

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОМАССООБМЕНА НА ПРОНИЦАЕМОЙ ПОВЕРХНОСТИ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ

Ю.А. Виноградов, К.С. Егоров, С.С. Попович, М.М. Стронгин

Институт механики МГУ им. М.В. Ломоносова, г. Москва, Россия

Введение. В связи с ростом термонапряженности элементов конструкции энергетических установок и двигателей наблюдается все возрастающий интерес к использованию транспирационного, завесного, абляционного и испарительного охлаждения деталей. Вследствие технологических и эксплуатационных трудностей, а также неопределенностей в теоретических аспектах, эти методы охлаждения имеют пока ограниченное применение, однако являются наиболее перспективными для применения в системах охлаждения лопаток газовых турбин, камер сгорания, сопел форсажных камер и ракетных двигателей.

К настоящему времени накоплен большой статистический материал по экспериментальным исследованиям процессов тепломассопереноса в высокоскоростных газовых потоках на проницаемых поверхностях. Однако одним из наиболее неизученных на сегодняшний день остается вопрос о влиянии интенсивности вдува и физических свойств вдуваемого газа на коэффициент восстановления. Этот параметр является одним из определяющих при проведении инженерных расчетов обтекания теплонапряженных поверхностей сжимаемыми потоками газа.

Постановка задачи. Рассмотрим процесс обтекания сверхзвуковым высокотемпературным газовым потоком плоской проницаемой пластины (рис. 1).

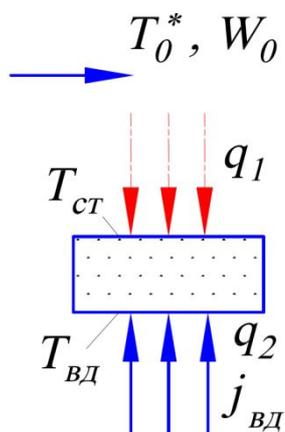


Рис. 1. Расчетная модель: T_0^* – полная температура набегающего потока; W_0 – скорость потока; $j_{вд}$ – расход вдуваемого газа; $T_{вд}$ – статическая температура вдуваемого газа; $T_{ст}$ – температура стенки пористого материала

Исходя из условия теплового баланса, можно записать систему уравнений для удельного теплового потока:

– от основного потока к стенке (q_1) и от вдуваемого воздуха к стенке (q_2):

$$q_1 = \alpha \cdot (T_{p.cm} - T_{cm})$$

$$q_2 = j_{вд} \cdot C_{p.вд} \cdot (T_{cm} - T_{вд})$$

Входящая в первое уравнение разность между равновесной (адиабатной) температурой и температурой стенки ($T_{p.cm} - T_{cm}$) имеет определяющее значение для проведения расчета теплообмена при сверхзвуковых скоростях. В задачу данного эксперимента входит определение температуры адиабатной стенки при различных значениях интенсивности подачи воздуха через проницаемую пластину.

Методика проведения эксперимента. Для решения задачи была разработана следующая методика [1]. Проводится несколько экспериментов с разными тепловыми потоками путем изменения температуры вдуваемого воздуха и строится график (рис. 2). Оси координат выбраны таким образом, что экспериментальные точки составляют прямую линию, угол наклона которой представляет собой коэффициент теплоотдачи поверхности при данной постоянной для всех точек интенсивности вдува. Точка пересечения интерполирующей прямой с осью абсцисс соответствует моменту равенства нулю всех тепловых потоков, а значит, температура стенки в этом случае является её равновесной температурой.

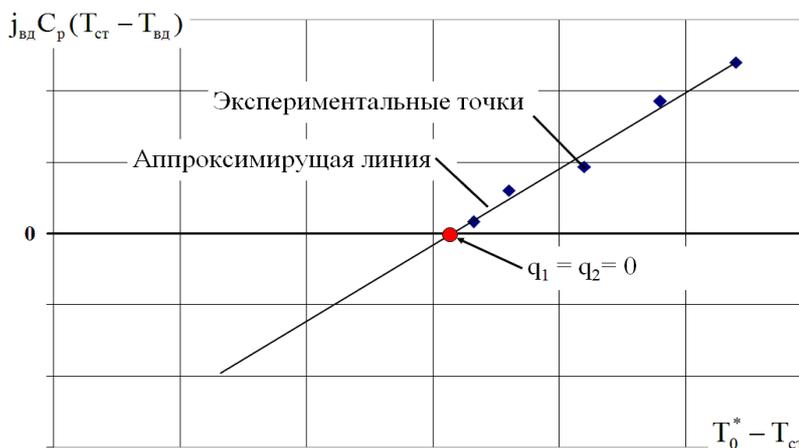


Рис. 2. К методике определения равновесной температуры стенки

Найденные в эксперименте значения адиабатной температуры стенки позволяют вычислить коэффициент восстановления. Он характеризует соотношение между интенсивностью выделения теплоты из-за вязкого трения и интенсивностью отвода этой теплоты из пристенного слоя вглубь потока за счет теплопроводности газа:

$$r = \frac{T_{p.cm} - T_0}{T_0^* - T_0}$$

Большое количество экспериментальных данных [2-4], полученных при исследованиях зависимости коэффициента восстановления от величины вдува, были обобщены предыдущими исследователями и представлены в виде графической зависимости (рис. 3). На графике четко выделяются две области результатов, расположенные выше и ниже обобщающей зависимости, что свидетельствует о неоднозначности имеющихся результатов.

