

ЭФФЕКТИВНОСТЬ ГАЗОВОЙ ЗАВЕСЫ НА ПЛАСТИНЕ ПРИ ВДУВЕ ОХЛАДИТЕЛЯ ЧЕРЕЗ ПРОНИЦАЕМЫЙ УЧАСТОК, ИМЕЮЩИЙ ФОРМУ КРУГА

Ю. А. ВИНОГРАДОВ

(Москва)

Одним из эффективных способов защиты поверхности аппаратов от воздействия высокотемпературных газовых потоков является подача охладителя в пограничный слой. В ряде конструкций аппаратов подача охладителя производится через отдельные проницаемые участки для создания газовой завесы, предохраняющей теплоизолированную поверхность на некотором расстоянии вниз по течению от воздействия высокотемпературного потока.

Эффективность охлаждения газовой завесы определяется обычно параметром

$$(1) \quad \theta = T_2^* - T_2 / T_1^* - T_1$$

где T_2 — температура теплоизолированной поверхности в области газовой завесы; T_1 — температура проницаемой поверхности; T_2^* и T_1^* — равновесные температуры этих же поверхностей, при дозвуковой скорости, равные температуре невозмущенного потока.

В настоящем времени получены теоретические соотношения [1], позволяющие считать величину θ в зоне газовой завесы при двумерной структуре течения

$$(2) \quad \theta = (1 + 0.25A)^{-0.8}, \quad A = \frac{Re_2}{Re_1^{1.25}(1+k)^{1.25}}$$

$$Re_2 = \frac{\rho_0 v_0 \Delta x}{\mu_0}, \quad Re_1 = \frac{\rho_1 v_1 l_1}{\mu_1}, \quad k_1 = \frac{T - T_1}{T_1 - T_0}$$

Здесь Δx — расстояние вдоль направления основного потока между проницаемым участком и рассматриваемой точкой поверхности в области газовой завесы, l_1 — протяженность проницаемого участка в направлении основного потока.

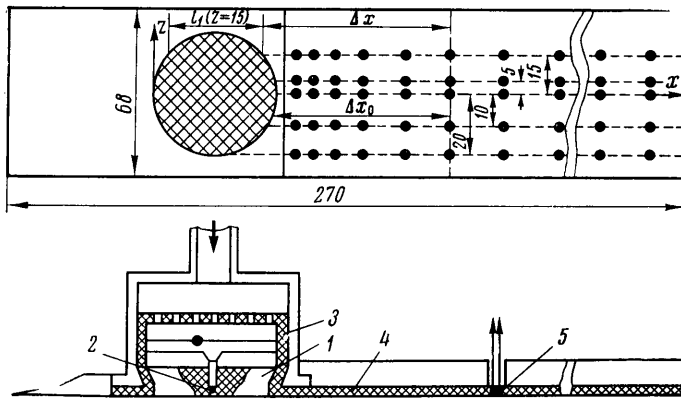
В некоторых практически важных случаях (защита стенок МГД-канала, лопаток газовых турбин и др.) подача охладителя может осуществляться через отдельные участки поверхности или через отверстия в ней. При этом исследование охлаждения с дискретным вводом охладителя затрудняется трехмерным характером течения и температурных полей вниз по потоку от места вдува. Для трехмерной структуры методов расчета температуры поверхности, находящейся в зоне газовой завесы, в настоящее время не имеется, а экспериментальные данные малочисленны [2-5].

В данной работе, выполненной при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании рабочей модели, показано, что распределение температуры поверхности в области газовой завесы при трехмерной структуре течения может быть рассчитано с помощью соотношений для двумерного течения при соответствующем выборе характерных размеров.

