

3. Лэдфорд Р. Л. Датчик для измерения удельного теплового потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах. В сб. Современная техника аэродинамических исследований при гиперзвуковых скоростях. М., «Машиностроение», 1965.
4. Бошняков Б. В., Ярославцев М. И. Многоканальные измерения тепловых потоков в аэродинамических установках кратковременного действия. В сб. Аэродинамические исследования, вып. 1. Новосибирск, 1972.
5. Севастьянов Р. М., Зыков Н. А. Уравнение состояния плотного газа. Теплофиз. высоких температур, 1972, т. 10, № 5.
6. Fleener W. A., Watson R. H. Convective heating in dust-laden hypersonic flows. AIAA Paper, 1973, No. 73, 761.

УДК 533.6.011.8

СОПРОТИВЛЕНИЕ ПАКЕТОВ ЦИЛИНДРОВ, ПОПЕРЕЧНО ОБТЕКАЕМЫХ ГАЗОМ ПРИ НИЗКИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

В. И. ГУРОВ, Е. Н. ИНОЗЕМЦЕВА, Ю. А. КОШМАРОВ,
С. Б. СВИРЦЕВСКИЙ

(Москва)

Сообщается о результатах экспериментального исследования сопротивления шахматных пучков труб в слаборазреженном потоке газа. Исследование проведено в изотермических условиях в диапазоне чисел Рейнольдса $Re=4.21-185$.

Поддавающее большинство исследований гидродинамических характеристик шахматных пучков цилиндрических труб в поперечном потоке газа проводилось в области чисел $Re \geq 2000$ [1-5]. Сопротивление пакетов труб при малых числах Рейнольдса ($Re < 500$) изучалось лишь в вязких капельных жидкостях [6-8].

Данная работа посвящена опытному изучению сопротивления шахматных пакетов цилиндрических труб, обтекаемых слаборазреженным газом. В качестве рабочего газа использовались воздух, аргон, гелий и углекислый газ. Газ из баллонов через дозирующие краны и расходомер направлялся в форкамеру и затем через сопло в рабочий участок, где он обтекал пакет труб, поступал в выходной ресивер и откачивался форвакуумными насосами в атмосферу.

Рабочий участок (см. фиг. 1) представлял собой канал 1 сечением $l_1 \times l_2 = 0.225 \times 0.290$ м² с пакетом труб, расположенных по равнобедренному треугольнику (поперечный шаг пучка $S_1 = 37.5$ мм, продольный шаг по потоку $S_2 = 32.5$ мм). Пакет состоял из 10 рядов. В каждом ряду шесть трубок. Геометрия пакета изменялась за счет съёмных труб 2 различного диаметра ($d = 16, 18, 20, 24$ мм). При этом относительные шаги пакетов σ_1 были равны $\sigma_1 = 2.345; 2.085; 1.875; 1.563$ ($\sigma_1 = S_1/d$, $\sigma_2 = 1/2 \sqrt{3} \sigma_1$). Габариты рабочего участка были выбраны таким образом, чтобы свести к минимуму влияние стенок канала. Для того чтобы результаты измерений можно было отнести к случаю бесконечного ряда трубок, у боковых стенок канала устанавливались полуцилиндры 3.

Изучение структуры течения газа перед пучком в начальном участке канала показало, что поля скоростей и температур, измеренные при помощи пасадак полного давления и термопарных зондов, были однородными во всем диапазоне рабочих режимов. Пограничный слой на стенках канала перед пучком труб при наибольших разрежениях занимал ничтожную часть сечения.

Перепад давления в потоке Δp перед пучком и за ним измерялся наклонным U-образным манометром, соединённым фторопластовыми трубками с приемными отверстиями 4 (см. фиг. 1). Максимальная погрешность измерения Δp не превышала $\pm 5-6\%$.

Давление в потоке p измерялось U-образным манометром, одно колено которого было соединено с приемным отверстием в стенке канала перед пучком 5, а другое — с вакуумной емкостью, где поддерживалась низкая плотность газа ($\sim 4 \times 10^{-3}$ мм рт. ст.). Погрешность определения p не хуже $\pm 3\%$. В качестве рабочей жидкости в манометрах использовался дибутилфталат.

