

УДК 533.607.14

## **ИССЛЕДОВАНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ГИПЕРЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ АТ-303. ЧАСТЬ 1. ПОЛЯ СКОРОСТЕЙ**

**А.М. ХАРИТОНОВ, В.И. ЗВЕГИНЦЕВ, Л.Г. ВАСЕНЕВ, А.Д. КУРАЕВА,  
Д.Г. НАЛИВАЙЧЕНКО, А.В. НОВИКОВ, М.А. ПАЙКОВА, В.Ф. ЧИРКАШЕНКО,  
Н.В. ШАХМАТОВА, С.И. ШПАК**

*Институт теоретической и прикладной механики  
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

Описаны конструкция и принцип работы новой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-303. Представлены результаты систематических исследований распределения скоростей как на срезе сопла, так и в зоне расположения моделей. Зондирование полей скорости производилось с помощью гребенок приемников полного давления и было выполнено в диапазонах чисел Маха от 7,6 до 19,7 и единичных чисел Рейнольдса  $Re_1 = (0,25-3,64) \cdot 10^7$ .

В Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской Академии наук введена в эксплуатацию новая гиперзвуковая аэродинамическая труба адиабатического сжатия АТ-303, созданная по инициативе директора института чл.-корр. РАН В.М. Фомина, в разработке которой принимали участие сотрудники Института гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН и Конструкторско-технологического института гидроимпульсной техники СО РАН. Новая труба предназначена для исследований аэротермодинамических проблем, относящихся к созданию перспективных летательных аппаратов с прямоточными воздушно-реактивными двигателями [1, 2].

От существующих аэродинамических труб АТ-303 отличается:

- новой оригинальной конструкцией, обеспечивающей получение потока с экстремальными рабочими характеристиками;
- воспроизведением натуральных значений числа Рейнольдса в гиперзвуковом диапазоне скоростей за счет высокого давления рабочего газа в форкамере;
- большой продолжительностью времени рабочего режима (20–200 мс при постоянном давлении), достаточной для получения установившегося течения;
- высокой степенью чистоты потока — отсутствуют диссоциация рабочего газа, а также химические и механические примеси.

В настоящей статье приведены результаты выполненной программы исследований по измерению поля скоростей в рабочей области создаваемого потока на срезе конического сопла аэродинамической трубы АТ-303.

### **АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ ТРУБА АТ-303**

Общий вид аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-303 показан на рис. 1. Основу АТ-303 составляет действующая модель (1:2,5) источника рабочего газа, разработанная совместно Институту гидродинамики

им. М.А. Лаврентьева и Конструкторско-технологическим институтом гидроимпульсной техники и изготовленная в Сибирском отделении РАН [1, 2]. Схема работы источника рабочего газа показана на рис. 2. В исходном положении клапан в форкамере 4 закрыт, а поршни в отсеке высокого давления 3 разведены в крайнее положение. Непосредственно перед пуском форкамера объемом  $6,4 \text{ дм}^3$  заполняется через клапан рабочим газом с давлением до 20 МПа и температурой до 950 К через подогреватель 7 кауперного типа. После этого толкающий газ (воздух) из ресиверов 1 под давлением до 35 МПа поступает на поршни гидравлических мультипликаторов 2 первой ступени, где за счет разности площадей в 6,7 раз повышается давление жидкости на другой стороне поршня до 150 МПа.

Давление жидкости передается на поршни в силовом цилиндре 3, которые представляют собой мультипликаторы давления второй ступени, и давление здесь возрастает еще в 2,1 раза. Поршни силового цилиндра начинают двигаться навстречу друг другу и производят адиабатическое сжатие рабочего газа в форкамере до давления 300 МПа, при этом температура газа возрастает до 2500 К. Конкретное значение давления толкающего газа выбирается в зависимости от требуемого значения максимального давления в форкамере с учетом коэффициента мультипликации.

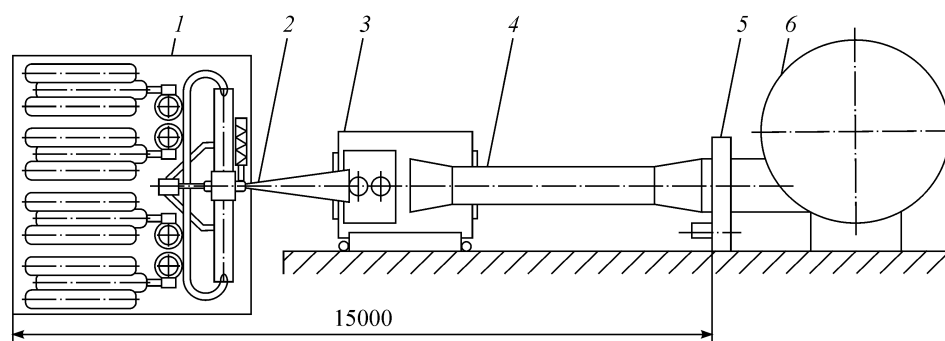
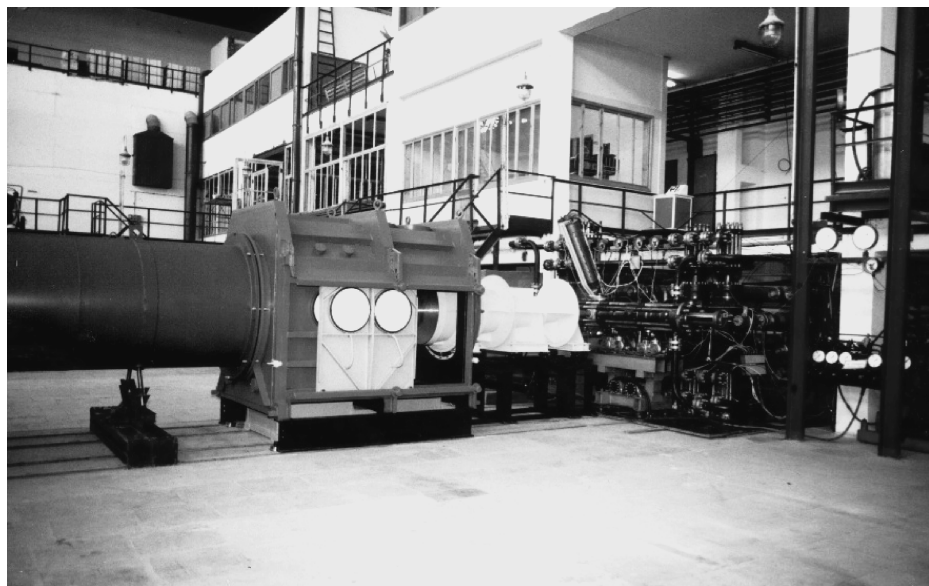


Рис. 1. Общий вид гиперзвуковой аэродинамической трубы адиабатического сжатия АТ-303.  
1 — источник рабочего газа, 2 — коническое сопло, 3 — рабочая часть, 4 — выхлопной диффузор,  
5 — вакуумный затвор диаметром 1200 мм, 6 — выхлопная вакуумная емкость.