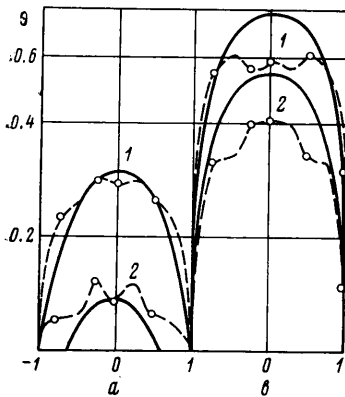
Эксперименты проводились в двух аэродинамических трубах непрерывного действия на одной и той же модели теплоизолированной пластины, имеющей проницаемый участок круговой формы диаметром 40 мм. В одной из труб эксперименты велись при дозвуковой скорости обтекающего модель потока, а в другой — при сверхзвуковой скорости, соответствующей числу Маха $M=2.25$. Температура торможения потока в рабочих частях труб составляла 290—300° К. Основные параметры, характеризующие работу дозвуковой и сверхзвуковой аэродинамических труб, соответственно составляли: скорость основного потока на оси трубы в начале рабочей части 50 и 760 м/сек; давление торможения $1.2 \cdot 10^5$ и $6.9 \cdot 10^5$ н/м²; статическое давление в рабочей части $1.0 \cdot 10^5$ и $0.55 \cdot 10^5$ н/м²; число Рейнольдса на 1 см $3.6 \cdot 10^4$ и 10^6 ; размеры поперечного сечения рабочей части 70—75 и 70—90 мм.

Модель плоской теплоизолированной пластины (фиг. 1) с проницаемым участком круговой формы устанавливалась вместо верхней стенки рабочей части труб и состояла из секции вдува с проницаемым участком 1 и теплоизолированной текстолитовой пластины 4 толщиной 3 мм с установленными на ней термомпарными датчиками 5. Проницаемый участок был вырезан из пористой пластины, имеющей толщину 10 мм, а пористость 50%; теплоизолирован от корпуса модели текстолитовыми вставками 3. Температура пористой стенки и вдуваемого воздуха под пластиной измерялась хромель-копелевыми термомпарами 2.

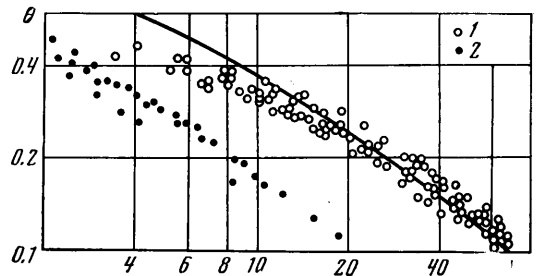
Расход воздуха измерялся с помощью тарированной критической шайбы и изменялся от 2 до 16 л/сек. Вдуваемый воздух нагревался предварительно в электрическом нагревателе или охлаждался в холодильнике с жидким азотом. Температура вдуваемого воздуха могла регулироваться в пределах от 250 до 330° К. Теплоизолированная пластина наклеена на деревянную пластину толщиной 10 мм. В поверхность текстолитовой пластины было вставлено 70 цилиндрических медных пробок



Фиг. 1



Фиг. 2



Фиг. 3

диаметром 2.5 мм, в которые зачеканивались термопарные спаи 5. Асимметричное по отношению к продольной оси модели ($z=0$) расположение рядов термопар позволило получить более подробную информацию о поперечном распределении эффективности газовой завесы. В сверхзвуковой аэродинамической трубе эксперименты проводились при двух значениях начальной толщины набегающего пограничного слоя: $\delta_1=0.5$ мм и $\delta_2=6.4$ мм. Регистрация показаний термопар производилась после выхода модели на стационарный тепловой режим с помощью электронно-цифрового вольтметра с печатающим устройством.

Величина эффективности газовой завесы θ определялась по формуле (1). При $M > 1$ температуры T_1^* и T_2^* измерялись непосредственно в эксперименте при равновесных условиях ($q_1=0$) на проникаемой пластине. Измерения показали, что распределение равновесной температуры поверхности в случае трехмерной структуры потока может быть определено по формуле

$$(3) \quad T_1^* = T(1 + 1/2 r_1(k-1)M^2)$$

где величина коэффициента восстановления (r_1 и r_2) для проникаемой и теплоизолированной поверхности соответственно определяется с учетом влияния интенсивности вдува [6, 7]

$$(4) \quad r_1 = 2.31 - \sqrt{2 + 0.03b^2}, \quad b = j/St$$

$$(5) \quad \frac{r_2 - r_0}{r_1 - r_0} = \left(1 + 0.15 \frac{Re_2}{Re_1^{1.25}} \right)^{-0.8}$$

где $r_0 = 0.895$, $j = \rho_1 v_1 / \rho_0 v_0$ — отношение массовых скоростей.