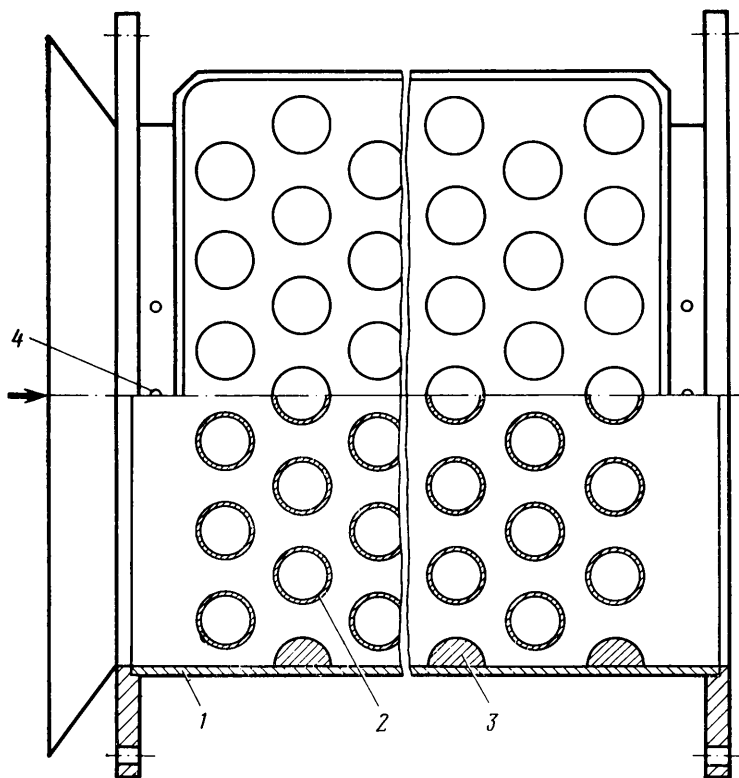
Расход газа измерялся расходомерным устройством, в котором поток газа ускорялся до скорости звука в критическом сечении сопла. Действительный расход газа вычислялся по формуле $G = aG_*$, где a — коэффициент расхода газа, характеризующий эффективную площадь минимального сечения сопла; G_* — теоретическое значение критического расхода [9].

Коэффициенты расхода для трех сопел, имевших различный диаметр критического сечения сопла d_* , определялись в предварительных экспериментах на вакуум-

ном тарировочном стенде. Опытная зависимость

$$a=f(\text{Re}_*) \quad \left(\text{Re}_* = \frac{4G}{g\pi d_* \mu_*}, \mu_* = f \left[\left(\frac{2}{k+1} \right) T_0 \right], k = \frac{C_p}{C_v} \right)$$

показана на фиг. 2. На графике точка 1 соответствует соплу с $d_* = 3$ мм, 2 — 4.15 мм и 3 — 5 мм. Для всех сопел при одинаковых значениях Re_* коэффициенты расхода



Фиг. 1

практически совпали. Данные по коэффициентам расхода для воздуха, как показали расчеты, применимы и для других газов (CO_2 , N_2 , Ar и др.).

В опытах с пакетами труб использовалось расходомерное сопло с $d_* = 5$ мм и копусностью 1:8 (его геометрия показана на фиг. 2). Полное давление на входе в расходомер p_0 измерялось датчиком давления электромеханического типа, протарированным по ртутному образцовому манометру. Точность измерения p_0 не хуже $\pm 1\%$. Измерение температуры торможения на входе в расходомер T_0 , а также температур корпуса рабочего участка и газа на входе и выходе из пакета осуществлялось компенсационным методом хромель-копелевыми термопарами диаметром 0.2 мм с помощью потенциометра P2/1. Погрешности измерения температур не превышали $\pm 0.1\%$.

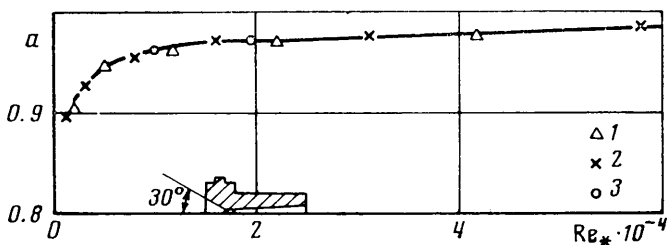
Изучение сопротивления пакетов цилиндров проводилось в изотермических условиях при $p = 57.8 - 1187.5 \text{ на}$ (0.434–8.9 мм рт. ст.), $u = G/(g\rho F) = 8 - 18 \text{ м/сек}$, где $F = l_1 \cdot (l_1 - 6d)$ — сечение канала в наиболее узкой части между трубами, $\text{Re} = Gd/(gF\mu) = 4.21 - 185$. Температуры стенок канала и газа в пакете были практически всюду одинаковыми (приблизительно равнялись температуре $T_0 = 285.4 - 296.6^\circ \text{ К}$). Плотность газа ρ вычислялась по среднему давлению в пучке.