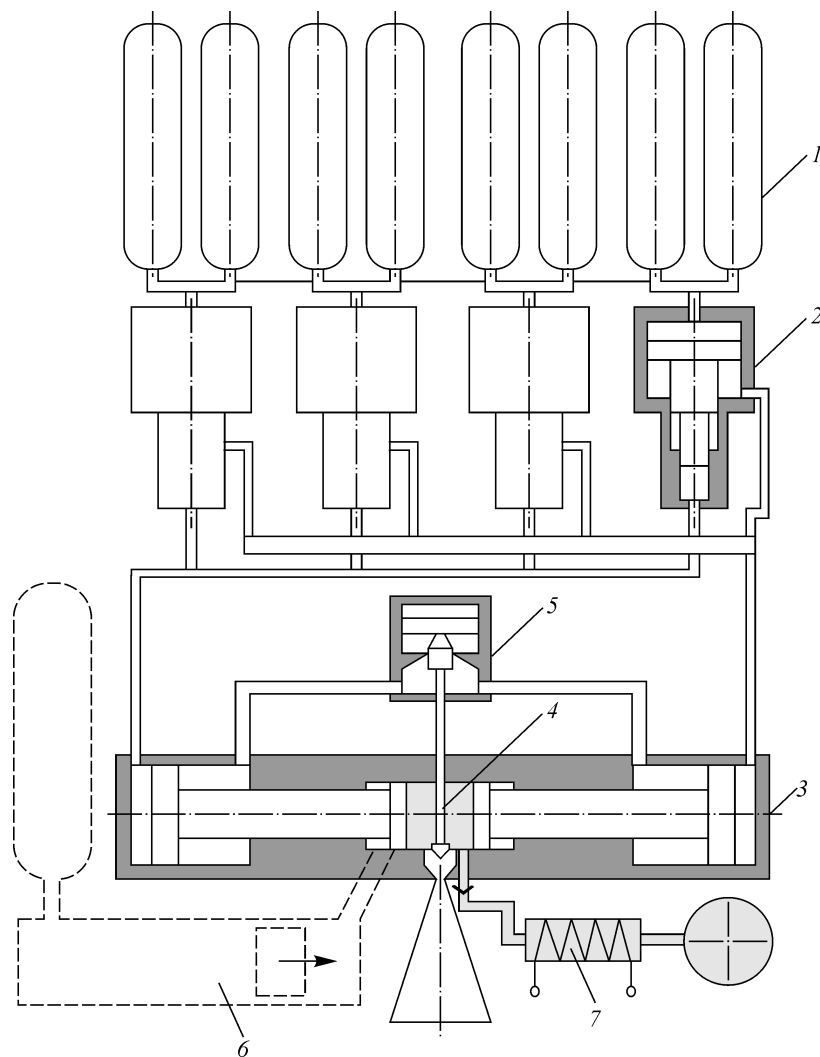


Рис. 2. Принципиальная схема источника рабочего газа.

1 — ресиверы сжатого газа, 2 — мультипликаторы давления, 3 — отсек высокого давления, 4 — форкамера, 5 — регулятор, 6 — нагреватель с адиабатическим сжатием, 7 — омический подогреватель.

После окончания сжатия открывается специальный затвор в 4 и происходит истечение рабочего газа через сопло (см. рис. 2). В процессе истечения поршни продолжают двигаться, поддерживая практически постоянные параметры торможения во время рабочего режима. Скорость движения поршней регулируется перетеканием жидкости в регуляторе 5. Остановка поршней означает окончание рабочего режима. Следует отметить, что скорость движения поршней не превышает 3 м/с, поэтому не возникает проблем с осевым ударом из-за отдачи при остановке поршней, что характерно для известных установок адиабатического сжатия с тяжелым поршнем. Аэродинамическая труба АТ-303 с электрическим подогревателем кауперного типа обеспечивает от 1 до 3,6 дм<sup>3</sup> сжатого воздуха при давлении от 100 до 300 МПа и температуре 1300–2500 К. Этого объема воздуха достаточно для получения рабочего режима продолжительностью от 20 до 200 мс в диапазоне чисел Маха  $M = 8-15$  при сопле с диаметром среза  $D = 300$  мм и  $M = 15-20$  при сопле с  $D = 600$  мм (см. рис. 1).

Другие элементы трубы АТ-303 являются типичными для гиперзвуковых аэродинамических труб: осесимметричное сверхзвуковое сопло, рабочая часть, выхлопной диффузор и вакуумная емкость.

Сверхзвуковое сопло трубы АТ-303 — коническое с полным углом раскрытия  $16^\circ$  (рис. 3). Две секции сопла позволяют иметь  $D = 300$  или  $600$  мм. Рабочая часть трубы размерами  $1750 \times 2000 \times 2500$  мм выполнена в виде камеры Эйфеля. Стыковка рабочей части с соплом осуществлена через разделительную резиновую прокладку, и вибрации сопла не передаются на конструкцию рабочей части. Внутри рабочей части на специальном виброизолированном фундаменте размещена металлическая плита для установки моделей и измерительного оборудования. В боковые и верхние стенки вставлены восемь оптических окон диаметром  $400$  мм для проведения оптических измерений и визуализации картины обтекания модели. Внутри рабочей части располагается альфа-механизм, который позволяет изменять угол атаки испытываемой модели и ее положение по направлению оси сопла (рис. 4). Управление механизмом и перемещение модели могут производиться с помощью внешних приводов без разгерметизации рабочей части.