Интенсивность вдува газа через пористую поверхность характеризуется параметром вдува «b» (фактором проницаемости пластины), который и поддерживается постоянным в процессе эксперимента:

$$b = \frac{\rho_{вд} \cdot w_{вд}}{\rho_0 \cdot w_0} \cdot \frac{2}{C_F}$$

Здесь: $\rho_{вд}$, $w_{вд}$ – плотность и скорость вдуваемого воздуха, ρ_0 , w_0 – плотность и скорость основного потока. Используемый при расчета параметра вдува локальный коэффициент трения C_f находится по методике, изложенной в [5, 6], в зависимости от свойств газа, критерия Рейнольдса и числа Маха.

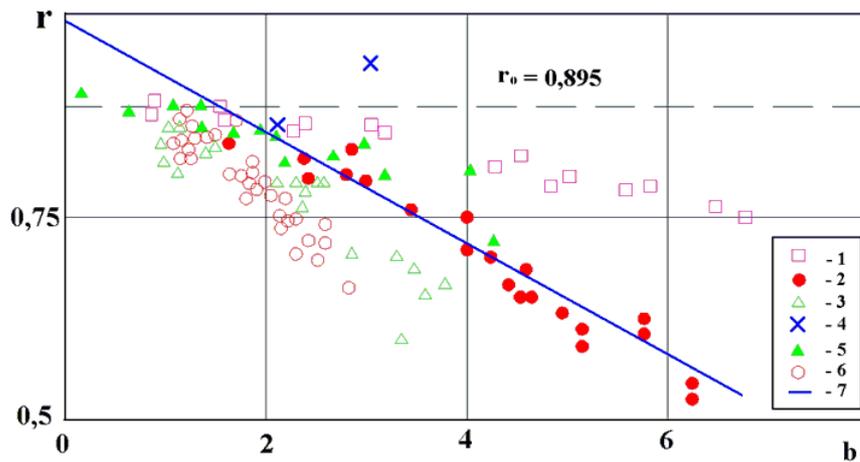


Рис. 2. Влияние параметра вдува на коэффициент восстановления
 1 - $M = 3,2$; 2 - $M = 2,5$; 3 - $M = 2,05; 3,05$; 4 - $M = 4,7$; 5 - $M = 3$; 6 - $M = 2,7$; 7 - расчет

Оборудование эксперимента. В данном эксперименте необходимо имитировать реальное явление обтекания пластины сверхзвуковым потоком горячего газа. Однако создание такого стенда – задача сложная и затратная, поскольку необходимо нагревать большие массы воздуха. Поэтому при создании стенда было принято решение нагревать не основной поток в аэродинамической трубе, а воздух, вдуваемый в пористую стенку. Следовательно, тепловой поток в нашем случае будет направлен от стенки в пограничный слой, а не наоборот, как это имеет место в реальных конструкциях.

Данная работа выполняется на сверхзвуковой аэродинамической трубе непрерывного действия без подогрева основного потока воздуха (рис. 3). Скорость потока в рабочей части трубы может меняться с помощью регулируемого плоского сверхзвукового сопла в пределах $M = 1,7 \dots 3,5$. Давление торможения около $P_0 = 7 \text{ атм}$. Размеры поперечного сечения рабочей части $70 \times 90 \text{ мм}$.

Подача вторичного воздуха в исследуемую модель осуществляется от магистрали высокого давления (до 200 атм.) через батарею воздушных редукторов. Для нагрева вдуваемого воздуха используются электрические нагреватели, обеспечивающие плавную регулировку температуры воздуха от температуры в магистральном трубопроводе до $100 \text{ }^\circ\text{C}$.