Опытные данные были обработаны в виде зависимости (фиг. 3)

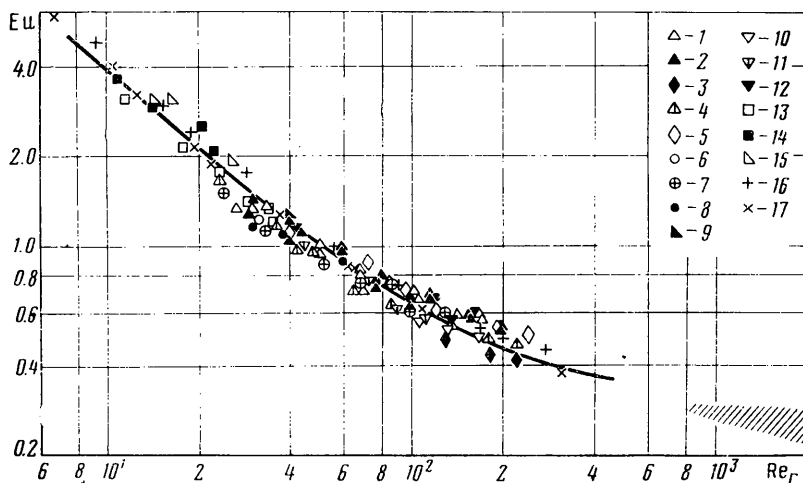
$$\text{Eu} = f(\text{Re}_r), \quad \text{Eu} = \Delta p / (\rho u^2 z),$$

где Eu — число Эйлера, отнесенное к одному ряду; $Re_r = \rho u d_r / \mu$ — число Рейнольдса, вычисленное по гидравлическому диаметру $d_r = d_4 \sigma_2 (\sigma_1 - 1) / \pi$. Максимальные погрешности определения чисел Эйлера могли составлять $\pm 10\%$.

На графике фиг. 3 точки 1–5 соответствуют опытам на воздухе, 6–9 — на аргоне, 10–12 — на углекислом газе и 13–15 — на гелии. Данные, отмеченные точками 1, 6, 7, 10, 11, 13, относятся к пакетам труб диаметром 24 мм; 2, 8, 12, 14 — 20 мм; 3, 4 —



Фиг. 2



Фиг. 3

18 мм и 5, 9, 15–16 мм. Опытные точки 4, 7, 11 получены на девятирядных пучках, остальные при $z=10$.

Из графика видно, что данные располагаются в виде единой опытной зависимости. Сопротивление пакетов цилиндров в исследуемой области практически не зависит от их геометрических характеристик (σ_1 , σ_2). В области больших чисел Re_r данные исследования совпадают с результатами (заштрихованная область на фиг. 3), полученными на воздухе для равносторонних шахматных пучков или близких к этому расположению ($\sigma_1=1.4-2$) [1–3, 6]. В области низких чисел Re_r результаты исследования сравнивались с опытами в вязких жидкостях [6–8] (данные для газовых потоков отсутствуют). На фиг. 3 точкой 16 отмечены данные в потоке масла для пучков труб $\sigma_1 \times \sigma_2 = 1.25 \times 1.083$ и точкой 17 — 1.5×1.3 [8].

Опытные данные для шахматных пакетов цилиндров, обтекаемых потоком газа, удовлетворительно описываются следующей аппроксимирующей формулой:

$$Eu = \frac{10\pi}{Re_r^{0.9}} [1 - 0.022 Re_r^{0.5} + 0.005 Re_r].$$

Расчеты по этой формуле нанесены на графике сплошной линией.