На выходе из рабочей части устанавливается сменный подвижный диффузор. Имеется набор диффузоров с диаметрами горла  $400$  и  $800$  мм, соответствующих соплам диаметрами  $300$  и  $600$  мм. Диффузор помещается внутрь трубы диаметром  $1200$  мм, которая соединяет рабочую часть с выхлопной системой установки.

Выхлопная система включает две емкости объемом по  $110 \text{ м}^3$  (см. рис. 1). С учетом выхлопного тракта и рабочей части общий откачиваемый объем вакуумной системы составляет  $260 \text{ м}^3$ . Откачка производится системой вакуумных насосов; время откачки до давления  $1 \text{ Па}$  составляет  $50$  мин. Для удобства обслуживания рабочая часть отделяется от остальной выхлопной системы вакуумным затвором диаметром  $1200$  мм. После пуска трубы затвор закрывается и производится заполнение рабочей части атмосферным воздухом для доступа к модели в рабочей части. При этом давление в основной части вакуумной системы не изменяется. После подготовки модели двери рабочей части герметично закрываются и производится откачка воздуха из рабочей части в течение  $3\text{--}5$  мин. После выравнивания давлений вакуумный затвор открывается и выхлопной тракт подготовлен к следующему пуску.

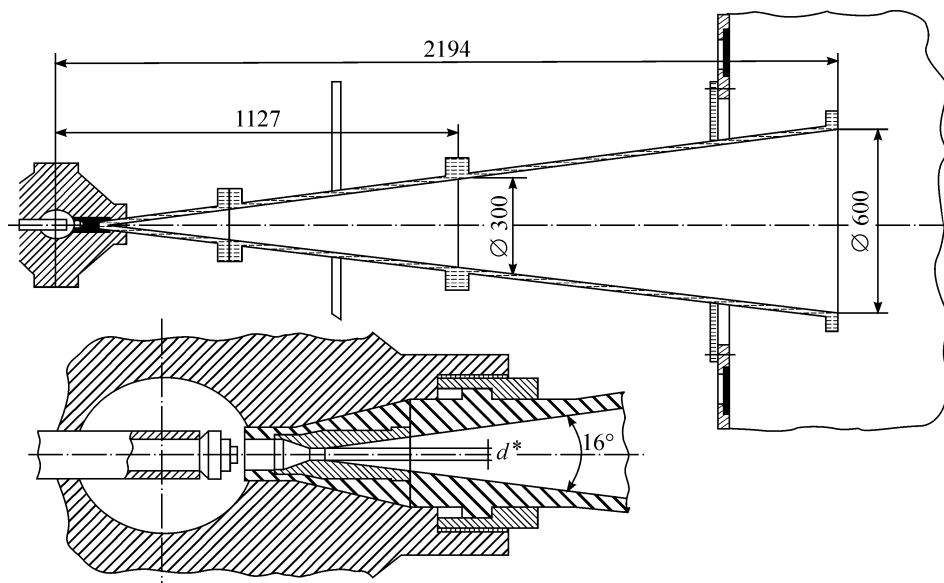


Рис. 3. Коническое сопло аэродинамической трубы АТ-303.

$d^*$  — диаметр критического сечения сопла.

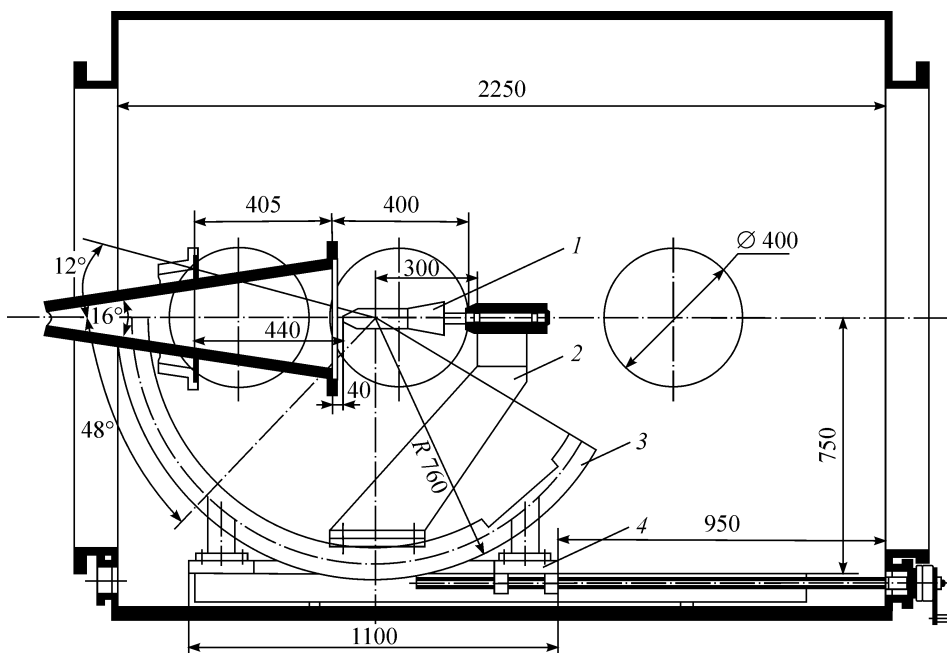


Рис. 4. Рабочая часть аэродинамической трубы АТ-303.

1 — модель, 2 — стойка, 3 — механизм изменения угла атаки, 4 — подвижная металлическая плита.

Продолжительность режимов работы трубы при низких значениях числа Маха из-за возрастания диаметра горла сопла (при  $M = 8$  диаметр горла равен 22 мм) уменьшается. Поэтому, с целью увеличения продолжительности рабочего режима, было разработано специальное газодинамическое устройство, состоящее из двух последовательно соединенных форкамер. Перед экспериментом рабочий газ с максимально высоким давлением заполняет, как и прежде, первую форкамеру. Во время режима этот газ перетекает во вторую форкамеру через специальную вставку с восемью отверстиями диаметрами по 2 мм. Вследствие адиабатического дросселирования давление и плотность газа во второй форкамере уменьшаются, соответственно уменьшается расход газа через сопло, что приводит к увеличению продолжительности истечения примерно в 7 раз. Полное использование возможностей новой установки позволяет обеспечить давление в первой форкамере до 300 МПа и, соответственно, давление во второй форкамере от 40 до 50 МПа.

