

УДК 536.242:532.526.4:533.6.011.5

КОЭФФИЦИЕНТЫ ВОССТАНОВЛЕНИЯ НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ И В ОБЛАСТИ ГАЗОВОЙ ЗАВЕСЫ В СВЕРХЗВУКОВОМ ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Ю. В. БАРЫШЕВ, Ю. А. ВИНОГРАДОВ, А. И. ЛЕОНТЬЕВ, В. И. РОЖДЕСТВЕНСКИЙ

(Москва)

Экспериментально определена величина коэффициента восстановления на проницаемой поверхности при различной интенсивности вдува воздуха в сверхзвуковой турбулентный пограничный слой. На основе анализа решений интегральных уравнений импульса и энергии для турбулентного пограничного слоя получена формула для расчета коэффициента восстановления. Экспериментально определена величина коэффициента восстановления в области действия газовой завесы при сверхзвуковом течении во внешнем потоке.

1. В общем случае равновесная температура поверхности, обтекаемой сверхзвуковым потоком газа, определяется по формуле

$$T_w^* = T_0 \left(1 + r \frac{k-1}{2} M^2 \right)$$

где T_0 — термодинамическая температура потока, M — число Маха, k — показатель адиабаты, r — коэффициент восстановления температуры на поверхности.

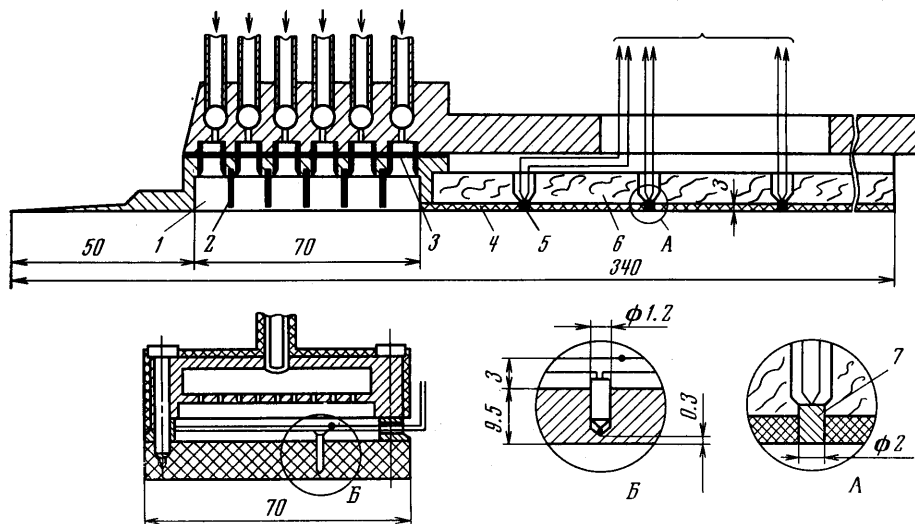
На непроницаемой поверхности величина r зависит от физических свойств потока, режима течения, геометрической формы и физических свойств обтекаемой поверхности. На проницаемой поверхности коэффициент восстановления зависит также от интенсивности вдува и физических свойств вдуваемого газа. В настоящее время не существует единой точки зрения в оценке такой зависимости, так как экспериментальные исследования в этой области малочисленны и результаты их противоречивы [1-4]. В полуэмпирических методах расчета турбулентного пограничного слоя на проницаемой поверхности [5] эта зависимость вообще не учитывается. Не учитывается изменение коэффициента восстановления и на непроницаемой поверхности при расчетах эффективности газовых завес в сверхзвуковом потоке при вдуве охлаждаемого газа через предвключенный пористый участок.

В настоящей работе представлены результаты экспериментального исследования коэффициента восстановления как на проницаемом участке, так и в области действия газовой завесы. Приведены результаты измерений коэффициента теплоотдачи на проницаемой поверхности. На основании полуэмпирической теории с учетом предельных свойств пограничного слоя при числе Рейнольдса $Re \rightarrow \infty$ получены расчетные формулы для коэффициента восстановления на проницаемой поверхности.

2. Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе с прямоугольной рабочей частью (70×90 мм²) при числе Маха $M = 2,5$, температуре и давлении торможения $290-300^\circ$ К и 7 атм соответственно. Число Рейнольдса, рассчитанное по параметрам потока в рабочей части трубы на 1 см, составляло $3,5 \cdot 10^5$. Предварительно проведенные зондовые измерения показали, что средняя квадратичная неравно-

мерность поля скоростей в границах рабочего участка не превышала $\pm 5\%$. При проведении эксперимента параметры потока в трубе поддерживались постоянными. Производились измерения температуры и давления торможения перед сверхзвуковым соплом, а также статического давления в рабочей части трубы.