Экспериментально определенные величины θ для различных интенсивностей вдува через пронцаемый участок круговой формы представлены на фиг. 2, где a — для $j = 0.005$, $1 - \Delta x_0/D = 0.4$, $2 - \Delta x_0/D = 1.4$ и ϵ — для $j = 0.04$ и тех же отношений $\Delta x_0/D$. Из графика видно, что распределение θ существенно отличается от распределения при двумерной структуре течения лишь при довольно значительных интенсивностях вдува, лежащих вне практически используемого диапазона этих величин.

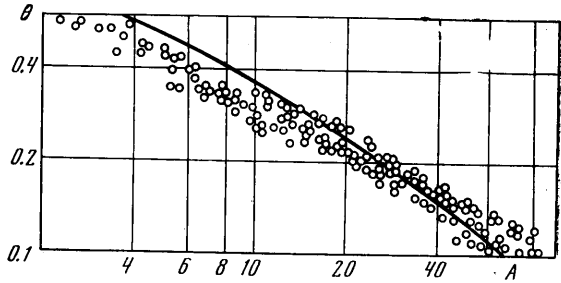
При небольших интенсивностях вдува трехмерную структуру течения можно рассматривать как ряд плоских течений, смещенных относительно друг друга по направлению основного потока. В каждом из таких сечений можно определить свою протяженность пронцаемого участка $l_1 = \sqrt{D^2 - 4z^2}$, где D — диаметр кругового пронцаемого участка, z — поперечная координата, отсчитываемая от центра круга. Расстояние рассматриваемой точки от конца пронцаемого участка

$$\Delta x = (\Delta x)_{z=0} + \frac{1}{2}(D - \sqrt{D^2 - 4z^2})$$

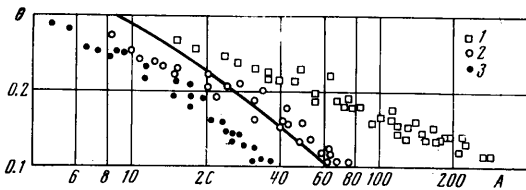
Если результаты измерений θ для всех точек поверхности (для всех z) представить в зависимости от параметра [1] A , и при этом характерные размеры определять по вышеуказанному способу, то экспериментальные данные можно коррелировать. В таком виде результаты представлены на фиг. 3, где $1 - j = 0.005 \div 0.01$, $2 - j = 0.05$. Видно, что результаты хорошо коррелируются для небольших интенсивностей вдува (до $j = 0.01$) и могут быть описаны теоретической формулой (2) при соответствующем выборе характерных размеров.

На этой же модели были проведены эксперименты и при сверхзвуковом обтекании пластины, которые позволили провести сравнение с дозвуковым обтеканием пластины. Было замечено, что течение качественно аналогично дозвуковому обтеканию (фиг. 2) и имеет сложную трехмерную структуру. Для определения влияния начальной толщины пограничного слоя на эффективность охлаждения, модель опускалась в поток на 10 мм, нарастающий пограничный слой отсасывался эжектором, и толщина пограничного слоя равнялась $\delta_1 = 0.5$ мм. Если же модель устанавливалась на одном уровне со стенкой канала и набегающий пограничный слой не отсасывался, то толщина пограничного слоя $\delta_2 = 6.4$ мм. Для тонкого пограничного слоя $\delta_1 = 0.5$ и при интенсивностях вдува $j = 0.002 \div 0.015$ экспериментальные данные представлены на фиг. 4 в зависимости от параметра A . Как видно из графика, данные для всех z удовлетворительно описываются теоретической зависимостью [1] для двумерного течения при указанном выборе характерных размеров. Для толстого пограничного слоя ($\delta_2 = 6.4$ мм) экспериментальные данные представлены на фиг. 5 для различных интенсивностей вдува, где $1 - 0.002$, $2 - 0.005$, $3 - 0.010$. Видно, что при относительно малых вдувах влияние начальной толщины пограничного слоя на эффективность газовой завесы существенно и приводит к уменьшению эффективности охлаждения. Однако при дальнейшем увеличении интенсивности вдува влияние начальной толщины пограничного слоя уменьшается. Эти данные не противоречат выводам работы [5], где при вдуве через круглое отверстие увеличение толщины вытеснения вдвое привело к уменьшению эффективности охлаждения на 30%.