#### ТЕХНИКА И МЕТОДИКА ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛЕЙ СКОРОСТЕЙ

Измерение полей скоростей (чисел Маха) на срезе сопла, а также в поперечных сечениях, расположенных вниз по потоку, осуществлялось при помощи гребенок приемников полного давления. Гребенка представляет собой ортогонально закрепленную на державке пластину с набором приемников полного давления. Диаметр используемых насадков для измерения полного давления равен 3 мм. Длина пневмотрассы от приемного отверстия до датчика не превышала 135 мм. Общий вид одной из используемых гребенок полного давления показан на рис. 5. Гребенка имеет 18 датчиков абсолютного давления ТДМ2-А. Для сопла с  $D = 600$  мм гребенка оснащалась 26 датчиками. Напряжение питания датчиков давления составляло 5 В постоянного тока и осуществлялось от аккумуляторных батарей через стабилизаторы напряжения 7895.

В экспериментах державка гребенки устанавливалась в стойке альфа-механизма и имела возможность осевого вращения в диапазоне от 0 до 360° с шагом 45° (рис. 6). Нулевым положением угла поворота гребенки  $\varphi = 0^\circ$  считалось ее

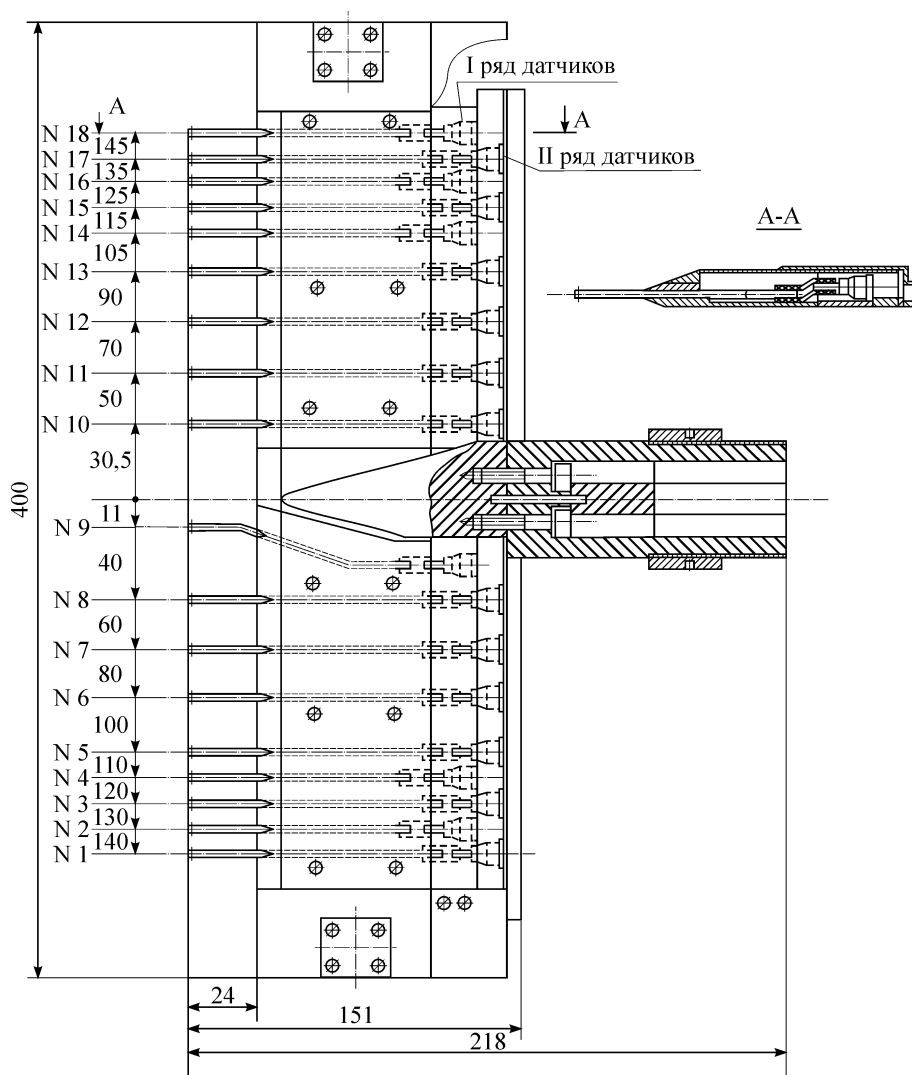


Рис. 5. Гребенка приемников полного давления для сопла диаметром 300 мм.

вертикальное расположение с датчиком полного давления № 1 сверху. С помощью продольного перемещения альфа-механизма приемники давления помещались в необходимое положение по оси потока относительно среза сопла.

Измерение и регистрация сигналов датчиков  $U_j(t)$  (здесь  $U_j$  — напряжение, В,  $t$  — время, с) производились при помощи высокоточной многоканальной измерительной системы сбора информации SCP-3200 производства фирмы Eckelmann Steuerungstechnik GmbH (Германия). Каждый канал измерительной системы содержит высокоточный усилитель, фильтр низкой частоты с регулируемой частотой среза, аналого-цифровой преобразователь (до 1 млн отсчетов в секунду) и цифровую память (до 512 тыс. отсчетов). Все используемые каналы включаются и работают одновременно.

