

УДК 533.697.3

## ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ДИФФУЗОРОВ В УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

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

(Москва)

В ударной аэродинамической трубе при  $M = 8$  проведено исследование запуска диффузора при переменных числах  $Re$  и снята его дроссельная характеристика. Полученные результаты позволяют сделать вывод о возможности исследования диффузоров в такого рода трубах.

В [1] была показана принципиальная возможность определения величины горла запуска диффузора в ударной аэродинамической трубе и измерено время установления течения в канале диффузора, которое составляло  $\sim 300$  мксек. Эта статья посвящена дальнейшему исследованию работы диффузора при переменных числах Рейнольдса и определению дроссельной характеристики, в частности коэффициента восстановления полного давления.

**1. Экспериментальная установка и методика исследования.** Экспериментальная установка представляла собой ударную аэродинамическую трубу, подробное описание которой приведено в [1]. Отличие установки, использованной в этой работе, от описанной в [1] заключалось в относительном уменьшении длины камеры низкого давления, что привело к увеличению времени существования стационарного течения в сопле. Длина камеры низкого давления в опытах 5 м, длина камеры высокого давления 3 м. В работе использовалось сопло, рассчитанное на число Маха стационарного потока  $M = 8$ . Неравномерность поля чисел  $M$  составляла  $\pm 0,9\%$ .

В качестве толкающего газа в опытах использовался водород, в качестве рабочего газа — азот. Давление водорода в камере высокого давления  $\sim 115$  ата, начальное давление азота в камере низкого давления 4 ата.

В опытах измерялись скорость распространения падающей ударной волны, величина давления за отраженной ударной волной перед входом в сопло, а также значения давлений в различных точках исследуемых моделей диффузора. Кроме того, было определено время истечения рабочего газа через сопло. Измерения скорости ударной волны и давления производились с помощью миниатюрных пьезоэлектрических датчиков. Все датчики давления калибровались при помощи слабых ударных волн; точность калибровки составляла  $\pm 7,5\%$ .

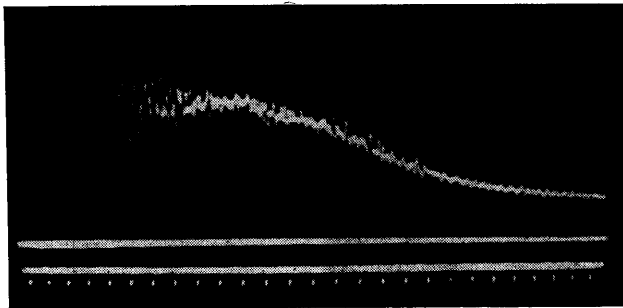
Для определения времени истечения рабочего газа через сопло использовался пленочный датчик, установленный на выходе из сопла. Датчик был изготовлен из платиновой пасты, нанесенной на стеклянную основу. В качестве регистрирующей аппаратуры для записи хода давления и температуры использовались осциллографы с полосой частот от 20 до  $2 \cdot 10^8$  гц, к которым через катодные повторители с входным сопротивлением  $10^{11}$  ом подключались пьезоэлектрические датчики.

Весь комплекс аппаратуры обеспечивал запись изменения параметров с длительностью переднего фронта не хуже 1 мксек и спада плоской вершины импульса за время 0,1 сек не более чем на 5%. Наибольшая длительность измерений составляла 20 мсек.

Для визуального наблюдения обтекания моделей диффузоров применялся теневой прибор ИАБ-451, спаренный со скоростной лупой времени

ЛВ-04, которая изготавливалась на основе электроннооптического преобразователя УМИ-93. Прибор ЛВ-04 работал в ждущем режиме покадровой съемки. Частота следования кадров варьировалась в зависимости от поставленной задачи и составляла в разных опытах 10, 100, 300 и 500 *мксек*. Минимальное время экспозиции кадра 5 *мксек*. Всего на экране ЭОП размещалось 16 кадров.

Соединение теневого прибора с «лупой времени» осуществлялось по специальной схеме, которая обеспечивала точное совмещение положения изображения на входном экране ЭОП с его электростатической щелью.