Из анализа проведенных экспериментов можно сделать следующие выводы: при дозвуковом и сверхзвуковом обтекании пластины и при вдуве через пронцаемый участок круговой формы течение сложное и имеет трехмерную структуру. Для рас-



Фиг. 4



Фиг. 5

чета можно использовать теоретическую зависимость (2), но при выборе характерных размеров, как указано выше. Увеличение начальной толщины пограничного слоя приводит к уменьшению эффективности охлаждения. Эффект охлаждения при вдуве через пористый образец круговой формы концентрируется в пределах полосы за местом вдува.

Поступила 15 VII 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Кутагеладзе С. С., Леонтьев А. И. Теплообмен и трение в турбулентном пограничном слое. М., «Энергия», 1972.
2. Goldstein R. J., Eckert E. R. G., Burggraf F. Effects of hole geometry and density on three-dimensional film cooling. Internat. J. Heat and Mass Transfer, 1974, vol. 17, No. 5.
3. Голдстейн, Экерт, Рамсей. Пленочное охлаждение с вдувом через отверстия: случай адиабатической температуры стенки вниз по течению от круглого отверстия. Тр. Америк. об-ва инж.-механ. Энергетические машины и установки, 1968, т. 90, № 4.
4. Лис. Экспериментальное исследование пленочного охлаждения при вдуве через ряд отверстий. Тр. Америк. об-ва инж.-механ. Энергетические машины и установки, 1975, № 1.
5. Эриксен, Гольдстейн. Теплообмен и пленочное охлаждение при вдуве через наклонные трубки круглого сечения. Тр. Америк. об-ва инж.-механ. Теплопередача, 1974, т. 96, № 2.
6. Рождественский В. И., Барышев Ю. В., Виноградов Ю. А. Экспериментальное исследование теплообмена на проницаемой поверхности и эффективности газовой завесы в сверхзвуковом потоке. Ин-т механ. МГУ, Отчет, 1974, № 1324.
7. 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.

УДК 532.529

ВЛИЯНИЕ УСЛОВИЙ ОБРАЗОВАНИЯ НА ДВИЖЕНИЕ ОБЛАКА, ВСПЛЫВАЮЩЕГО ПОД ДЕЙСТВИЕМ СИЛЫ ПЛАВУЧЕСТИ

В. А. ГОРЕВ, П. А. ГУСЕВ, Я. К. ТРОШИН

(Москва)

В заметке приводятся результаты экспериментального исследования зависимости угла расширения α всплывающего облака от условий его образования. Когда облако стартует из состояния покоя, $\alpha \approx 0.18$. Большее расширение соответствует наличию возмущений на поверхности облака. В том случае, когда облако имеет начальную скорость, угол расширения уменьшается с ростом начального модифицированного числа Фруда. Начиная с $Fr_0 = 1.5$, в начальный момент с поверхности облака происходит срыв исходного вещества. Экспериментально исследовался также механизм захвата облаком окружающей среды.

Движение изолированного объема жидкости плотности ρ под действием силы Архимеда в окружающей среде плотности ρ_0 исследовалось рядом авторов [1-4]. В [1] было установлено, что радиус облака линейно зависит от пройденного пути

$$(1) \quad R = R_0 + \alpha Z$$

Здесь Z — пройденный облаком путь, R_0 — начальный радиус, R — текущий радиус. При этом оказалось, что $\alpha \approx 0.25$. Выводы работы [1] были подтверждены другими авторами [2, 3], которые использовали ту же методику. В экспериментах [1-3] на поверхности воды, заполняющей стеклянный резервуар, находилась полусферическая чашка, которая заполнялась подкрашенным раствором соли и быстро переворачивалась. Плотность раствора соли была на 20% больше плотности воды. Подкрашенный объем двигался вниз и разбавлялся окружающей водой, процесс движения регистрировался кинокамерой.

В [4] была получена зависимость скорости и пути облака от времени в предположении (1). Было обнаружено, что движение сильно зависит от величины α , которая характеризует скорость захвата облаком окружающей среды, и что значение α может изменяться в широких пределах.

В данной работе делается попытка установить зависимость константы входа α от условий образования облака и выяснить механизм вовлечения окружающей среды в облако. Для этих целей проводились опыты с облаками легких газов, которые под