Измерения скоростей проводились по следующей схеме. Для заданного режима работы трубы ( $P_0$ ,  $T_0$ ) выбирались 3÷5 поперечных сечения в зоне расположения моделей, отстоящие друг от друга на расстоянии 100–150 мм. Гребенка устанавливалась в рабочей части трубы таким образом, чтобы срезы приемников

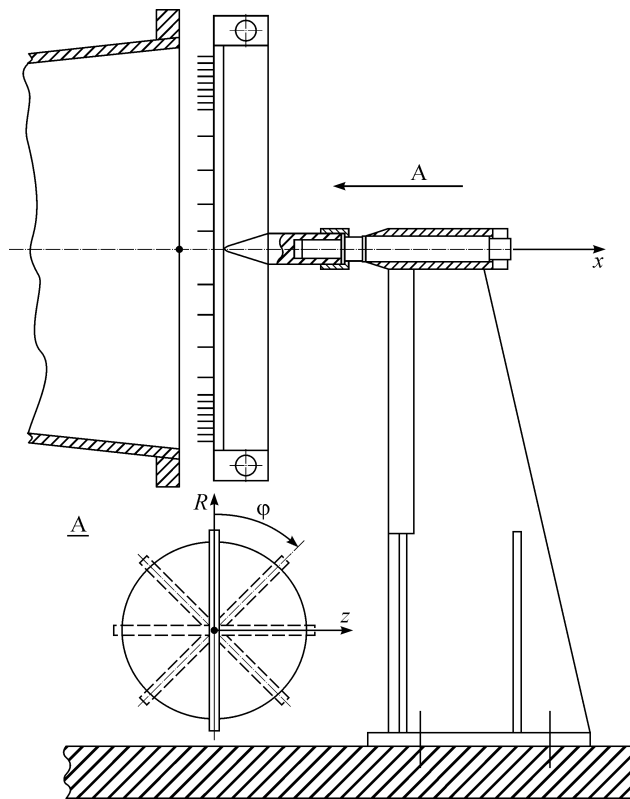


Рис. 6. Размещение гребенки в аэродинамической трубе АТ-303.

полного давления располагались точно в выбранном сечении. После этого производился пуск трубы и фиксировались показания всех приемников давления на рабочем режиме. Измерения, как правило, проводились при двух взаимноперпендикулярных положениях гребенки:  $\varphi = 0^\circ$  и  $\varphi = 90^\circ$  (см. рис. 6). На некоторых режимах выполнялись дополнительные измерения при расположении гребенки под углом  $\pm 45^\circ$ . Учитывая асимметрию координат приемников полного давления относительно оси гребенки (см. рис. 5), обязательным условием считалось выполнение измерений при повороте гребенки на  $180^\circ$ . При этом обеспечивалось более полное перекрытие точек измерения по диаметру исследуемого сечения.

В ходе каждого эксперимента наряду с измерениями давлений  $P'_0$  измерялось полное давление в форкамере аэродинамической трубы и рассчитывалось поведение температуры торможения потока.

В отдельных экспериментах производилась визуализация потока, обтекающего измерительную гребенку, по которой можно было контролировать положение границ пограничного слоя и возникновение косых скачков на срезе при нерасчетных режимах работы сопла.

#### АЛГОРИТМ РАСЧЕТА ПОЛЕЙ ЧИСЕЛ МАХА

По измеренным датчиками электрическим сигналам  $U_j(t)$  проводятся следующие вычисления:

1. В заданном интервале времени рассчитываются средние нулевые показания датчиков

$$\bar{U}_{0j} = \sum U_j(t) / N, \quad j = 1, \quad N_d, \quad (1)$$

где  $N$  — количество показаний, попавших в этот интервал времени,  $N_d$  — количество датчиков гребенки.

2. В заданном интервале времени (рабочий режим эксперимента) вычисляется величина полного давления за прямым скачком уплотнения в “ $j$ -ой” точке гребенки. Для этого из текущих показаний датчиков вычитаются нулевые показания, умножаются на соответствующие коэффициенты преобразования и осредняются на интервале времени:

$$P'_{0j} = \sum A_j (U_j(t) - \bar{U}_{0j}) / N_1, \quad j = 1, N_d, \quad (2)$$

где  $N_1$  — количество показаний датчиков, вошедших в интервал времени рабочего режима.

3. В интервале времени рабочего режима считается среднее давление в форкамере:

$$P_0 = \sum P_0(t) / N_1. \quad (3)$$

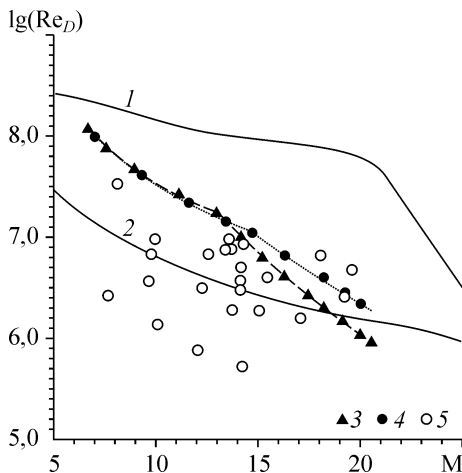
4. По отношениям  $P'_{0j} / P_0$ , с использованием реальных свойств воздуха, рассчитывались значения чисел Маха в точке установки данного приемника полного давления.

5. По полученным значениям чисел Маха для различных приемников выделяются датчики гребенки, попавшие в область пограничного слоя, значения чисел Маха которых отличаются от генерального среднего более, чем на 5%. Для этих датчиков значения чисел Маха пересчитываются в предположении постоянства статического давления поперек пограничного слоя. То есть считается среднее полное давление для интервала времени рабочего режима по всем точкам гребенки, затем по нему — среднее статическое давление  $P$ , и уже по отношению  $P / P'_{0j}$  рассчитываются значения чисел Маха в области пограничного слоя.

6. По вычисленным значениям чисел Маха определяется ядро потока с отклонением от генерального среднего не более 5%, и по показаниям датчиков, находящихся в ядре потока, вычисляется среднее значение числа Маха для определенного сечения.

7. По данным различных испытаний строится общая картина распределения чисел Маха с выделением границ ядра потока и вычислением их средних величин для различных положений гребенки  $x$  (расстояние от среза сопла) вдоль оси трубы.

#### РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПОЛЕЙ ЧИСЕЛ МАХА В РАБОЧЕЙ ЧАСТИ ТРУБЫ



На рис. 7 показаны основные рабочие режимы, на которых были выполнены измерения полей чисел Маха. На этот же рисунок нанесены траектория перспективного гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА, длиной  $L = 100$  м) с воздушно-реактивными двигателями при скоростном напоре  $q = 75$  кПа (верхняя кривая) и траектория возвращения аппаратов типа Space Shuttle или

Рис. 7. Диапазон условий моделирования гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-303.

1 — ГЛА ( $L = 100$  м,  $q = 75$  кПа); 2 — Shuttle; расчет: 3 — 300 мм, 4 — 600 мм; 5 — эксперимент.



