

(соответственно, кривые 1 и 2) при одинаковом начальном распределении конденсата. Величина  $z$  в расчетах была принята равной 0,32, а  $p_0 = 40$  бар. При радиусе критического сечения  $r_* = 50-100$  мм и больше результаты расчетов отличаются в 10-15 раз.

Поступило 12 IV 1968

#### ЛИТЕРАТУРА

1. H o g l u n d R. F. Recent advances in gas-particle nozzle flows. ARS Journal, 1962, vol. 32, No. 5. (Рус. перев.: Хогланд Р. Ф. Последние достижения в исследовании течений газа с твердыми частицами в сопле. Ракетная техника, 1962, № 5.)
2. И л ь и н с к и й В. А. Статья редактора русского перевода в кн. «Гетерогенное горение», М., «Мир», 1967.
3. M a r b l e F. E. Mechanism of particle collision in the one-dimensional of gas-particle mixtures. Phys. of Fluids, 1964, vol. 7, No. 8.
4. Б а б у х а Г. Л., Ш р а й б е р А. А. Влияние соударений частиц полидисперсного материала на движение и межфазовый теплообмен в вертикальном двухфазном потоке. ПМТФ, 1966, № 4.
5. Б а б у х а Г. Л., Ш р а й б е р А. А. О движении полидисперсного материала в вертикальном потоке газа, ПМТФ, 1967, № 2.
6. G r o w e C. T., W i l l o u g h b y P. J. A mechanism for particle growth in a rocket nozzle. AIAA Journal, 1966, vol. 9. (Рус. перев.: Кроув С. Т., Уиллогби Р. Г. Механизм роста частиц в соплах реактивных двигателей. Ракетная техника и космонавтика, 1966, № 9.)
7. E s c h e n r o e d e r A. Q., B o y e r D. W., H a l l J. W. Nonequilibrium expansions of air with coupled chemical reactions. Phys. of Fluids, 1962, vol. 5, No. 5. (Рус. перев.: Эшенредер А. К., Боер Д. В., Холл Г. В. Неравновесное расширение воздуха при наличии химических реакций. Вопр. ракет. техн., 1963, № 2.)
8. Ф у к с Н. А. Механика аэрозолей. М., Изд-во АН СССР, 1955.
9. G a r l s o n D. J., H o g l u n d R. F. Particle drag and heat transfer in rocket nozzle. AIAA Journal, 1964, vol. 2, No. 11.
10. Б а р р е р М., Ж о м о т т А., В е б е к Б. Ф., Ванденкеркхове. Ракетные двигатели. М., Оборонгиз, 1962.
11. M a r b l e F. E., Droplet agglomeration in rocket nozzles caused by particle slip and collision. Astronaut. acta, 1967, No. 2.

#### ПРИМЕНЕНИЕ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ДИФFUЗОРОВ

В. М. АНУФРИЕВ, Г. И. КОЗЛОВ, Д. И. РОЙТЕНБУРГ

(Москва)

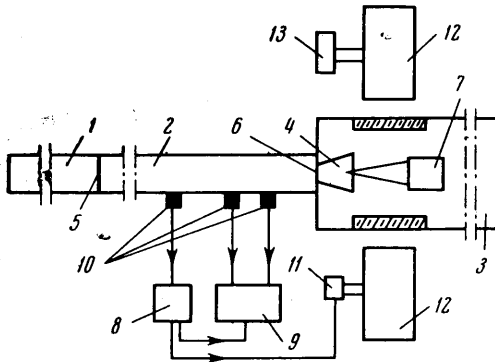
На ударной аэродинамической трубе проведено исследование запуска диффузора при числах Маха 8 и Рейнольдса  $10^6$ . Съемкой тепловых картины обтекания модели диффузора определено время установления головного скачка примерно 180 мксек и время развития зоны отрыва на центральном теле около 600 мксек. Показано, что величина площади горла запуска диффузора согласуется с расчетным значением.

Аэродинамические трубы кратковременного действия позволяют проводить исследования работы диффузора в сверхзвуковых потоках при числах Рейнольдса, соответствующих турбулентному пограничному слою на центральном теле [1]. Однако увеличение числа Маха набегающего потока в аэродинамических трубах такого типа приводит к существенному уменьшению чисел Рейнольдса. Получение потока с большими числами Маха и Рейнольдса возможно в ударной аэродинамической трубе. Но при исследовании диффузоров в такого рода установках возникает ряд специфических задач, связанных с кратковременностью действия и существенной нестационарностью течения в момент запуска [2].