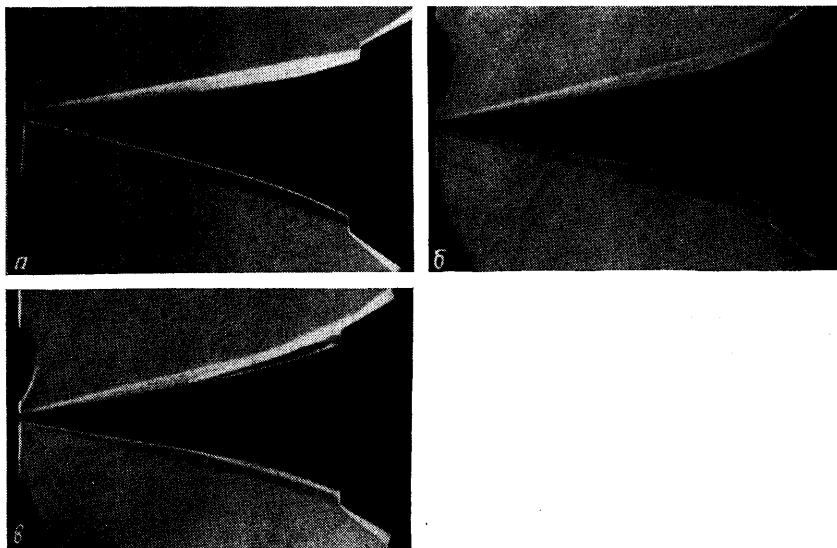
Фиг. 1

Масштаб изображения определялся взаимным расположением объективов и мог охватывать поле изображения от  $10 \cdot 10$  до  $200-200 \text{ мм}^2$ . Съемка с высокой степенью разрешения осуществлялась методом однократного фотографирования. Идентификация снимков осуществлялась по кинограммам ЛВ-04. В качестве источника света для однокадровой съемки использовался искровой разрядник, описанный в [2]. Синхронизация начала работы осциллографов, ЛВ-04 и искрового разрядника осуществлялась с помощью стандартного генератора Г-5-15 от стартового датчика.

Измерения показали, что число Маха падающей ударной волны для указанных выше начальных условий хорошо согласовалось с расчетным значением и равнялось  $M = 3.0 \pm 0.05$ . Расчетное значение давления за отраженной ударной волной перед соплом для числа  $M = 3$  составляет  $\sim 200 \text{ ата}$ , при этом температура равнялась  $1550^\circ \text{ К}$ . Анализ осциллограммы давления за отраженной ударной волной, представленной на фиг. 1 (длительность одной метки 200 *мксек*), показывает, что давление на уровне 200 *ата* сохраняется в течение 1.2 *мсек*, а затем на протяжении еще 1.3 *мсек* спадает по уровня 100 *ата*. Такой спад давления, по-видимому, связан с взаимодействием отраженной от торца ударной волны с контактной поверхностью. Анализ осциллограммы, характеризующей состояние потока на выходе из сопла и полученной с помощью пленочного датчика, показал, что в течение по крайней мере 10 *мсек* из сопла истекает рабочий газ (азот), что также согласуется с расчетом.

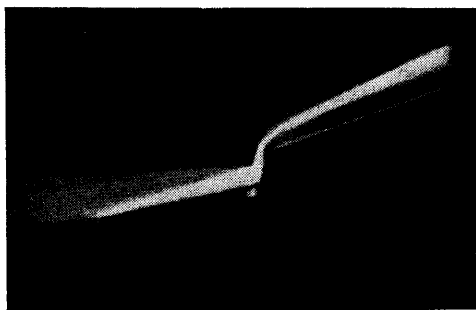
В опытах испытывались модели лобового диффузора с центральным телом и относительной площадью горла  $F_m = 0.12, 0.16, 0.21$  (значение площади горла  $F_m = 0.12$  равно площади горла запуска). Испытания проводились при числе Маха установившегося потока, равном 8, и переменных числах  $Re$ , соответствующих как переходному, так и ламинарному режимам течения в пограничном слое на центральном теле. Число Рейнольдса определялось по параметрам потока на границе пограничного слоя и по длине центрального тела.

**2. Работа диффузора при переменных числах  $Re$ .** Эксперименты проводились следующим образом. После разрыва расположенной перед соплом мембраны и формирования стационарного течения модель обтекается сначала потоком с высоким давлением торможения, а затем (в ходе опыта) давление торможения уменьшается, что приводит к уменьшению числа  $Re$  потока. Исследования показали следующее. При числах  $Re$ , близких



Фиг. 2

к границе установления турбулентного пограничного слоя, диффузор с  $F_m = 0.12$  запускается. Уменьшение числа  $Re$  приводит к появлению перед плоскостью входа отрыва пограничного слоя на центральном теле. При дальнейшем уменьшении числа  $Re$  длина зоны отрыва увеличивается — точка начала отрыва отходит все дальше от плоскости входа. Последовательные теневые фотографии обтекания модели при различных числах  $Re$ , соответствующие времени 1, 2.8 и 4.3 мсек, приведены на фиг. 2, а, б, в.