Модель, схема которой представлена на фиг. 1, устанавливалась на верхней стенке рабочей части трубы и выступала на 10 мм в набегающий поток. Пограничный слой, образующийся на стенке сверхзвукового сопла,



Фиг. 1

отсасывался эжектором, и поэтому на поверхности модели нарастал от передней кромки носка. При этом точка перехода соответствовала началу проницаемого участка модели.

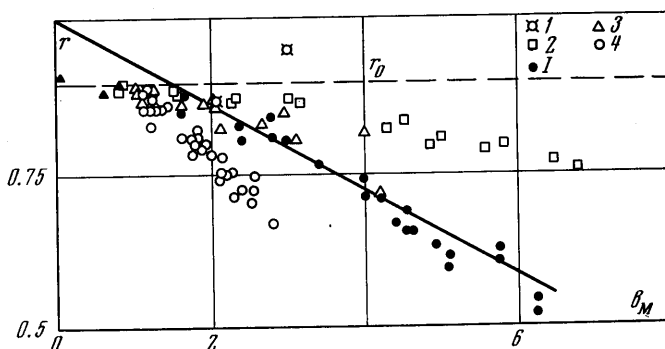
Проницаемый участок 1, изготовленный из нержавеющей стали (пористость 50%), был разделен на шесть теплоизолированных между собой секций. Максимальный суммарный расход воздуха через модель составлял 16 г/сек, причем расход воздуха в каждой секции подбирался в зависимости от необходимого закона распределения плотности потока вдуваемого воздуха вдоль поверхности модели. Температура вдуваемого воздуха регулировалась с помощью электроподогревателя и холодильника с жидким азотом в диапазоне 220—370° К. В каждой секции температура внешней поверхности проницаемого участка и температура вдуваемого воздуха перед входом в пластину измерялись термопарами. Величина их э.д.с. измерялась электронным цифровым вольтметром с печатающим цифровым устройством с точностью до ± 0.01 мв. Термопары, измеряющие температуру стенки, устанавливались в глухих сверлениях $\varnothing 1.2$ мм на расстоянии 0.2—0.3 мм от поверхности, омываемой потоком. Термопары, измеряющие температуру вдуваемого газа, натягивались на расстоянии 3 мм от внутренней поверхности проницаемого участка. В каждой секции модели было установлено по две пары таких термопар. Трубки и сама модель были тщательно теплоизолированы термоизолирующими вставками 2, что обеспечивало равенство температуры вдуваемого воздуха во всех секциях.

Поверхность модели за проницаемым участком 1 была изготовлена из текстолитовой пластины 4 толщиной 3 мм, наклеенной на деревянный брусок 6. Температура теплоизолированной поверхности измерялась термо-

парами 5, спаи которых были заделаны в медные пробки 7 Ø2 мм, установленные в два ряда на расстоянии 10 мм от центральной линии модели.

Все измерения температуры проводились после выхода всех частей модели на стационарный тепловой режим. Время, необходимое для измерения показаний всех термомпар, не превышало 1.5 мин.

3. Чтобы рассчитать величины коэффициента восстановления, необходимо измерить равновесную температуру поверхности, т. е. ее температуру при отсутствии теплообмена с внешним потоком. При вдуве газа через проникаемую поверхность отсутствие теплообмена означает равенство



Фиг. 2

температур проникаемой поверхности и вдуваемого воздуха. В проведенных экспериментах это условие обеспечивалось регулированием температуры газа при соответствующей величине вдува.

Величины коэффициентов восстановления представлены на фиг. 2 (точки 1) в зависимости от параметра вдува

$$b_M = \frac{\rho_1 v_1}{\rho_0 v_0} \frac{1}{St_M}$$

Здесь ρ_1 и v_1 — плотность и скорость воздуха на стенке, ρ_0 и v_0 — плотность и скорость потока вне пограничного слоя, St_M — число Стэнтона при тех же параметрах внешнего потока и $\rho_1 v_1 = 0$. Величина St_M определялась по формулам [5]

