

Э. Б. Василевский, Л. В. Яковлева

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н. Е. Жуковского
г. Жуковский-3 Московской обл., Россия**ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА В ЗАПЫЛЁННОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПРИ ТАНГЕНЦИАЛЬНОМ ВДУВЕ ГАЗА****АННОТАЦИЯ**

Приведены результаты экспериментального исследования течения и теплообмена в запылённом сверхзвуковом потоке. Исследование осуществлялось в ударной трубе УТ-1М ЦАГИ при числе Маха невозмущённого потока $M_\infty = 6.05$, полном давлении $P_0 = 22,1—25,6$ бар, температуре торможения $T_0 = 585—600$ К, числе Рейнольдса, вычисленном по параметрам невозмущённого потока и радиусу сферического затупления модели, $Re_{\infty R} = 0,36 \cdot 10^6$. В качестве частиц использовалась окись железа (Fe_2O_3) со средним весовым диаметром $d_m = 0,37$ мкм. Массовая концентрация твердых частиц в потоке составляла $n = 0—2,6$ %.

1. ВВЕДЕНИЕ

Присутствие частиц в потоке приводит к значительному увеличению теплообмена и эрозии поверхности обтекаемого тела, к электризации аэродисперсного потока и тела, к значительным оптическим эффектам [1].

Для адекватного переноса получаемых в аэродинамических трубах (АДТ) данных на условия обтекания тел запылённым потоком в натуральных условиях желательно обеспечить равновесность несущего потока газа и частиц на выходе из сопла АДТ, что позволяет использовать принцип обращённого движения. Поэтому применительно к данным опытам были проведены численные исследования, скоростной и тепловой неравновесности течения частиц в соплах АДТ [2].

В данной работе исследовалось распределение теплообмена на носовой поверхности продольно обтекаемого цилиндра со сферическим затуплением в высокоскоростном потоке газа, содержащем малоинерционные частицы окиси железа (Fe_2O_3): средний весовой диаметр их составлял 0.37 мкм при радиусе сферического затупления модели 37.5 мм.

Увеличение теплового потока, вызванное влиянием конденсированной фазы в потоке газа, ещё более обостряет проблему тепловой защиты лобовых поверхностей обтекаемого тела (например, гиперзвукового летательного аппарата). Решить данную проблему можно путём принудительного вдува газообразного охладителя [3, 4]. В настоящей работе исследовано влияние тангенциального вдува газообразного охладителя (воздуха) через тангенциальную щель. Само устройство для создания щели имеет малые размеры и может быть защищено с помощью газовой центробежной форсунки [5].

2. МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ИССЛЕДОВАНИЯ

Исследования осуществлялись в ударной аэродинамической трубе УТ-1 ЦАГИ, работавшей по схеме Людвига. Продолжительность стационарного течения составляла 46 мс. Для заполнения газом канала высокого давления длиной 12 м установлены вводы с шагом 1 м. Диаметр рабочей части составляет 0.5 м. Применялось профилированное сопло с диаметром выходного сечения 300 мм. В качестве рабочего газа использовался воздух.

Для ввода частиц в поток использовался метод «кипящего» слоя. Смеситель почти во всех опытах располагался во вводе канала высокого давления аэродинамической трубы, расположенном у отсека с диафрагмами.

Модель представляла собой продольно обтекаемый цилиндр со сферическим носом, рис. 1.

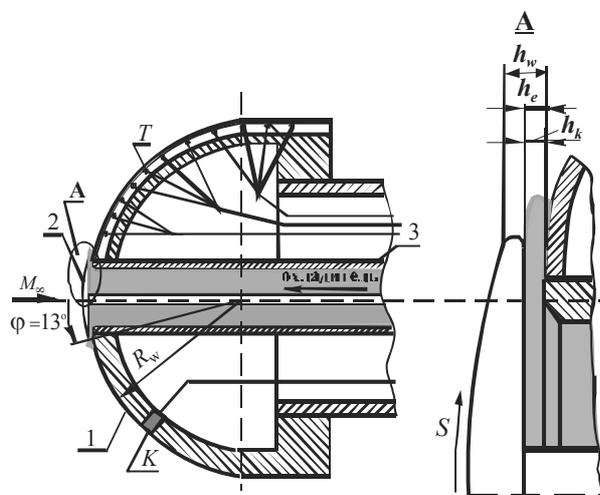


Рис. 1. Модель продольно обтекаемого цилиндра с осесимметричной регулируемой щелью: 1 — камера; 2 — грибок; 3 — канал охлаждения; T — термопары; K — calorиметры

Носок модели препарирован 19 микротермопарами. Вдуваемый газ (охладитель) подавался по центральной трубке. Тангенциальная осесимметричная щель создавалась между плоской поверхностью «грибка» и поверхностью сферы. Выходное сечение щели располагалось на угловом расстоянии 13° от критической точки модели ($S/R = 0.23$). Минимальное проходное сечение щели располагалось в выходном сечении канала охладителя (вдуваемого газа) диаметром d_k . В этом месте реализуется ми-

нимальная высота щели h_k . Наружная поверхность «грибка» для вдува выступала над поверхностью гладкого сферического затупления модели $h_y = 0.6 \text{ мм}$ ($h_y/R = 0.017$).