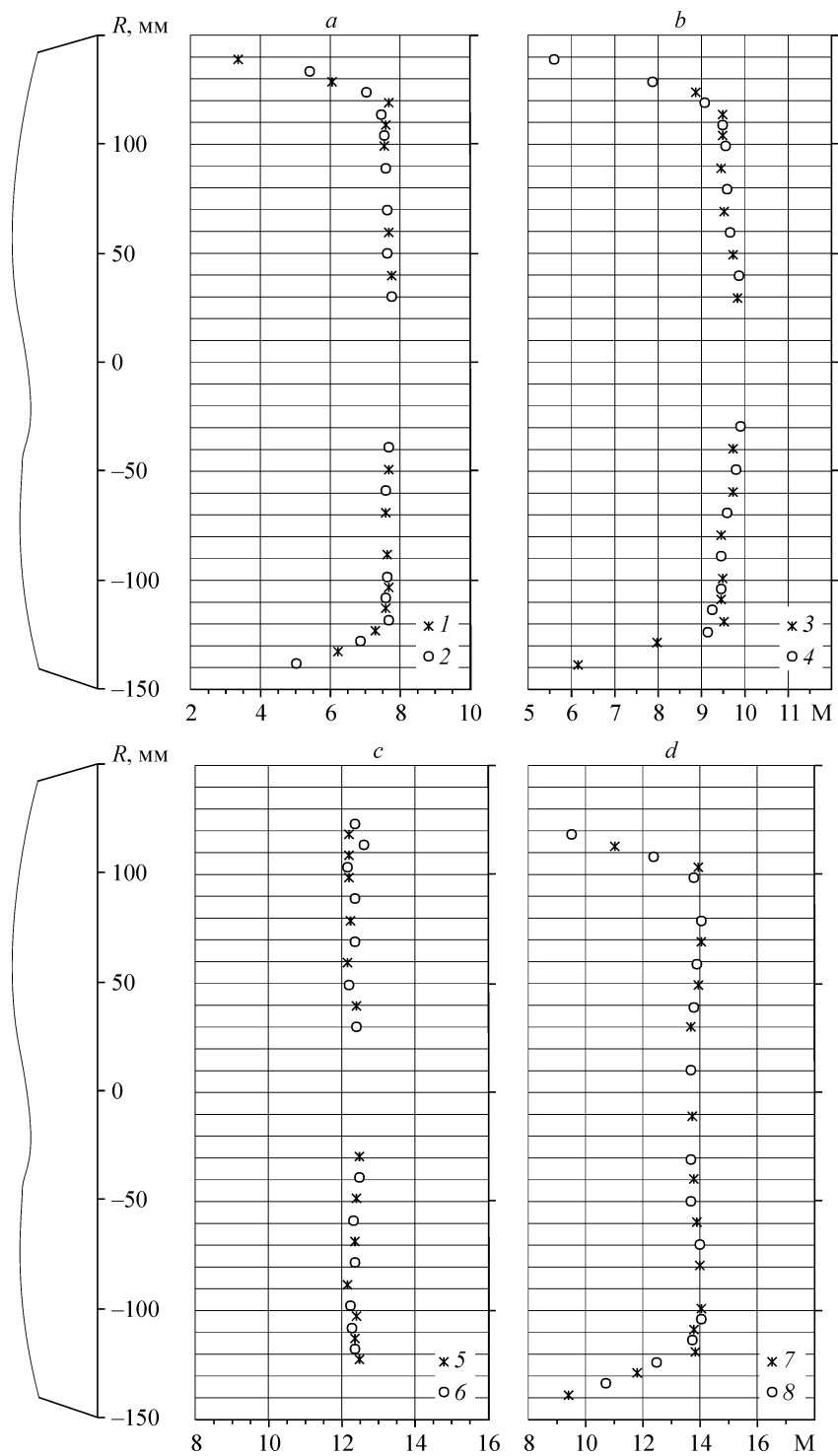


Рис. 8. Профили чисел Маха на срезе сопла диаметром 300 мм.  
 Режимы: № 1 (a), № 3 (b), № 7 (c), № 13 (d). Номера пусков: 289 (1), 297 (2), 847 (3), 849 (4), 204 (5),  
 209 (6), 1319 (7), 1321 (8) при  $\varphi = 0$  (1, 3, 5, 7), 180 (2, 4, 6, 8) град.

Результаты измерения полей чисел Маха при  $D = 300$  мм

	№ режима	1	2	3	4	5	6	7	8
		$d^*$ , мм	22	20	14	14	14	12,5	8,5
	$P_0$ , МПа	2,6	22,0	20,0	35,3	39,4	9,3	90,2	11,0
	$T_0$ , К	600	474	1150	957	1237	1175	1350	1421
	$Re_1 \cdot 10^{-7}$	0,94	11,93	1,46	3,018	2,094	0,486	2,35	0,25
$x$ , мм	M	7,61	7,88	9,59	9,89	9,74	9,99	12,28	11,88
	$\sigma_M$	0,091	0,0728	0,1379	0,2224	0,1865	0,2036	0,2128	0,2028
	$q$ , кПа	15,39	117,3	40,64	66,87	76,08	14,78	68,2	7,43
0	M	–	–	9,92	–	–	10,31	12,49	12,22
	$\sigma_M$	–	–	0,1307	–	–	0,2259	0,1226	0,2658
	$q$ , кПа	–	–	34,75	–	–	12,53	54,36	6,42
100	M	–	–	–	–	–	–	–	–
	$\sigma_M$	–	–	–	–	–	–	–	–
	$q$ , кПа	–	–	–	–	–	–	–	–
150	M	–	–	10,27	–	–	10,65	12,77	12,81
	$\sigma_M$	–	–	0,1392	–	–	0,2399	0,1911	0,1948
	$q$ , кПа	–	–	29,28	–	–	10,64	49,4	5,22
200	M	–	–	10,58	–	10,86	11,01	13,18	13,15
	$\sigma_M$	–	–	0,1098	–	0,2284	0,2497	0,282	0,3022
	$q$ , кПа	–	–	25,53	–	45,5	9	42,86	4,52
300	M	–	–	–	–	–	–	13,58	–
	$\sigma_M$	–	–	–	–	–	–	0,2306	–
	$q$ , кПа	–	–	–	–	–	–	36,5	–
400	M	–	–	–	–	–	–	–	–
	$\sigma_M$	–	–	–	–	–	–	–	–
	$q$ , кПа	–	–	–	–	–	–	–	–

Буран ( $L = 45$  м, нижняя кривая). Маркированные линии показывают максимальные значения числа Рейнольдса по диаметру среза сопла, которые могут быть получены в АТ-303 при диаметре среза сопла 300 и 600 мм в предположении отсутствия равновесной конденсации потока. Экспериментальные точки, которые лежат выше маркированных линий, были получены при температуре ниже температуры равновесной конденсации. Видно, что труба АТ-303 обеспечивает моделирование условий реального полета по числам Маха и Рейнольдса, в том числе и для перспективных гиперзвуковых самолетов с воздушно-реактивными двигателями.

