)_e$ ) температуры стенки  $T_w$ , отнесенной к температуре адиабатной непроницаемой стенки  $T_{aw0}$ , для температуры вдуваемого газа (He)  $T_j = T_{aw0}$ , при которой достигается максимальная разность температур  $T_j - T_w$ . Как видно, для газовой смеси He(5%)–Xe с постоянным числом  $Pr = 0.18$  (а) величина  $\Delta T = 1 - T_w/T_{aw0}$  не превосходит 4.5% при изменении на порядок интенсивности вдува  $j_w^0 = (\rho v)_w/(\rho u)_e$ , в то время как при вдуве He в Xe (б), когда число Прандтля газовой смеси на стенке  $Pr_w$  (в) переменное, величина  $\Delta T$  достигает 12% при слабом вдуве ( $j_w^0 = 1 \times 10^{-5}$ ) и немного уменьшается с ростом  $j_w^0$ .

## 2. ТУРБУЛЕНТНЫЙ ПОГРАНИЧНЫЙ СЛОЙ

Для подтверждения обнаруженного эффекта в турбулентном пограничном слое в настоящей работе были проведены также расчеты вдува гелия в сверхзвуковой поток ксенона ( $M = 3$ ,  $T_e^* = 400$  К,  $j_w^0 = 2 \times 10^{-4}$ ). Расчет течения и теплообмена в турбулентном пограничном слое на пронизываемой пластине был проведен с использованием трехпараметрической дифференциальной модели турбулентности [7], обобщенной на течение с теплообменом [8]. Для определения турбулентных потоков тепла  $\rho q_t = -\rho \langle v'h' \rangle$  и массы  $\rho j_t = -\rho \langle v'c' \rangle$ , входящих в уравнения энергии и диффузии, использовалась гипотеза равенства турбулентных чисел Прандтля  $Pr_t$  и Шмидта  $Sc_t$  ( $Pr_t = Sc_t = 0.9$ ). Молекулярные числа Прандтля и Шмидта приняты близкими, т.е.  $Pr/Sc \approx 1$ . Граничные условия на стенке имеют вид [9]

$$y = 0: u = 0, \quad E = \frac{\partial E}{\partial y} = \tau = 0, \quad j_w = (\rho v)_w, \quad j_w(c_w - 1) = \left( \frac{\eta}{Sc} \frac{\partial c}{\partial y} \right)_w, \quad j_w(h_w - h_j) = \left( \frac{\eta}{Pr} \frac{\partial h}{\partial y} \right)_w$$



**Рис. 2.** Изменение по длине температуры стенки  $T_w$  (а), безразмерного теплового потока в стенку  $q_w^0$  (б) для ряда значений температуры вдуваемого газа (гелия)  $T_j$ : 1–5, 7 –  $T_j = 260, 280, 300, 320, 340, 400$  К; 6 –  $T_j = T_{aw0}$ ; линия и точки  $\delta$  – критический вдув, 9 –  $T_w = T_j$  ( $q_w^0 = 0$ ); 10 – критическая температура адиабатной проницаемой стенки  $T_{wcr}$ ; (в) – изменение величины  $T_w/T_{aw0}$  при  $T_j = T_{aw0}$  для значений интенсивности вдува гелия в ксенон: 1–5 –  $j_w^0$ ;  $10^{-3}$ : 10; 15; 20; 25; 30.

Здесь  $j_w$  – массовая скорость вдуваемого газа,  $c_w$  – массовая концентрация вдуваемого газа на стенке,  $\eta$  – динамическая вязкость газа,  $h_j$  – энтальпия вдуваемого газа. Граничное условие  $\partial E/\partial y = 0$  позволяет определить величину  $\omega_w(x)$ , которая заранее неизвестна.

На внешней границе пограничного слоя  $y = \delta(x)$ :

$$u = u_e(x), \quad T = T_e(x), \quad c = 0, \quad E = E_e(x), \quad \omega = \omega_e(x), \quad \tau = 0$$

Здесь  $u_e(x), T_e(x)$  – функции, описывающие течение в набегающем потоке, а функции  $E_e(x)$  и  $\omega_e(x)$  описывают вырождение турбулентности в этом течении. Величина  $\delta(x)$  выбирается из условия гладкого сопряжения решения. Теплофизические свойства для смеси газов рассчитывались, как в [9].