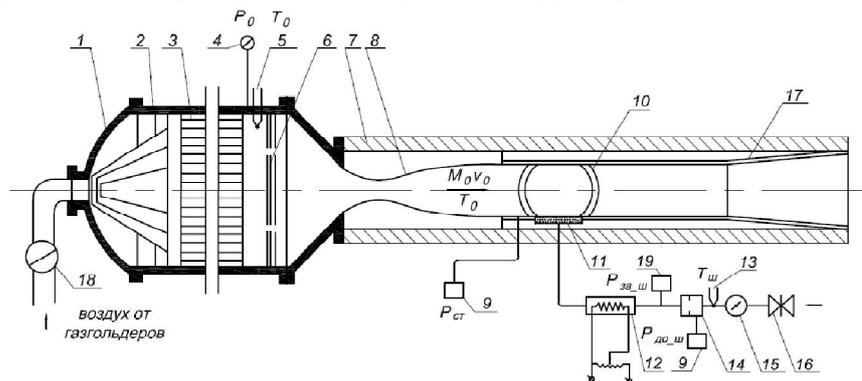


Рис. 3. Схема экспериментальной установки

1 – ресивер, 2 – сборка конусов, 3 – хонейкомб, 4 – датчик давления, 5 – термопара полной температуры, 6 – сетки, 7 – рабочая часть, 8 – сопло, 9 – датчики давления, 10 – иллюминатор, 11 – проницаемая пластина, 12 – нагреватель, 13 – термопара вдуваемого воздуха, 14 – мерная шайба, 15 – воздушный редуктор, 16 – вентиль, 17 – диффузор, 18 – регулируемая задвижка, 19 – датчик давления

Экспериментальная модель (рис. 4) устанавливается на нижней стенке рабочей части аэродинамической трубы параллельно основному потоку. Каждый из 10 проницаемых участков прямоугольной формы толщиной 10 мм был изготовлен спеканием пакета сеток из нержавейки.

вующей стали при высокой температуре в вакууме с последующей прокаткой по технологии, разработанной в МВТУ им. Н.Э.Баумана. Средняя пористость проницаемой пластины ~50%. Ширина проницаемых участков равна ширине рабочей части трубы – 70 мм, длина – 13 мм.

Температура вдуваемого воздуха измеряется хромель-копелевыми термопарами. Распределение температуры на поверхности проницаемой пластины определяется бесконтактным методом – с помощью тепловизора. Конструкция рабочей части аэродинамической трубы позволяет замену верхней стенки на инфракрасный экран, изготовленный из монокристалла КС1 – материала, прозрачного для инфракрасной области спектра.

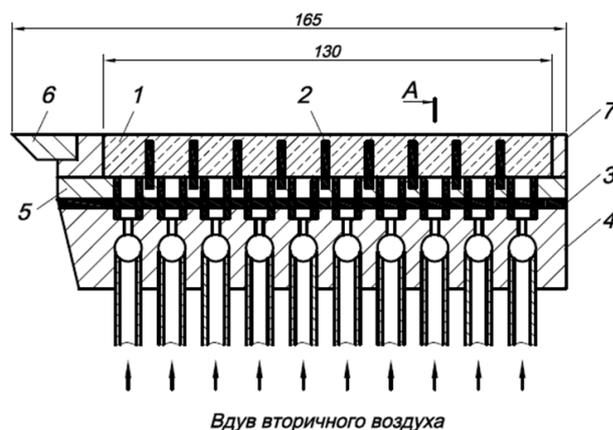


Рис. 4. Принципиальная схема экспериментальной модели

1 – пористый участок, 2 – теплоизолирующие вставки, 3 – смесительная сетка, 4 – обойма, 5 – распределительный коллектор, 6 – носок, 7 – корпус

Заключение. Результатом работы на сегодняшний день является собранный экспериментальный стенд, программа опроса регистрирующего оборудования и автоматизированная программа обработки полученных данных. Также была проведена серия экспериментов с различными параметрами вдува. Целью дальнейших исследований является совершенствование методики определения коэффициента восстановления, расширение диапазона интенсивности вдува вплоть до его критического значения, характеризующегося оттеснением пограничного слоя, а также более детальное описание этого явления. В планы исследований входит изучение иных, помимо вдува, факторов воздействия на коэффициент восстановления температуры, таких как падающие скачки уплотнения, облунение поверхности, течение с градиентом давления и другие.

Работа выполняется под руководством академика РАН Леонтьева А.И., при поддержке грантов РФФИ № 11-08-00152-а, № 10-08-00001-а.

Литература

1. Ю.А. Виноградов, И.К. Ермолаев, А.И. Леонтьев. Теплообмен в турбулентном пограничном слое сжимаемого газа на проницаемой поверхности при чередующемся вдуве-отсосе. // ТВТ. 1999. Т. 37. № 2. С. 340-343.
2. Transpiration cooling experiments in a turbulent boundary layer at $M=3$ // Leadon V.M., Scott C.J. Aeronaut. Sci. 1956. № 8. P. 798-799.
3. Барышев Ю.В., Виноградов Ю.А., Леонтьев А.И. Рождественский В.И. Коэффициенты восстановления на проницаемой поверхности и в области газовой завесы в сверхзвуковом турбулентном пограничном слое // Изв. АН СССР. МЖГ. 1972. №2. С. 131-136.
4. Bartle E.R., Leadon V.M. Experimental evaluation of heat transfer with transpiration cooling in a turbulent boundary layer at $M=3.2$ // J. Aero/Space Sci. 1960. № 1. P. 78-80.
5. Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М., «Энергия», 1972. С. 67-89.
6. Теория тепломассообмена / Под ред. Леонтьева А.И. М.: Высшая школа, 1979. 495 с.