Результаты измерений в виде средних значений числа Маха по площади равномерного ядра потока —  $M$ , их средних квадратических отклонений —  $\sigma_M$  и средних значений скоростного напора —  $q$  для каждого исследованного режима работы трубы сведены в таблицы 1, 2. Здесь же указаны условия испытаний по полному давлению и температуре —  $P_0, T_0$ .

На рис. 8, 9 представлены отдельные профили чисел Маха, измеренные на срезе сопла диаметром 300 и 600 мм соответственно. Можно отметить хорошую воспроизводимость условий пусков трубы, поскольку профили чисел Маха в пусках с переворотом гребенки приемников полного давления на  $180^\circ$  хорошо дополняют друг друга. Другим существенным обстоятельством является наличие достаточно большого ядра равномерного потока: примерно 240 мм при сопле с диаметром среза 300 мм и 420–480 мм при сопле в 600 мм.

Таблица 1

9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
7,8	6,5	6,5	6,5	6,1	5,7	5,7	5,7	5,7	4,5	4,5
39,6	158,7	147,7	180,6	172,5	24,6	65,4	43,8	37,8	17,9	61,2
1278	1567	1541	1458	1483	1182	1136	1039	1094	1640	1532
1,13	2,65	2,59	3,64	2,937	0,619	1,79	1,26	1,096	0,1921	0,7058
12,11	13,18	13,07	13,24	13,85	13,53	13,89	13,85	13,8	14,2	14,97
0,2309	0,0936	0,0943	0,1406	0,1334	0,2491	0,1551	0,1058	0,0945	0,2257	0,2364
26,95	84,6	81,09	103,25	76,53	9,73	25,6	16,77	14,3	5	14,75
12,54	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
0,1896	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
22,79	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
–	–	–	–	14,7	14,53	–	–	–	–	–
–	–	–	–	0,2062	0,171	–	–	–	–	–
–	–	–	–	57,27	6,78	–	–	–	–	–
12,99	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
0,1949	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
19,22	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
13,26	–	–	–	15,48	15,41	–	–	–	–	–
0,2154	–	–	–	0,1896	0,1995	–	–	–	–	–
17,31	–	–	–	43,85	5,19	–	–	–	–	–
–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–
–	–	–	–	–	–	–	–	–	–	–

Таблица 2

Результаты измерения полей чисел Маха при  $D = 600$  мм

		Режим	20	21	22	23	24
		$d^*$ , мм	8,5	6,5	6,5	5,4	5,4
		$P_0$ , МПа	85	42	156,1	74,8	146
		$T_0$ , К	1836	1658	1587	1636	1602
		$Re_1 \cdot 10^{-7}$	0,6269	0,2854	1,18	0,4294	0,8636
$x$ , мм	0	M	15,26	17,13	17,96	18,92	19,65
		$\sigma_M$	0,2479	0,3805	0,4914	0,5936	0,5748
		$q$ , кПа	17,92	4,93	18,46	5,81	10,85
150		M	15,64	17,47	18,48	–	–
		$\sigma_M$	0,2021	0,5505	0,5344	–	–
		$q$ , кПа	16,39	4,97	16,29	–	–
300		M	16,1	18,05	18,94	–	–
		$\sigma_M$	0,354	0,4286	0,5533	–	–
		$q$ , кПа	14,49	4,16	14,66	–	–

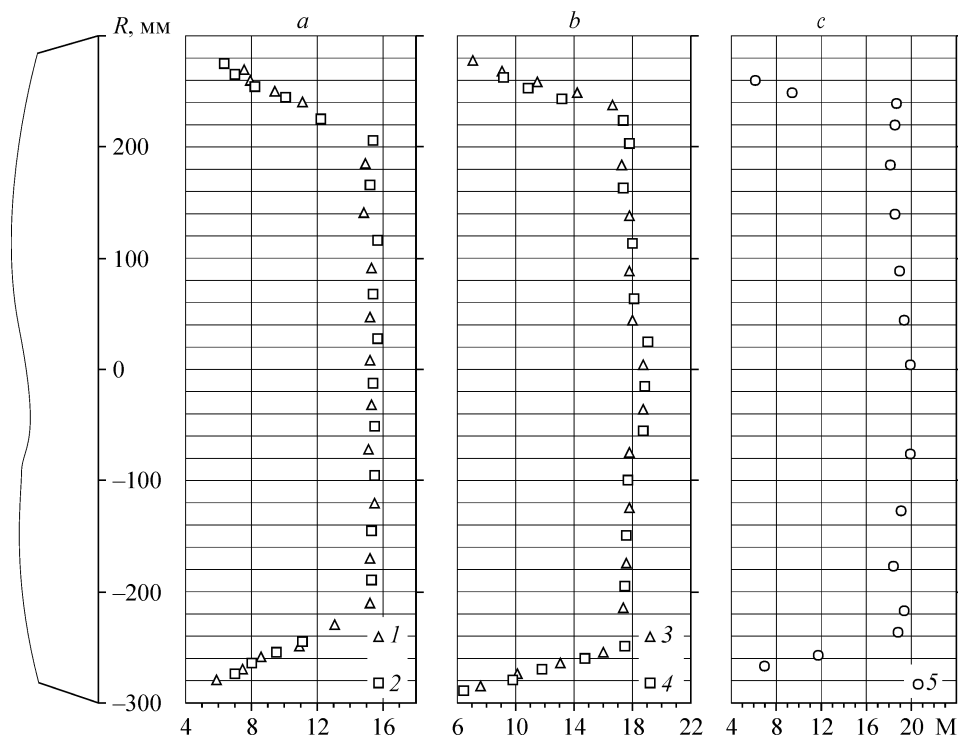


Рис. 9. Профили чисел Маха на срезе сопла диаметром 600 мм. Режимы: № 20 (а), № 22 (b), № 23 (с). Номера пусков: 1088 (1), 1090 (2), 1146 (3), 1148 (4), 1144 (5), при  $\varphi = 90$  (1), 270 (2), 135 (3), 315 (4), 45 (5) град.