Экспериментальная установка и модель. Экспериментальная установка, представляющая собой ударную аэродинамическую трубу, включает в себя ударную трубу с соплом и барокамеру. Принципиальная схема установки представлена на фиг. 1. Ударная труба состоит из камеры высокого давления, секции мембраны и шлифованного канала постоянного внутреннего сечения. Камера высокого давления длиной 3 м, внутреннего диаметра 90 мм рассчитана на максимальное рабочее давление 2000 атм. Секция мембраны, примыкающая к камере высокого давления, имеет переходный участок на диаметр 80 мм. Канал постоянного сечения диаметром 80 мм имел в этих опытах длину 9,1 м и рассчитан на рабочее давление 700 атм. Канал заканчивается рабочей секцией, вдоль которой были расположены три пьезодатчика давления из титаната бария, которые служат для измерения скорости распространения падающей ударной волны. Кроме того, первый по направлению движения па-

дающей ударной волны датчик будет запускающим, сигнал с него поступает на блок синхронизации и служит для запуска ждущих измерительных осциллографов и ламп — вспышки.

Ударная труба заканчивается соплом, которое крепится к торцу ударной трубы и располагается в барокамере. В опытах использовалось осесимметричное сопло с диаметром критического сечения 10 мм, спрофилированное таким образом, что радиус поперечного сечения изменяется с расстоянием вдоль оси по гиперболическому закону. Полуугол раствора сопла был равен  $15^\circ$ , диаметр выходного сечения сопла



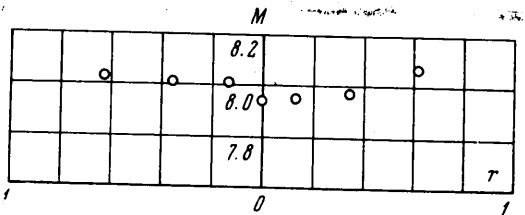
Фиг. 1. Схема экспериментальной установки; 1 — камера высокого давления; 2 — камера низкого давления; 3 — барокамера; 4 — сопло; 5 — мембрана камеры высокого давления; 6 — мембрана камеры низкого давления; 7 — модель диффузора; 8 — блок синхронизации; 9 — двухлучевой осциллограф; 10 — пьезодатчики; 11 — источник света; 12 — прибор Теплера; 13 — регистрирующий фотоаппарат

При работе ударной аэродинамической трубы в режиме «спитой» контактной поверхности в качестве толкающего газа использовался водород. Это обеспечивало продолжительность существования невозмущенного течения порядка нескольких миллисекунд. На первом этапе этой работы для генерирования ударных волн в камере высокого давления сжигалась водородокислородная смесь. Однородность горения смеси обеспечивалась принятием специальных мер для хорошего перемешивания и рассредоточенного поджигания смеси по длине камеры высокого давления. Хорошее перемешивание смеси достигается одновременным наполнением камеры через 60 вводов с тангенциальной подачей газа в канал. Одновременный и рассредоточенный поджиг по длине канала осуществляется натянутой по оси канала тонкой проволокой, на которую разряжается конденсатор.

Эксперименты проводились по двухмембранной схеме, при которой канал камеры низкого давления ударной трубы отделялся от сопла тонкой целлофановой мембраной. Это давало возможность отключать ударную трубу и барокамеру с соплом до разных начальных давлений; при этом сокращался период установления стационарного режима течения.

В качестве рабочего газа использовался азот. Опыты проводились при начальном давлении азота до 2 атм для чисел Маха падающей ударной волны порядка 4.5. Это соответствовало давлениям за отраженной ударной волной около 400 атм и температурам порядка 2800°. Указанные параметры состояния газа за фронтом отраженной ударной волны обеспечивали возможность исследования картины течения перед входом в диффузор для случая переходного пограничного слоя.

Испытывались модели лобового диффузора с центральным телом и площадью горла меньше (модели № 1 и № 2), равной (модель № 3) и больше (модель № 4) расчетной величины площади горла запуска. Величина площади горла запуска рассчитывалась по одномерной теории [1]. Контур центрального тела за сечением горла диффузора был одинаков для всех испытанных вариантов. Испытания проводились при одном числе Маха установившегося потока, равном 8, и числе Рейнольдса, равном  $4.3 \cdot 10^6$ . Число Рейнольдса определялось по параметрам потока на границе переходного пограничного слоя на центральном теле и по длине центрального тела.



Фиг. 2. Поле чисел  $M$  на срезе сопла

140 мм. Сопло рассчитано на полученные числа Маха стационарного потока  $M = 8$ . Поле чисел  $M$ , измеренное гребенкой трубок полного напора в аэродинамической трубе кратковременного действия, приведено на фиг. 2. Неравномерность поля чисел  $M$  составляет  $\pm 0.9\%$ .