Фиг. 3

На фиг. 3 представлена в крупном масштабе область входа в горло диффузора в момент, соответствующий фиг. 2, б.

Увеличение относительной площади горла приводит к затягиванию момента появления отрыва потока перед входом до более низких чисел  $Re$ . Так, диффузор с  $F_m = 0.21$  запускается во всем исследованном диапазоне чисел  $Re$ . На фиг. 4 приведена полученная зависимость числа  $Re$ , при котором появляется отрыв перед входом, от величины  $F_m$  диффузора.

Картина течения в момент появления отрыва перед входом зависит от режима работы диффузора. Так, если число Маха набегающего потока  $M_n$ , меньше или равно числу Маха, на которое спрофилировано центральное тело диффузора  $M_p$ , т. е. скачок от носка центрального тела приходит на

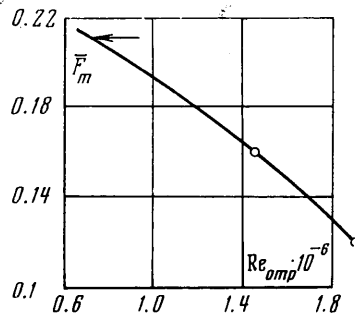
кромку обечайки или мимо нее, то отрыв развивается так, как было показано в [1]. При числах  $M_n > M_p$ , т. е. когда головной скачок приходит на внутреннюю поверхность обечайки, перед обечайкой появляется отошедшая ударная волна, а на центральном теле перед входом развивается отрыв пограничного слоя. Появление отошедшей от обечайки ударной волны можно объяснить следующим образом. Известно, что при числах  $M_n > M_p$ , головной скачок уплотнения, попадая на внутреннюю поверхность обечайки, вызывает отрыв пограничного слоя на ней. Эта отрывная зона начинается непосредственно от кромки обечайки. Перед зоной отрыва возникает косою скачок уплотнения, который при некоторых условиях пересекается с головным скачком уплотнения с образованием мостообразного скачка. Если площадь горла диффузора мала для запуска диффузора при наличии дополнительных потерь, обусловленных образованием мостообразного скачка, то перед обечайкой образуется отошедшая ударная волна. В опытах при уменьшении числа  $Re$  наступал момент, когда величина  $F_m$  становилась недостаточной для запуска диффузора, и перед входом наряду с отрывом потока появлялась и отошедшая ударная волна.

**3. Определение коэффициента восстановления давления в диффузоре.** Одной из важнейших характеристик диффузора, определяющей его эффективность, может служить коэффициент восстановления их давления  $\sigma_g$  [3].

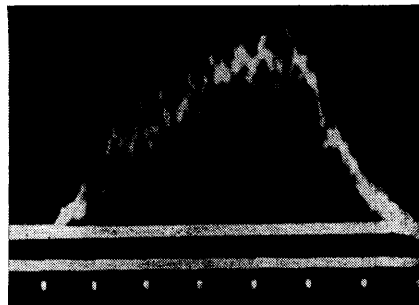
В аэродинамических трубах величину  $\sigma_g$  определяют, как правило, дросселируя канал за диффузором с помощью какого-либо механического устройства. В ударных аэродинамических трубах применение такого типа механизмов для снятия дроссельной характеристики затруднительно из-за малой длительности эксперимента. Поэтому был предложен новый метод снятия дроссельной характеристики в этих условиях. Суть его в следующем. Испытывалась модель диффузора, полностью задросселированная перед началом эксперимента. После запуска ударной аэродинамической трубы в диффузоре устанавливается течение, но так как проток отсутствует, происходит накачка объема за горлом диффузора. На фиг. 5 приведена осциллограмма записи статического давления в этом диффузоре (длительность одной метки 200 мк·сек).

Максимальная величина, до которой поднимается статическое давление (в данном случае давление торможения в диффузоре), будет соответствовать величине  $(\sigma_g)_{\max}$ . После этого происходит быстрое падение давления, что связано с вытеканием газа из диффузора. Измеряя величины давлений торможения в диффузоре и перед соплом, можно определить величину  $(\sigma_g)_{\max}$ .