«Грибок» соединялся с центральной втулкой модели с помощью микрометрической резьбы, что позволяло устанавливать высоту щели h_k с высокой точностью: изменению высоты щели в 0.1 мм соответствовал угол поворота «грибка» 73° . Отношение площадей в критическом сечении и выходном сечении щели равно $F_k/F_e = d_k h_k / d_e h_e$. При высоте в минимальном сечении щели $h_k = 0.2 \text{ мм}$ отношение площадей F_k/F_e составляет 2.8. Расчётное число Маха, вдуваемого при такой высоте щели (подавляющее большинство опытов) в выходном сечении струи, составляло $M = 2.56$, а при высоте щели $h_k = 0.8 \text{ мм}$ (максимальная высота h_k в наших опытах) $M = 2.04$. Сверхзвуковой режим истечения вдуваемого газа гарантировал практически равномерное распределение расхода газа на выходе из щели в азимутальном направлении.

До опытов в аэродинамической трубе были определены зависимости расхода вдуваемого газа G_j от его давления P_6 и высоты щели h_k . Расход воздуха определялся по формуле: $G_j = c(h_k) P_6/T_6^{0.5}$, где P_6 — давление в баллоне системы подачи газа в модель, T_6 — температура газа в баллоне.

Подача газа в модель при тепловых экспериментах в аэродинамической трубе осуществлялась с помощью быстродействующей системы подачи газа в модель. Вдув охладителя начинался до разрыва диафрагмы с опережением $\tau = 0.1 \dots 0.5 \text{ с}$ и прекращался после завершения тепловых измерений. Давление вдуваемого газа на входе в модель составляло $P_j = 3.8 \dots 31 \text{ бар}$. При этом расход вдуваемого газа составлял $G_j = 1 \dots 4 \text{ г/с}$, что соответствует безразмерному коэффициенту расхода $G^* = G_j / \pi \rho_\infty u_\infty R_w^2 = 0 \dots 0.15$.

В данных опытах использовались частицы окиси железа Fe_2O_3 . Средний числовой диаметр частиц составлял $d_n = [(\sum d_i^3 n_i) / (\sum n_i)]^{1/3} = 0.27 \text{ мкм}$, где d — диаметр частицы; средний весовой диаметр частиц $d_m = \sum d_i^3 p_i / \sum d_i^3 = 0.37 \text{ мкм}$; параметр инерционности частиц $e = (d_m^2 u_\infty \rho_p \psi) / (27 \mu_s R_w) = 0.244$, где $\rho_p = 5250 \text{ кг/м}^3$, $\psi = 1 + \text{Kn}(2.492 + 0.84 \exp(-1.74/\text{Kn}))$, $\text{Kn} = \lambda/d$, $\lambda_s = 1.255 \mu_s / [\rho_s (R_g T_s)^{0.5}]$.

Частицы имели приблизительно сферическую форму. Распределение размера частиц в относительных величинах $S_j = \sum_0^j (d_i p_i / d_m)$, в зависимости от безразмерного диаметра d/d_m , показано на рис. 2.

Теоретические и экспериментальные исследования показали, что такие частицы в условиях проведённых опытов при отсутствии вдува не осаждаются на поверхности модели.

3. РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Параметры набегающего потока воздуха изменялись от опыта к опыту незначительно: p_0 от 22.1 до 25.6 бар, T_0 от 585 до 597 К, температура охлаждающего воздуха в модели $T_r = 285 \pm 1 \text{ К}$.