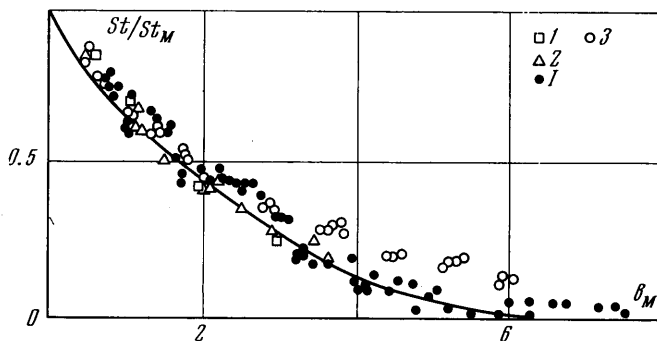
$$St_M = St_0 (\Psi_M)^{0.8} = \frac{0.0288 \mu_{00}^{0.2}}{(\rho_0 v_0 x)^{0.2} Pr^{0.75}} \left(\frac{\arctg M \sqrt{r_0 (k-1)/2}}{M \sqrt{r_0 (k-1)/2}} \right)^2$$

где St_0 — число Стэнтона для дозвукового изотермического течения, x — расстояние от начала турбулентного пограничного слоя, μ_{00} — коэффициент динамической вязкости воздуха при температуре торможения внешнего потока, $Pr = 0.75$ — число Прандтля, $r_0 = 0.895$ — коэффициент восстановления на непроницаемой поверхности. На фиг. 2 также приведены все имеющиеся в литературе данные других исследователей, полученные при вдуве воздуха [1, 3, 4] и азота [2] в сверхзвуковой воздушный поток. (Здесь и на фиг. 3 нумерация экспериментальных точек совпадает с нумерацией работ, откуда эти данные взяты.) Как видно, имеющиеся данные о коэффициенте восстановления на проникаемой поверхности весьма противоречивы. Так, по данным [4] коэффициент восстановления резко уменьшается с увеличением параметра вдува, а по [1], начиная с некоторой величины параметра вдува, — растет. Данные авторов удовлетворительно согласуются с данными работы [3], но охватывают более широкий диапазон изменения параметра вдува.

4. Были проведены эксперименты по определению коэффициента теплоотдачи на проницаемой поверхности. Методика проведения этих экспериментов оставалась той же, что и в опытах по определению коэффициента восстановления. В этом случае безразмерный коэффициент теплоотдачи от проницаемой поверхности определялся по формуле

$$St = \frac{\rho_1 v_1 (T' - T_w) - q'}{\rho_0 v_0 (T_w - T_w^*)}$$

где T' — температура газа, вдуваемого через проницаемую поверхность, T_w — температура поверхности проницаемого участка, T_w^* — равновесная



Фиг. 3

температура поверхности, рассчитанная с учетом изменения r ; q' — радиационный тепловой поток

$$St_M = St_0 (\Psi_M \Psi_i)^{0.8} = St_0 \Psi_M^{0.8} \left(\frac{2}{1 + \sqrt{T_w^*/T_w}} \right)^{1.6}$$

Полученные результаты представлены на фиг. 3 в сопоставлении с данными исследований других авторов [1-3] и данными теоретического расчета [3]

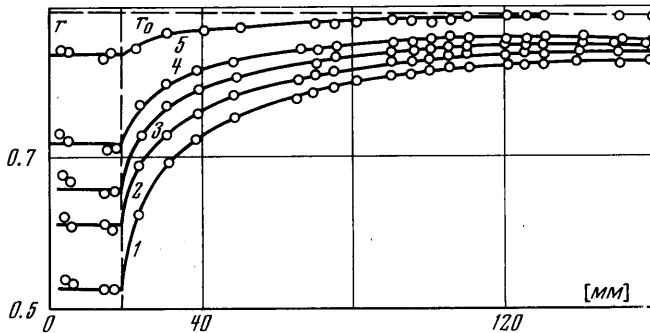
$$(St/St_M)_{Re_x} = (1 - b_M/b_M')^2$$

Здесь b_M' — величина параметра вдува, соответствующая полному оттеснению пограничного слоя внешнего потока. Расчет проводился с учетом изменения коэффициента восстановления и поправки на конечность чисел Рейнольдса. Для условий проведенных экспериментов $b_M' = 6.5$. Следует отметить, что полученные экспериментальные данные хорошо согласуются с результатами теоретического расчета.

5. Подход к решению задачи об определении коэффициента восстановления температуры на проницаемой поверхности был впервые предложен Рубезиным и подробно изложен в [6]. Интегральные уравнения турбулентного пограничного слоя при наличии массопереноса решались в рамках двухслойной модели. Решение было получено для случая $Pr_T = 1$, а скорость на границе вязкого подслоя оставалась свободным параметром.

В настоящее время известно [7], что при сильном вдуве газа профиль скорости в пограничном слое приближается к струйному, и при полном оттеснении пограничного слоя закономерности турбулентного обмена, по-видимому, являются такими же, как и при взаимодействии струй. В этом случае $Pr_T = 0.7$. Исходя из этого, можно предположить, что, начиная с достаточно большого параметра вдува и при $Re \rightarrow \infty$, процессы, происхо-

дащие в ламинарном подслое, не являются определяющими, величина P_{r_T} изменяется линейно от 1 до 0.7 с возрастанием b_M от 0 до b_M' , а скорость на границе вязкого подслоя равна 0.