На теневых фотографиях (фиг. 6, а, б, в, г, д), которые соответствуют временам 0,7, 1,2, 1,7, 3 и 4,5 мсек после начала истечения из сопла, полученных с помощью однократной съемки и приборов ЛВ-04, видно, что вна-



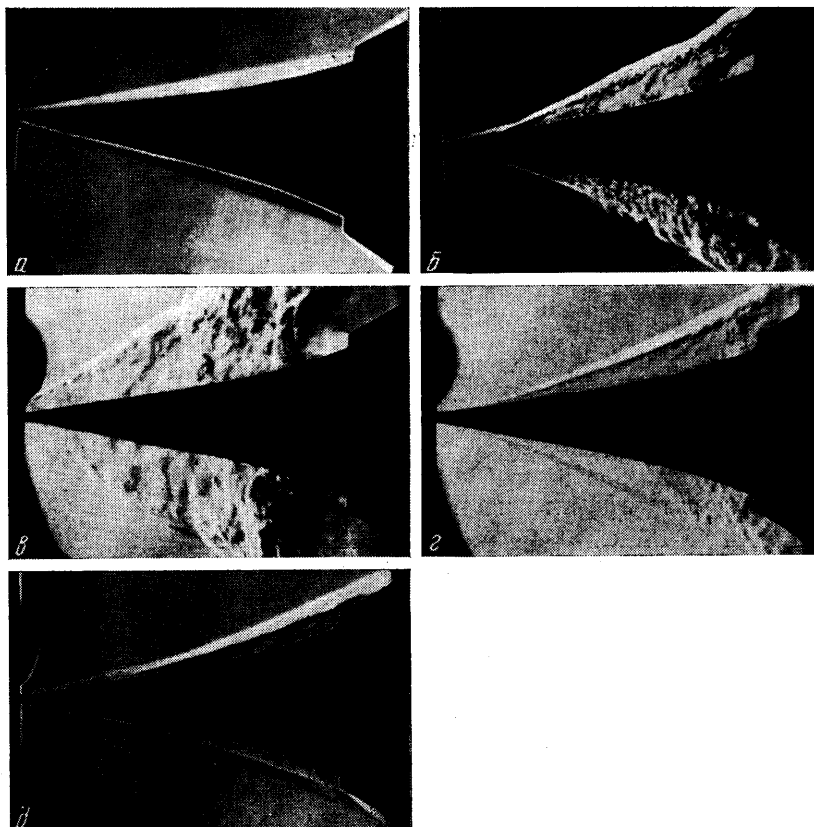
Фиг. 4



Фиг. 5

чале устанавливается течение, соответствующее запуску диффузора. Время, в течение которого оно сохраняется,  $\sim 1$  мсек, что соответствует участку подъема давления на осциллограмме.

Затем начинается вытекание газа из диффузора, при этом вытекающий газ распространяется против набегающего потока и возмущает последний вплоть до носка центрального тела. По мере уменьшения вытекания газа



Фиг. 6

область возмущения уменьшается, и перед входом в диффузор устанавливается течение с отрывом, аналогичное реализующемуся в диффузорах с площадью горла, которая меньше площади горла запуска ( $F_m < F_3$ ) [3].

Величина коэффициента восстановления полного давления, измеренная описанным выше методом, оказалась равной  $\sigma_g \approx 0.03$ , что удовлетворительно согласуется с расчетным значением, определенным по формуле  $\sigma_g = \varphi_g / F_m q(M_n)$ , справедливой для диффузоров с  $F_m > F_3$ .

Полученные результаты свидетельствуют о том, что в ударной аэродинамической трубе можно проводить исследования работы диффузоров при различных режимах обтекания и определять их характеристики.

На основании полученных экспериментальных данных можно сделать следующие выводы:

1) в случае переходного или ламинарного течения в пограничном слое на центральном теле диффузора величина площади горла запуска зависит от числа  $Re$ ;

2) в зависимости от режима работы диффузора ( $M_n > M_p$  или  $M_n \leq M_p$ ) в момент появления отрыва потока реализуются различные схемы течения: отрыв потока и отошедшая от обечайки ударная волна в первом случае, и отрыв потока во втором;

3) предложен и апробирован метод определения коэффициента восстановления полного давления в диффузоре в условиях ударной аэродинамической трубы.

В заключение авторы благодарят Ю. А. Баканова и А. И. Борискина за помощь в работе.

Поступило 23 VI 1970

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Ануфриев В. М., Козлов Г. И., Ройтенбург Д. И. Применение ударной аэродинамической трубы для исследования диффузоров. Изв. АН СССР, МЖГ, 1969, № 2.
2. Хеншелл Б. Д. Некоторые аспекты использования ударных труб в аэродинамических исследованиях. Сб. «Ударные трубы», М., Изд-во иностр. лит., 1962.
3. Орлов Б. В., Мазинг Г. Ю., Рейдель А. Л., Степанов М. Н., Топчиев Ю. И. Основы проектирования ракетно-прямоточных двигателей для беспилотных летательных аппаратов. М., «Машиностроение», 1967.