

Для получения только стационарных характеристик первым шагом по формуле (2.1) определяются значения $\Delta\varphi_{\varepsilon}$ только от известных на S значений $\partial\varphi_{\varepsilon}/\partial n^i$. Вторым шагом определяются значения $\partial\varphi_{\varepsilon}/\partial n^i$ на σ и Σ' и т. д.

3. Примеры расчета. На фиг. 2 представлены результаты расчета (пунктир) производной коэффициента подъемной силы C_y^{α} и безразмерной координаты фокуса $X_F = m_z^{\alpha}/C_y^{\alpha}$ (m_z^{α} — коэффициент продольного момента) двух, расположенных друг над другом треугольных планов (биплан), расстояние между которыми составляло $0.6b$ (b — хордовая хорда). Характеристики отнесены к $2S$ (S — площадь одного плана), удлинение $\lambda = l^2/S$ (l — размах) равнялось четырем. Момент рассчитывался относительно носка крыла. Здесь же сплошной линией даны решения без учета влияния планов друг на друга.

На фиг. 3–5 приводятся результаты расчетов переходных функций коэффициентов давления на верхней поверхности треугольного крыла в присутствии перегородки в α -, Δ - и ω_z -задачах. На графиках цифрой 1 обозначены переходные функции при отсутствии перегородки, буквами A , B и C — переходные функции для соответствующих точек крыла, показанных на фиг. 3.

Поступила 29 I 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Белоцерковский С. М., Кудрявцева Н. А., Федотов Б. Н. Метод расчета аэродинамических характеристик крыльев сложной формы в плане с дозвуковыми передними и задними кромками. Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, № 2.
2. Белоцерковский С. М., Попыталов С. А. Расчет воздействия порыва на крыло с дозвуковыми передними и задними кромками. Изв. АН СССР, МЖГ, 1970, № 2.
3. Белоцерковский С. М., Скрипач Б. К., Табачников В. Г. Крыло в нестационарном потоке газа. М., «Наука», 1971.
4. Фридляндер Б. И. Крестообразное крыло конечного размаха в сжимаемом потоке. Докл. АН СССР, 1963, т. 151, № 6.
5. Воробьев И. Ф. К задаче обтекания сверхзвуковым потоком пересекающихся крыльев. Изв. АН СССР, МЖГ, 1974, № 1.
6. Morino L. Unsteady compressible potential flow around lifting bodies: general theory. AIAA Paper, 1973, No. 196.
7. Woodward F. A. An improved method for the aerodynamic analysis of wing — body — tail. Configurations in subsonic and supersonic flow, pt 1. Theory and Applic. NASA Contract Rept, May 1973, No. 2228.
8. Курант Р., Гильберт Д. Методы математической физики, т. 2. М.—Л., Гостехиздат, 1951.

УДК 533.6.011.55:536.24

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАСПРЕДЕЛЕННОГО ВДУВА НА ТЕПЛОВЫЕ ПОТОКИ В КРИТИЧЕСКОЙ ТОЧКЕ СФЕРЫ ПРИ ГИПЕРЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

В. В. БОШЕНИТОВ, Н. Г. ДРУКЕР, Л. Я. ТРЕЕР, М. И. ЯРОСЛАВЦЕВ

(Новосибирск)

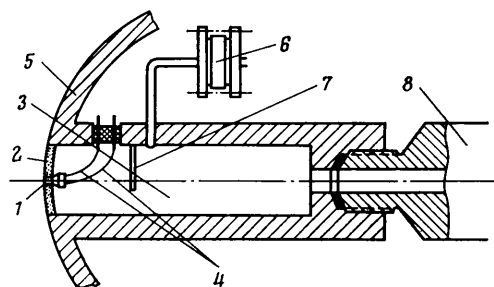
Интерес к активным методам теплозащиты при гиперзвуковых скоростях связан, в частности, с проблемой создания устройств многократного применения, когда желательным является сохранение формы тела.

Наиболее близкая к натурной область определяющих параметров может быть обеспечена в установках кратковременного действия, таких, как ударные или импульсные аэродинамические трубы.