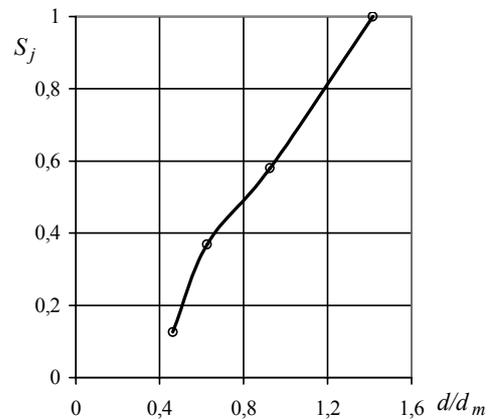


Рис. 2. Весовое распределение частиц Fe_2O_3 по размерам

Экспериментальное и расчётное распределение теплового потока вдоль образующей модели при загерметизированной щели в опытах с частицами и без частиц показано на рис. 3. На этом графике все значения теплового потока отнесены к расчётной величине теплового потока в критической точке при ламинарном её обтекании.

Видно, что экспериментальное значение теплового потока на лобовой поверхности затупления при отсутствии частиц в потоке превышает расчётное для гладкой сферы. Это вызвано, вероятнее всего, повышенной турбулентностью потока в аэродинамической трубе и особенностями течения за уступом, образованным грибком. В дальнейшем для анализа использовались экспериментальные значения теплового потока.

Из рис. 3 следует также, что с увеличением концентрации частиц тепловой поток возрастает на всей поверхности сферического затупления.

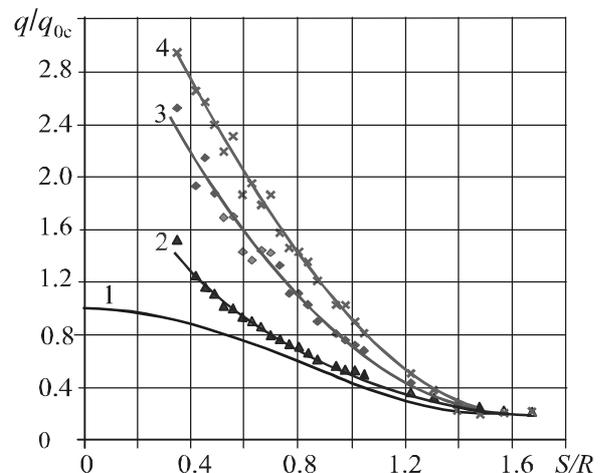


Рис. 3. Распределение теплового потока вдоль образующей модели при различной концентрации частиц в потоке: 1 — расчет для ламинарного пограничного слоя (без частиц); 2 — $n_{cp} = 0$; 3 — $n_{cp} = 1.4 \%$; 4 — $n_{cp} = 2.6 \%$

Отношение теплового потока к поверхности носка в аэродисперсном потоке q к тепловому потоку в той же точке поверхности в газовом потоке без частиц q_{ex} (при отсутствии вдува) показано на рис. 4. Видно, что на всей лобовой поверхности модели до $S/R = 1.4$ относительный тепловой поток q/q_{ex} в аэродисперсной среде больше единицы. При больших расстояниях от критической точки $S/R > 1.4$ тепловой поток при аэродисперсном обтекании такой же, как и в чистом потоке газа ($q/q_{ex} = 1$). Эти результаты качественно согласуются с результатами влияния присутствия частиц на распределение теплообмена на поперечно обтекаемом цилиндре при умеренной инерционности частиц (Fe, $d_m = 1.3$ мкм) [1].

Из рис. 4 видно также, что при большей концентрации частиц n в потоке относительный тепловой поток q/q_{ex} выше. До точки поверхности $S/R = 0.7$ относительный тепловой поток почти постоянен: при концентрации частиц $n_{cp} = 1.4\%$ он составляет $q/q_{ex} = 1.7$, а при $n_{cp} = 2.6\%$ — $q/q_{ex} = 2.2$.

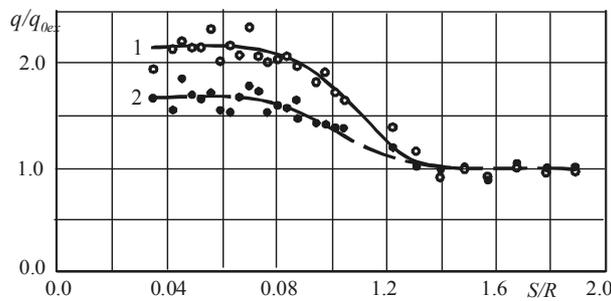


Рис. 4. Отношение теплового потока к поверхности носка в аэродисперсном потоке к тепловому потоку в той же точке поверхности без частиц (при отсутствии вдува): 1 — $n_{cp} = 2.6\%$; 2 — $n_{cp} = 1.4\%$

На рис. 5 показано распределение абсолютного теплового потока вдоль образующей модели при различных условиях опыта: в потоке без частиц при наличии твёрдых частиц без вдува и при вдуве воздуха. Видно, что вдув приводит к уменьшению теплового потока. С увеличением расхода вдуваемого вещества G^* тепловой поток на всей лобовой поверхности уменьшается. При значительном расходе G^* тепловой поток существенно ниже, чем в потоке газа без частиц и вдува.