Расчеты проводились в той же постановке, что и для ламинарного пограничного слоя. Параметрами задачи наряду с числом Маха являются температура (энтальпия) вдуваемого газа  $T_j(h_j)$  и число Рейнольдса по длине, отсчитываемое от начала участка с вдувом  $Re_x = x(\rho u/\eta)_e$  при значениях теплофизических свойств, определенных по температуре и давлению в набегающем потоке. Участок пластины длиной  $x_0$ , предшествующий вдуву, полагался непроницаемым и теплоизолированным. Далее по потоку осуществлялся вдув, интенсивность которого  $j_w^0 = (\rho v)_w/(\rho u)_e$  была постоянной по длине пластины. Длина входного участка  $x_0$  была выбрана так, что начало вдува находилось за областью перехода от ламинарного режима течения к турбулентному ( $Re_{x_0} = x_0(\rho u/\eta)_e = 2 \times 10^6$ ).

На рис. 2 приведено изменение температуры стенки  $T_w$  (а) по длине для ряда значений температуры вдуваемого газа  $T_j$ , которая изменялась от температуры торможения набегающего потока ( $T_j = T_e^* = 400$  К) и теплоизолированной (адиабатной) непроницаемой стенки ( $T_j = T_{aw0} = 362$  К) до более низких температур. В расчетах, как и в [6], получено, что температура проницаемой стенки  $T_w$  при значениях температуры вдуваемого газа  $T_j$  ниже температуры теплоизолированной (адиабатной) непроницаемой стенки ( $280 < T_j < T_{aw0}$ ) становится равной величине  $T_j$  в двух сечениях по длине пористой пластины  $Re_x$  (точки 8, 9). Это означает, что в этих сечениях выполняется условие теплоизоляции  $(\lambda \partial T / \partial y)_w = 0$ , следующее из теплового граничного условия на стенке, и тепловой поток в стенку  $q_w^0$  меняет знак (рис. 2б). При этом температура проницаемой стенки  $T_w$  между данными сечениями (8 и 9) становится ниже температуры вдуваемого газа  $T_j$ .

Как видно из рис. 2в, при вдуве He в Xe (в), когда число Прандтля газовой смеси на стенке  $Pr_w$  переменное, величина  $\Delta T = 1 - T_w/T_{aw0}$  достигает 6% при слабом вдуве ( $j_w^0 = 2 \times 10^{-4}$ ) и уменьшается с ростом  $j_w^0$ . В то время как для газовой смеси He(5%)–Xe с постоянным числом  $Pr = 0.18$  величина  $\Delta T$  не превосходит 1%, что обусловлено, как и в [4, 5] при однородном вдуве воздуха в воздух ( $Pr = 0.7$ ), постоянством числа Прандтля по длине участка вдува.

## ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведенное численное исследование подтвердило существенное уменьшение температуры стенки по сравнению с температурой вдуваемого газа как для ламинарного, так и в меньшей степени для турбулентного пограничного слоя при инородном вдуве гелия в ксенон с переменным по длине числом Прандтля по сравнению с однородным вдувом газа с постоянным числом Прандтля.

Исследование выполнено за счет средств гранта Российского научного фонда (проект № 19-19-00234).

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М.: Энергоатомиздат, 1985. 319 с.
2. Bunker R.S. Evolution of Turbine Cooling / in: Proc. ASME Turbo Expo, 2017. V. 1.
3. Leontiev A.I., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Y.A., Strongin M.M. Experimental investigation of energy (temperature) separation of a high-velocity air flow in a cylindrical channel with a permeable wall // Exp. Therm. Fluid Sci., 2019. V. 105. P. 206–215.
4. Леонтьев А.И., Луцник В.Г., Якубенко А.Е. Особенности теплообмена в области газовой завесы при вдуве инородного газа // Изв. РАН. МЖГ. 2010. № 4. С. 52–59.
5. Леонтьев А.И., Луцник В.Г., Макарова М.С. Коэффициент восстановления температуры в пограничном слое на проницаемой пластине // Теплофизика высоких температур, 2017. Т. 55. № 2. С. 255–261.
6. Леонтьев А.И., Луцник В.Г., Макарова М.С. Особенности теплообмена на проницаемой поверхности в потоке сжимаемого газа // Доклады академии наук. 2018. Т. 482. № 1. С. 38–41.
7. Луцник В.Г., Павельев А.А., Якубенко А.Е. Трехпараметрическая модель сдвиговой турбулентности // Изв. АН СССР. МЖГ. 1978. № 3. С. 13–25.
8. Луцник В.Г., Павельев А.А., Якубенко А.Е. Трехпараметрическая модель турбулентности: расчет теплообмена // Изв. АН СССР. МЖГ. 1986. № 2. С. 40–52.
9. Леонтьев А.И., Луцник В.Г., Якубенко А.Е. Сжимаемый турбулентный пограничный слой на проницаемой пластине при вдуве инородного газа // ТВТ. 2007. Т. 45. № 4. С. 543–551.