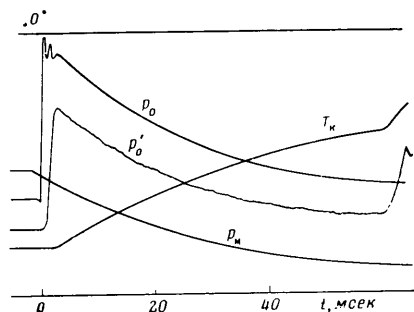
Однако экспериментов по изучению активных методов теплозащиты, например теплозащиты вдувом охлажденного газа в пограничный слой в установках кратковременного действия, практически не проводилось. Это объясняется существующим мнением, что продолжительность рабочего режима в таких установках может оказаться недостаточной для установления стационарной картины обтекания модели со вдувом. Эксперименты в ударной аэродинамической трубе, описанные в обзорной работе [1], отнюдь не рассеивают указанных сомнений.

В данной работе описана методика экспериментального исследования теплозащиты вдувом в установках кратковременного действия при гиперзвуковых скоростях обтекания и приведены соответствующие количественные результаты. Показано, что импульсные трубы с временем режима ~ 60 мсек могут служить надежным инструментом в такого рода исследованиях.

1. Экспериментально исследуется теплоотдача в окрестности критической точки сферически затупленного тела при наличии распределенного вдува охлаждающего газа. Простая форма обтекаемого тела выбрана, в частности, потому, что в рамках



Фиг. 1



Фиг. 2

теории пограничного слоя можно достаточно легко получить точное численное решение задачи.

Равномерный вдув обеспечивается фильтрацией охлаждающего газа через вставку из пористого вольфрама.

Характерные особенности проведения эксперимента в импульсной гиперзвуковой аэродинамической трубе ИТПМ ИТ-301 состоят в следующем. Эффективное время работы τ_p составляет 30–100 мсек. При практически постоянном значении числа Маха M в рабочей части давление торможения p_0 , а следовательно, и давление за прямым скачком p' уменьшаются за это время в несколько раз. Однако квазистационарность внешнего обтекания моделей, по крайней мере в отсутствие вдува, имеет место [2].

Расход вдуваемого газа определяется перепадом давления на пористой вставке и зависит от абсолютного значения давления. Давление со стороны трубы (на внешней стенке модели) равно p' и изменяется со временем. Поэтому в общем случае процесс фильтрации охлаждающего газа также является нестационарным, эту нестационарность можно приближенно определить некоторым характерным τ_b — временем выхода вдува на стационарный режим. Для того чтобы процесс вдува можно было считать квазистационарным, необходимо выполнение условия $\tau_b \ll \tau_p$. Кратковременность рабочего режима установки предъявляет также особые требования к измерительной и регистрирующей аппаратуре.

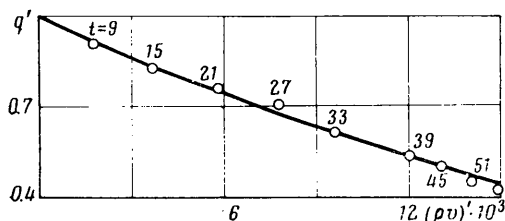
Разрешающая способность измерительного канала во времени датчик — усилитель — регистратор должна быть $\tau_r \ll \tau_p$.

Для обеспечения равномерного вдува через пористую вставку в районе установки датчика теплового потока последний должен быть достаточно миниатюрным.

2. ИТ-301 — гиперзвуковая импульсная аэродинамическая труба, работающая в диапазоне чисел $M=8-16$. Выходной диаметр конического сопла D_c 250 мм. Числа Рейнольдса могут изменяться от 10^5 до 10^8 $1/D_c$. Температура торможения 1000–4000° К. Продолжительность режима 30–100 мсек. Основной рабочий газ — азот.

Испытываемая модель 5 представляет собой комбинацию полусферы — цилиндра с соотношением $L/D=1$. Ее конструкция показана на фиг. 1. Основной узел — центральная часть — цилиндр 3 с внутренним объемом 10,15 см³, пористой вставкой 2 и калиброванными датчиком теплового потока 1. Вставка из пористого вольфрама, через которую выдувается охлаждающий газ (азот), имеет толщину 2 мм и диаметр 18 мм. Указанная толщина (при данных проницаемости и пористости вольфрама) была выбрана из условия, чтобы характерное время установления вдува было ~ 1 мсек. Для этого приближенно решалась задача об одномерной нестационарной фильтрации газа через однородное пористое тело при внезапном изменении давления перед ним и определялось время выхода на стационарный режим. Экспериментальная проверка подтвердила, что τ_b действительно не превышает 1 мсек.