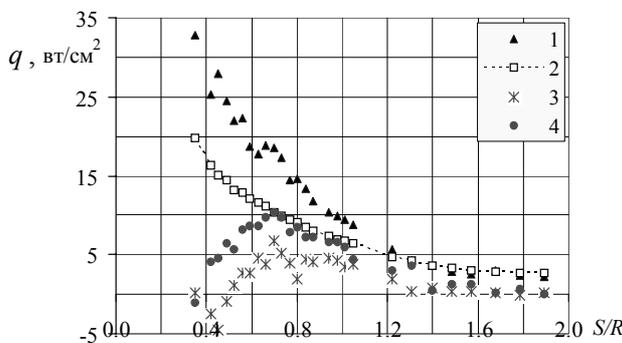


Рис. 5. Распределение теплового потока вдоль образующей модели: 1 — $n_{cp} = 1,4\%$; $G^* = 0$; 2 — $n_{cp} = 0$; $G^* = 0$; 3 — $n_{cp} = 1,4\%$; $G^* = 0,15$; 4 — $n_{cp} = 1,4\%$; $G^* = 0,075$

Отношение q/q_{ex} в опытах при постоянной во всех опытах концентрации частиц $n_{cp} = 1.4\%$ в невозмущённом потоке приведено на рис. 6.

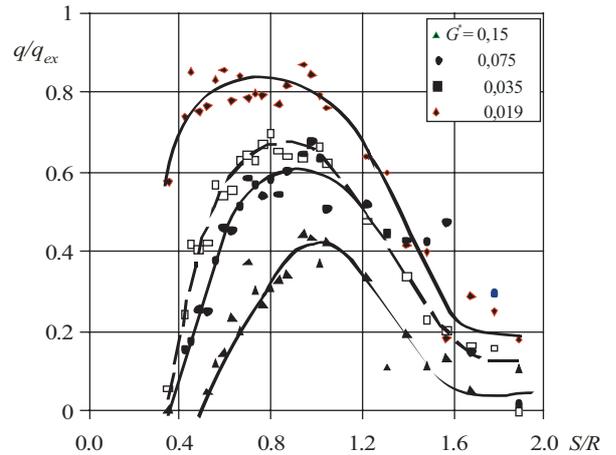


Рис. 6. Отношение теплового потока в опытах с частицами при вдуве к тепловому потоку без вдува в той же точке поверхности модели, $n_{cp} = 1.4\%$

Видно, что относительный тепловой поток уменьшается на всей поверхности модели даже при небольшом относительном расходе вдуваемого газа G^* . Увеличение расхода вдуваемого газа G^* приводит к дополнительному снижению теплового потока на всей поверхности модели.

Более того, при значительном расходе охладителя $G^* = 0.15$ тепловой поток непосредственно вблизи щели направлен от стенки к газу, т.е. имеет отрицательное значение (в целях увеличения масштаба изображения на рисунке отрицательные тепловые потоки не показаны). Этот эффект объясняется тем, что вблизи щели статическая температура вдуваемого газа была ниже, чем температура поверхности модели.

По мере удаления расстояния от щели S/R эффект вдува уменьшается (относительный тепловой поток q/q_{ex} возрастает). На расстоянии S/R приблизительно от 0.8 до 1.0 эффект вдува минимален. Однако, затем, при дальнейшем увеличении расстояния S/R эффект тангенциального вдува увеличивается. Этот же эффект наблюдался в опытах с тангенциальным вдувом в «чистом» потоке.

Отношение максимального теплового потока при вдуве охладителя q_{max} к максимальному значению теплового потока без вдува $q_{max, G^*=0}$ (независимо от их расположения на поверхности) при концентрации частиц в невозмущённом потоке $n_{cp} = 1.4\%$ от интенсивности вдува G^* приведено на рис. 7. Видно, что зависимость $q_{max}/q_{max, G^*=0} = f(G^*)$ более крутая, чем зависимость $q_{max}/q_{ex} = f(G^*)$. При расходе $G^* = 0.03$ максимальное значение теплового потока уменьшается в 2 раза. При $G^* \leq 0.08$ вдув в «чистый» поток газа приводит к существенному снижению теплового потока по сравнению со вдувом в запыленный поток газа. При больших расходах G^* влияние вдува приблизительно одинаково как для «чистого», так и запыленного потоков.