ЛИТЕРАТУРА

1. Антуфьев В. М., Белецкий Г. С. Теплопередача и аэродинамические сопротивления трубчатых поверхностей в поперечном потоке. М.—Л., Машгиз, 1948.
2. Кейс В. М., Лондон А. Л. Компактные теплообменники. М., «Энергия», 1967.
3. Boissier A., Chatillon M., Gautier D., Perez R., Marchand A. Les pertes de charge et le transfert thermique, côté gas, dans les échangeurs de chaleur à tubes lisses, à circulations orthogonales, Bull. Dir. étud. et rech., 1971, ser. A, № 2—3.
4. Чжень. Колебания подъемной силы, обусловленные вихревыми дорожками Кармана за одиночными круговыми цилиндрами и пучках труб. Ч. 1. Тр. Амер. о-ва инж.-мех. Конструирование и технология машиностроения, 1972, № 2.
5. Ishigai S., Nishikawa E., Nishimura K., Cho K. Experimental study on structure of gas flow in tube banks with tube axes normal to flow. Part 1. Karman vortex flow from two tubes at various spacings. Bull. JSME, 1972, vol. 15, No. 86.
6. Жукаускас А., Макарявичус В., Шланчяускас А. Теплоотдача пучков труб в поперечном потоке жидкости. Вильнюс, «Минтис», 1968.
7. Замков Д. Г. Исследование теплопередачи и гидравлического сопротивления судовых круглотрубчатых охладителей вязких жидкостей. Судостроение, 1959, № 5.
8. Bergelin O. P., Brown G. A., Hull H. L., Sullivan F. W. Heat transfer and fluid friction during viscous flow across banks of tubes 3. A study of tube spacing and tube size. Trans. ASME, 1950, vol. 72, No. 6.
9. Ариберг Б. Т. Обзор критических расходомеров для измерения газовых потоков. Тр. Амер. о-ва инж.-мех. Сер. D. Техническая механика, 1962, т. 84, № 4.

УДК 533.6.011.8 629.78.018.3

ОБ АЭРОДИНАМИЧЕСКОМ СЛЕДЕ В ГИПЕРЗВУКОВОМ СВОБОДНОМОЛЕКУЛЯРНОМ ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

А. П. НИКИФОРОВ, А. И. ОМЕЛИК

(Москва)

Экспериментально исследуется форма аэродинамического следа и течение в нем для случая, когда поток создается с помощью точечного источника и распространяется в неподвижном остаточном газе. Показано, что геометрия следа определяется взаимным расположением источника и модели, донное давление пренебрежимо мало, а течение в следе представляет собой часть набегающего потока, рассеянную остаточным газом. Величина поперечного скоростного отношения в невозмущенном потоке вдали от точечного источника на несколько порядков превышает величину продольного скоростного отношения.

Исследование течения в аэродинамическом следе является составной частью задачи об обтекании тела газом. В свободномолекулярной области структура следа исследована в основном теоретически [1—4], а экспериментально — лишь для случая ионизованного газа [5, 6]. В последнем случае основную роль в заполнении следа играют электрические поля, связанные с зарядом самого тела и с объемными зарядами вне его. В нейтральном газе заполнение следа происходит за счет теплового движения молекул [4]. Особый интерес представляет структура следа в расходящемся потоке, распространяющемся в неподвижном газе — случай, широко используемый в лабораторной практике. Однако аэродинамический след в течениях такого типа не исследован ни теоретически, ни экспериментально и для его моделирования используются пока световые методы (см., например, [7]). Эти методы, однако, далеко не полностью передают все свойства течений газа.

Целью настоящей работы является экспериментальное исследование формы аэродинамического следа и течения в нем для случая гиперзвукового свободномолекулярного расходящегося потока, распространяющегося в неподвижном остаточном газе. В качестве модели взята пластина, расположенная поперек потока.

Рассмотрим в первом приближении механизм образования следа в гиперзвуковом свободномолекулярном расходящемся потоке (фиг. 1). Пусть L — расстояние от источника I до модели 2, θ — угол Маха, δ — ширина тени, a — ширина модели, 3 — диафрагма, ограничивающая поперечный размер потока, 4 — измеритель потока. Обозначим S поперечное скоростное отношение, т. е. отношение скорости потока к средней тепловой скорости молекул в направлении, перпендикулярном скорости потока. Очевидно, что $\theta = \arctg 1/S$. Из геометрии течения можно получить следующее соотношение:

$$(1) \quad \frac{\delta}{a} = 1 + \left(\frac{a}{L} - \frac{2}{S} \right) \frac{x}{a}$$