Барокамера объемом  $0.8 \text{ м}^3$  откачивалась до давления  $10^{-2} \text{ мм рт. ст.}$  и имела смотровые окна диаметром 200 мм, в поле зрения которых располагались сопло и модель диффузора. Картина обтекания модели диффузора получалась однократной съемкой теплеровской картины прибором ИАБ-451. В качестве импульсного источника света использовалась лампа ИСП-70 со временем вспышки 5 мксек. Синхронизация вспышки лампы с исследуемым процессом течения осуществлялась специальной схемой с регулируемой задержкой.

**Результаты опытов.** Приводятся результаты первичной серии опытов, которые носят в основном качественный характер. Целью их было исследование течений, развивающихся при запуске диффузоров на гиперзвуковых скоростях полета. В результате проведенных экспериментов были также приближенно определены для данных моделей и условий опытов некоторые характерные времена установления течения, а именно время установления головного конического скачка уплотнения на центральном теле и время установления отрывной зоны в случае незапуска диффузора.

Рассмотрим течение в момент запуска диффузора. На теневых фотографиях (фиг. 3) видно последовательное развитие течения при нестационарном запуске модели № 1, у которой величина площади горла существенно меньше расчетной величины горла запуска. На первой фотографии зафиксировано течение через 115 мксек после разрыва целлофановой мембраны. Значительно большее, чем на последующих фотографиях, прилегание головного скачка к поверхности центрального тела свидетельствует о том, что течение еще не установилось и число Маха потока больше расчетного. Головной конический скачок имеет местные искривления, связанные с нестационарностью потока. Время установления головного конического скачка составляет примерно 180 мксек. Этот результат согласуется с имеющимися экспериментальными данными об установлении течения около клина [3]. После установления стационарного истечения из сопла диффузор обтекается сначала без отрыва потока. Перед входом устанавливается расчетное течение: головной скачок приходит на кромку обечайки. Затем перед входом в диффузор начинает развиваться отрывная зона. Начало зоны отрыва постепенно смещается к носку центрального тела. Развитие зоны отрыва происходит примерно за 500—600 мксек.

Испытания модели № 2, площадь горла у которой на 50% больше, чем у модели № 1, показали, что сначала диффузор запускается (фиг. 3, 5), а затем, как и в предыдущем случае, перед входом появляется отрыв потока. Но время до появления отрыва перед входом для модели № 2 больше, чем в первом случае.

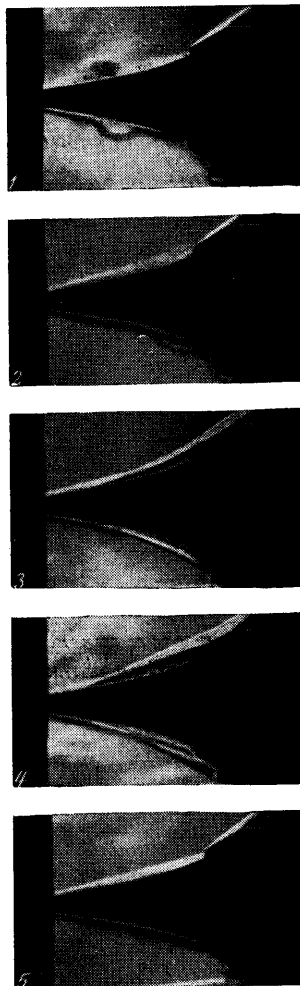
Модель № 3 с расчетным значением площади горла запускалась без отрыва потока перед входом. В исследованных пределах,  $\tau < 400$  мксек, отрыв перед входом не появился.

Модель № 4, площадь горла у которой на 80% больше расчетной величины площади горла запуска, в течение всего времени существования стационарного течения ( $\tau \approx 1 \cdot 10^{-3}$  сек) обтекалась без отрыва потока перед входом в диффузор.

Контрольные эксперименты, проведенные в аэродинамической трубе кратковременного действия, показали, что при тех же значениях чисел Маха и Рейнольдса диффузор запускается с площадью горла на 10% больше расчетной величины. Диффузоры, у которых площадь горла меньше расчетного значения, не запускаются, т. е. перед входом возникает отрыв потока с центрального тела.

Полученный в данной работе экспериментальный материал свидетельствует о том, что ударная аэродинамическая труба позволяет проводить в гиперзвуковом потоке при больших числах Рейнольдса исследования запуска диффузоров. При этом представляется возможным определить характерные времена установления течений в диффузоре. Возможность получения при испытаниях в ударной трубе характеристик диффузоров, например коэффициента восстановления полного давления, коэффициента расхода воздуха и т. д., существенно зависит от конструкции дроссельного и расходомерного устройств и является предметом отдельного исследования.