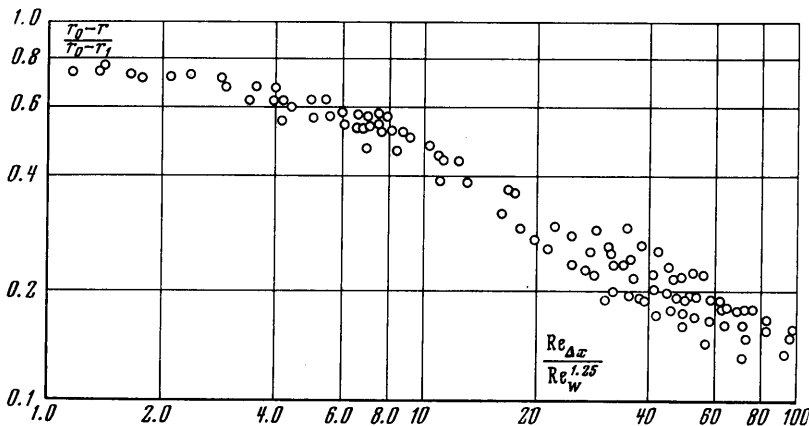
Фиг. 4

С учетом приведенных выше предположений получена формула для расчета коэффициента восстановления при наличии массообмена

$$r = 1 - 2(1 + b_M) \frac{1}{b_M} + \frac{2(1 + b_M)^2}{b_M^2(2 - P_{r_T})} \left[1 - \frac{(1 + b_M)^{P_{r_T} - 2}}{(2 - P_{r_T})^2} \right]$$

где $P_{r_T} = 1 - 0.3 b_M / b_M'$.

На фиг. 2 представлены результаты расчета величины коэффициента восстановления по полученной формуле, которые удовлетворительно сов-



Фиг. 5

падают с результатами проведенных экспериментов при $b_M > 1.5$. Для меньших параметров вдува, по-видимому, нельзя пренебрегать наличием вязкого подслоя.

6. Результаты измерений коэффициента восстановления на теплоизолированной поверхности при наличии предвключенного пронцаемого участка представлены на фиг. 4 для разных интенсивностей вдува, где 1 — 0.018, 2 — 0.014, 3 — 0.012, 4 — 0.008, 5 — 0.004. Как видно из графиков, коэффициент восстановления на теплоизолированной поверхности уменьшается с увеличением вдува и увеличивается с увеличением расстояния от места вдува, приближаясь к значению коэффициента восстановления на пронцаемой стенке. Результаты измерений удовлетвори-

тельно обобщаются, если их представить в переменных, которые применяются для обработки данных по эффективности газовой завесы (фиг. 5)

$$\text{Re}_{\Delta x} = \rho_0 v_0 \Delta x / \mu_{00}, \quad \text{Re}_{w_1} = \rho_1 v_1 S / \mu_1$$

где Δx — расстояние от конца проницаемого участка, S — длина пористого образца, μ_1 — коэффициент динамической вязкости воздуха при температуре проницаемой поверхности, r_1 — значение коэффициента восстановления на проницаемой поверхности.

Авторы благодарят Г. А. Любимова за постоянное внимание и помощь в работе.

Поступило 29 XII 1971

ЛИТЕРАТУРА

1. Pappas C. C. Effect of injection of foreign gases on the skin friction and heat transfer of the turbulent boundary layer. *J. Aeronaut. Sci. Rept.*, 1959, No. 59—78.
2. Bartle E. R., Leadon B. M. Experimental evaluation of heat transfer with transpiration cooling in a turbulent boundary layer at $M = 3.2$. *J. Aeronaut. Sci.*, vol. 27, 1960, No. 1.
3. Leadon B. M. Transpiration cooling experiments in a turbulent boundary layer at $M = 3$. *J. Aeronaut. Sci.*, 1956, vol. 23, No. 8.
4. Rubesin M. W., Pappas C. C., Okuno A. F. The effect of fluid injection on compressible turbulent boundary layer. *NACA, R. M.*, A55, 1955.
5. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. Новосибирск, 1964.
6. Дорренс У. Х. Гиперзвуковые течения вязкого газа. М., «Мир», 1966.
7. Мугалев В. П. Исследование теплообмена и характеристик турбулентного пограничного слоя на пористой поверхности. В сб. «Тепло- и массоперенос», т. 1, М., «Энергия», 1968.