Датчик теплового потока устанавливался посреди вставки, в критической точке модели. Схема установки датчика показана на фиг. 1. Для защиты проводов 4 тол-



Фиг. 3

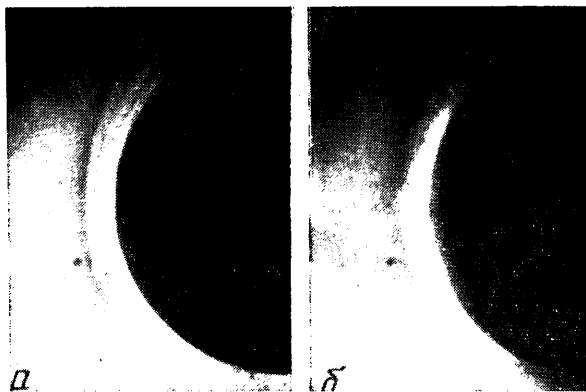
са изготавливалась из меди, а ее температура измерялась хромель-копелевой термопарой и регистрировалась непосредственно гальванометром шлейфового осциллографа. Полное время разрешения измерительной системы было ~ 2 мсек.

3. Запуск установки производился через 200–300 мсек после открытия электромагнитного клапана. За это время наполнялся объем внутри модели, устанавливался расход вдуваемого газа через пористую вставку и по всей трассе выравнивалась температура.

В момент запуска электромагнитный клапан закрывался и внутримодельный объем изолировался от остальной пневмотрассы. Давление газа внутри объема регистрировалось в течение всего режима. Начальное его значение изменялось в широких пределах, что позволяло варьировать расход вдуваемого газа, который рассчитывался по падению давления во внутримодельном объеме. Такая организация вдува сделала его практически безынерционным.

Кроме расхода вдуваемого газа в каждом эксперименте измерялись следующие параметры: начальное давление и температура газа в форкамере трубы (p_n и T_n) перед разрядом конденсаторной батареи, давление в форкамере $p_0(t)$ во время рабочего режима, полное давление за прямым скачком уплотнения $p_0'(t)$, удельный тепловой поток $q(t)$. В каждом эксперименте проводилась также скоростная киносъемка теневой картины обтекания модели.

На фиг. 2 приведена типичная осциллограмма записи измеряемых величин. Видно, что через 1–2 мсек в рабочей части устанавливается квазистационарный режим течения длительностью ~ 60 мсек. На осциллограмме показаны также зависимость от времени давления во внутримодельном объеме $p_m(t)$ и зависимость температуры калориметрической массы во времени $T_K(t)$.



Фиг. 4

Максимальная температура торможения в форкамере $T_0(0)$ и $\kappa_0(0)$ (соответствующие моменту времени $t=0$) определялись по измеренному давлению $p_0(0)$ и начальной плотности $\rho_n = \rho_0(0)$ с помощью уравнения состояния [5]. В последующие моменты времени T_0 и ρ_0 определялись по измеренному отношению $p_0(t)/p_0(0)$ при допущении, что тепловые потери в форкамере отсутствуют, а изменение параметров происходит по законам адиабатического истечения. Число Маха в рабочей части рассчитывалось по измеренному p_0'/p_0 с учетом реальных свойств азота.

Вдвух рассчитывался по экспериментальной зависимости давления внутри модели от времени и известной температуре охлаждающего газа. Массовый расход де-

щиной 20 мкм от воздействия струи перед отверстием устанавливается экранирующая пластинка.

Перед запуском трубы охлаждающий газ подавался в объем через электромагнитный клапан 8. Давление газа в объеме контролировалось малоинерционным индуктивным датчиком давления 6 ДМИ-6.

Принцип работы датчика теплового потока и методика его использования в ИТ-301 описаны в работах [3, 4]. Диаметр датчика со стороны калориметрической массы составлял 1.5 мм. Калориметрическая мас-

лился на площадь пористой поверхности, т. е. таким образом определялся усредненный удельный вдув. На фиг. 3 представлена обработка одного из пусков со вдувом: по оси абсцисс отложен относительный расход вдуваемого газа $(\rho v)' = (\rho v)_b / (\rho v)_\infty$, а по оси ординат — величина теплового потока, отнесенная к значению теплового потока в отсутствие вдува $q' = q_b / q_0$.

Из согласования результатов расчета (сплошная кривая), полученных в предположении стационарности обтекания, и экспериментальных данных, соответствующих различным моментам времени рабочего режима, следует, что все процессы в импульсной трубе можно считать квазистационарными (на фиг. 3 t указаны в мсек).