Полученные результаты являются первичными. В дальнейшем работа будет продолжена как с целью более подробного изучения характеристик самого потока, так и в направлении исследования запуска и работы диффузоров.



Фиг. 3. Теневые картины обтекания: 1, 2, 3, 4 — соответствуют модели 1 и значениям  $\tau = 115, 180, 285, 560$  мксек; 5 — модели 2 при  $\tau = 240$  мксек

Поступило 4 IV 1968

## ЛИТЕРАТУРА

1. Герман Р. Сверхзвуковые входные диффузоры. М., Физматгиз, 1960.
2. Williams R. Application of pulse facilities to inlet testing. J. Aircraft, 1964, No. 5.
3. Герцберг А., Логан Дж. Применение ударной трубы для исследования высокотемпературных явлений в воздухе при полетах с большими скоростями. Ударные трубы. Сб. статей. Изд-во иностр. лит., 1962.

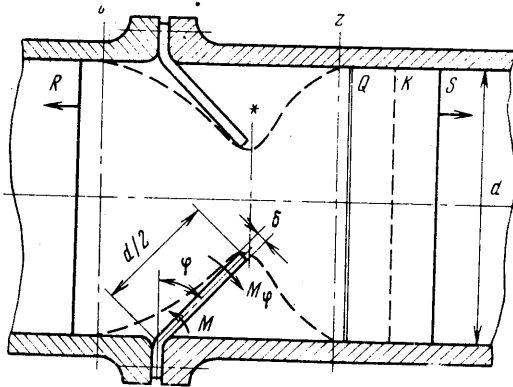
### РАСЧЕТ ДВИЖЕНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ И ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА ПРИ НЕМГНОВЕННОМ ОТКРЫТИИ ДИАФРАГМЫ В УДАРНОЙ ТРУБЕ

Ж. С. ДУНЦОВА, И. В. ЕРШОВ, В. Т. КИРЕЕВ, Е. И. РУЗАВИН

(Москва)

Приводятся результаты расчетов изменения скорости движения ударной волны при открытии диафрагмы и параметров толкающего и толкаемого газов на разгонном участке однодиафрагменной ударной трубы. Рассчитанные величины в некоторых случаях сравнены с экспериментально измеренными.

Известно, что на начальном участке движения ударной волны в ударной трубе основным фактором, определяющим отклонения характера течения от предсказываемого по идеальной теории [1, 2], является немгновенность раскрытия диафрагмы [1-3]. С немгновенностью раскрытия диафрагмы связано ускорение ударной волны на разгонном участке [1-3], наличие неоднородного течения в окрестности диафрагмы [2, 4, 5], наблюдаемая в экспериментах неоднородность плотности толкаемого газа [6]



Фиг. 1

и увеличение максимального значения скорости ударной волны по сравнению с идеальной теорией [3]. В работе [3] предложена расчетная схема, позволяющая учесть из указанных выше отклонений от идеальной схемы ударной трубы только увеличение наибольшего по длине трубы значения скорости ударной волны. Предложенная в [7] схема течения, которая использована в данной работе, позволяет определить характер раскрытия диафрагмы и связанное с этим изменение скорости ударной волны и параметров потока толкающего и толкаемого газов.

1. Вблизи диафрагмы в процессе ее раскрытия возникает пространственное неустановившееся течение, расчет которого численным методом представляется весьма затруднительным. В используемой здесь схематизации течения [7], представленной на фиг. 1, предполагается, что газ в камере высокого давления расширяется в одномерной неустановившейся волне разрежения  $R$ , а параметры газа, прошедшего через эту волну, в сечении  $l$ , в критическом сечении  $*$  и в сечении  $z$  (в котором расширяющаяся струя толкающего газа достигает стенок камеры) связаны между собой в каждый момент времени уравнениями одномерного установившегося течения (квазистационарное течение).

Если принять, что течение на квазистационарном участке изэнтропическое, то система уравнений, связывающая параметры толкающего газа от исходных до сечения  $z$ , в совокупности с законом изменения площади проходного сечения  $f_* = f_*(t)$  во времени  $t$  позволяет определить параметры сверхзвукового потока в сечении  $z$  в функции времени. Очевидно, изменение последних определяет дальнейшее течение, которое будем считать одномерным и нестационарным. Здесь так же, как и в работе [3], не учитывается отражение потока от стенок трубы.

За координату  $x$  сечения  $z$  приближенно принимается координата сечения, в котором устанавливается диафрагма, поскольку участок с существенно двумерным течением вблизи диафрагмы согласно [4] существенно меньше всего разгонного участка.