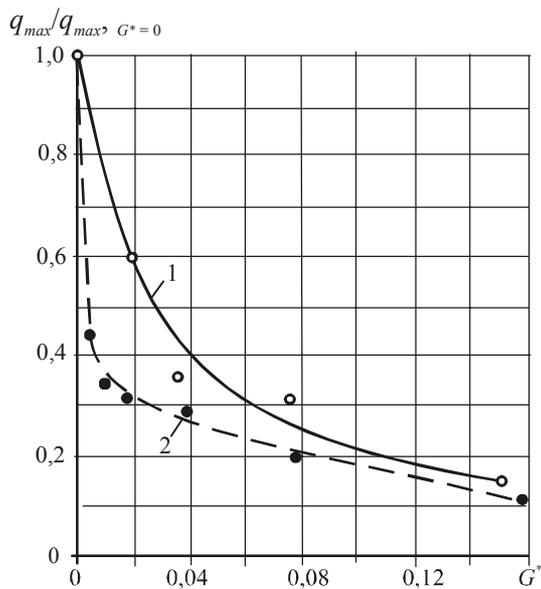


Рис. 7. Влияние интенсивности вдува на величину снижения теплового потока: Fe_2O_3 , $d_m = 0.37$ мкм, 1 — $n_{cp} = 1.6\%$, $e = 0.244$; 2 — $n_{cp} = 0$

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 04-01-00817).

СПИСОК ОБОЗНАЧЕНИЙ

μ — динамическая вязкость, кг/(м·с);
 τ — время, с;
 ρ — плотность, кг/м³;
 Ψ — коэффициент, учитывающий влияние числа Кнудсона Kn на стоковское сопротивление частицы;
 λ — длина свободного пробега молекул газа, м;
 a — скорость звука, м/с;
 C_p — теплоёмкость частиц, Дж/(кг·град);
 d — диаметр частицы, мкм;
 d_m — средний весовой диаметр частиц, мкм;
 d_n — средний числовой диаметр частиц, мкм;
 e — параметр инерционности частиц;
 g — весовая доля частицы;
 G_j — расход вдуваемого газа;
 G^* — относительный расход вдуваемого газа;
 M — число Маха;
 n — весовая концентрация частиц в потоке;
 n_{cp} — осреднённая концентрация частиц;
 P — давление, бар;
 q — тепловой поток, Вт/см²;
 q_{ex} — экспериментальный тепловой поток с частицами без вдува, Вт/см²;

q_{max} — максимальный тепловой поток при вдуве газа, Вт/см²;
 $q_{max, G^*=0}$ — максимальный тепловой поток без вдува газа, Вт/см²;
 q_{oc} — расчётный тепловой поток в критической точке, Вт/см²;
 q_{oex} — экспериментальный тепловой поток без частиц и без вдува, Вт/см²;
 R — радиус, мм;
 $Re_{\infty, R}$ — число Рейнольдса, вычисленное по параметрам невозмущенного потока и радиусу сферы, $Re_{\infty, R} = \rho_{\infty} u_{\infty} R / \mu_{\infty}$;
 S — расстояние вдоль образующей тела от критической точки, мм;
 S_j — суммарная весовая доля частиц;
 T — температура, К;
 u — скорость, м/с.
 Индексы:
 ∞ — невозмущённый поток;
 c — расчётный;
 k — критическое сечение;
 θ — изэнтропическое торможение; без частиц;
 s — торможение за прямым скачком;
 p — частица, с частицами;
 j — вдуваемый газ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Экспериментальное** исследование течения, теплообмена и электрооптических явлений при обтекании тел сверхзвуковым аэродисперсным потоком / Э.Б. Василевский и др. // ЦАГИ — основные этапы научной деятельности 1993-2003». М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. С. 452—457.
2. **Чирхин А.В.** К вопросу о применении аэродинамических труб для моделирования движения в запыленной атмосфере // Учёные записки ЦАГИ. 2003. № 2.
3. **Василевский Э.Б.** Теплозащита поверхности тела от конвективного теплового потока путём вдува // АиГД. 2003. № 2. С. 37—48.
4. **Василевский Э.Б., Степанов Э. А., Струминская И.В.** Тангенциальный вдув газа в сверхзвуковой поток газа на лобовой поверхности затупленных тел // Труды 3-й Рос. нац. конф. по теплообмену. М.: Издательство МЭИ, 2002. Т. 8. С. 87—90.
5. **О применении** термоиндикаторных покрытий для исследования теплообмена при неизвестном распределении температуры восстановления / Э. А. Степанов, И.П. Провоторов // Труды ЦАГИ. Вып. 2340. 1987. С. 138—147.