Величина расхода вдуваемого газа в эксперименте изменялась в диапазоне $(1.5-22) \cdot 10^{-3}$ г/сек, что соответствовало $(\rho v)' = (1.7-27) \cdot 10^{-3}$. Во всем указанном диапазоне никаких изменений во внешней картине обтекания (например, в расхождении отхода головной ударной волны) не наблюдалось.

На фиг. 4 приведены характерные кадры из кинограмм теневой картины обтекания модели: а) без вдува; б) с максимальным вдувом.

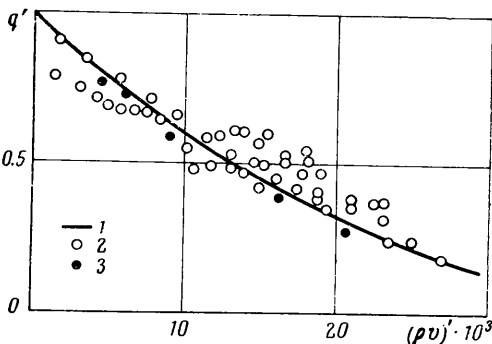
4. Результаты многочисленных экспериментов (для сферы с диаметром 30 мм — (2) и 50 мм — (3), проведенных в ИТ-301, представлены на фиг. 5 в виде зависимости $q_b/q_0 = f[(\rho v)_b/(\rho v)_\infty]$. Здесь же нанесена кривая 1, полученная численным расчетом уравнений ламинарного пограничного слоя в окрестности критической точки затупленного тела. Применимость такой модели для слабых вдувов подтверждена во многих работах.

Все эксперименты проведены при одинаковых начальных параметрах потока в ИТ-301: $p_0(0) = 705$ кг·см⁻², $T_0(0) = 2350^\circ$ К, $Re(0) = 5 \cdot 10^6$ 1/м и числа $M = 13.7$. При этом в течение квазистационарного рабочего режима параметры потока изменялись в диапазоне: $p_0 = (705-113)$ кг·см⁻², $T_0 = (2350-1550)^\circ$ К, $Re = (5-1.5) \cdot 10^{-6}$ 1/м. Поэтому каждый пуск соответствует не одной экспериментальной точке на фиг. 5, а некоторому диапазону вдувов и тепловых потоков.

В целом результаты экспериментов хорошо согласуются с расчетной кривой, что указывает на надежность полученных результатов, так как в данном случае расчетная кривая может быть принята за тарировочную. Отмеченное согласование подтверждает квазистационарность исследуемого явления в импульсной трубе. Оно также показывает, что реализованный в экспериментах вдув близок к однородному и установка миниатюрного датчика в критической точке модели не приводит к заметному изменению условий обтекания в его окрестности.

Общая среднеквадратичная погрешность экспериментальных точек, приведенных на фиг. 5, составляет по относительному вдуву $\pm 15\%$, по тепловому потоку $\pm 10\%$, т. е. практически все точки укладываются в «коридор ошибок».

Следует указать, что при разряде конденсаторной батареи происходит эрозия электродов в форкамере трубы, что приводит к загрязнению рабочего газа материалом электродов. Степень загрязнения зависит от многих факторов и может изменяться от пуска к пуску. Влияние загрязнения на тепловой поток к модели является недостаточно изученным, хотя известно [6], что при больших количествах и размерах твердых частиц в потоке газа оно может быть значительным. Результаты, полученные в данной работе и [2, 4], показывают, что при загрязнениях, имеющих место в ИТ-301, их влияние на тепловой поток к модели несущественно.



Фиг. 5

Поступила 4 III 1975

ЛИТЕРАТУРА

1. Rogers C. E., Mason R. P. Some recent advances in shot-duration aerodynamic testing techniques. AIAA Paper, 1966, No. 762.
2. Антонов А. С., Бошенятов Б. В., Гунько Ю. П., Дмитриев В. А., Ярославцев М. И. Измерения коэффициента лобового сопротивления и тепловых потоков на эталонных моделях в импульсной трубе ИТ-301 при $M=11.5$. В сб. Аэрофизические исследования, вып. 2. Новосибирск, 1973.

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. Бошнятов 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 П. 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. СВИРЩЕВСКИЙ

(Москва)

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

Подавляющее 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 опытного 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 равностороннему 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 съемных 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 относить 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 насадка 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, соединенным 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, имеющих различный диаметр критического сечения сопла d_* , определялись в предварительных экспериментах на вакуум-