На рис. 10, 11 представлены профили чисел Маха для режимов работы трубы № 3 и № 20, (т. е. с соплами разного диаметра), полученные при измерениях в различных сечениях вниз по потоку от среза сопла. Как и следовало ожидать, размер ядра равномерного потока за срезом конического сопла увеличивается. Для сопла диаметром 600 мм увеличение размера ядра, примерно на 20 %, происходит на расстоянии до половины диаметра сопла. При  $D = 300$  мм увеличение размера ядра (на 13 % в сечении  $x = 100$  мм) происходит, по-видимому, также на расстоянии около половины диаметра сопла, а далее вниз по потоку размер ядра сохраняется практически неизменным. Другим заслуживающим внимания обстоятельством является увеличение числа Маха по мере удаления от среза сопла, что характерно для конических сопел. Обобщенный график такого увеличения числа Маха потока представлен на рис. 12. Если допустить, что длина испытываемых в аэродинамической трубе АТ-303 моделей не превышает 300 мм, то увеличение числа Маха на такой длине составляет 10 % при сопле диаметром 300 мм и примерно 5 % при сопле в 600 мм.

Интересно отметить, что увеличение числа Маха, полученное в экспериментах, хорошо согласуется с изменением числа Маха, рассчитанным для конического течения совершенного газа ( $\gamma = 1,4$ ), продолжающегося от среза сопла до

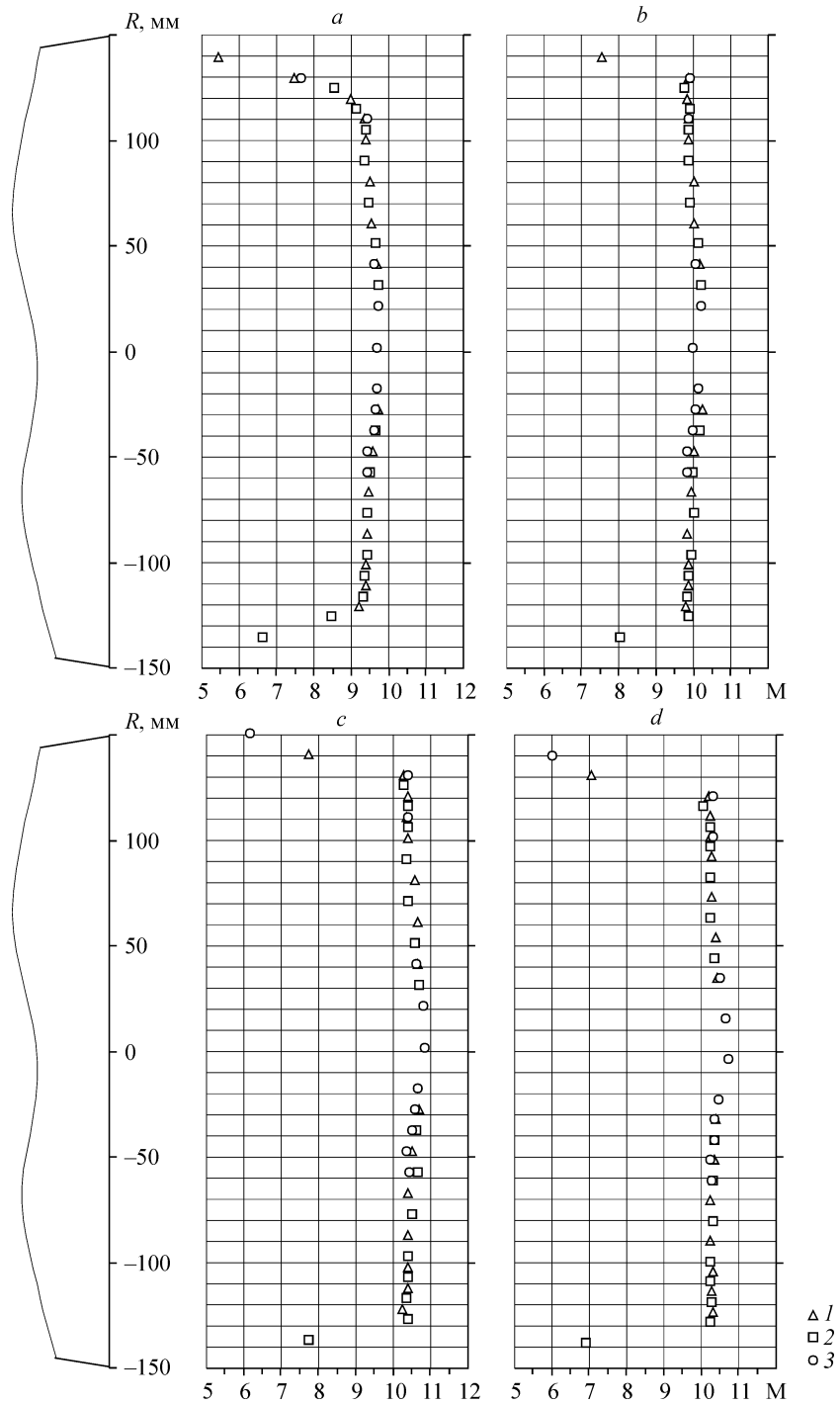


Рис. 10. Профили чисел Маха в различных сечениях рабочего потока.  
 Режим № 3, сопло 300 мм, номера пусков: 850 (1), 848 (2), 867 (3) при  $\varphi = 90$  (1), 270 (2, 3) град;  
 $z = 0$  (1, 2), 80 (3) мм;  $x = 0$  (срез сопла, a), 100 (b), 200 (c), 300 (d) мм.

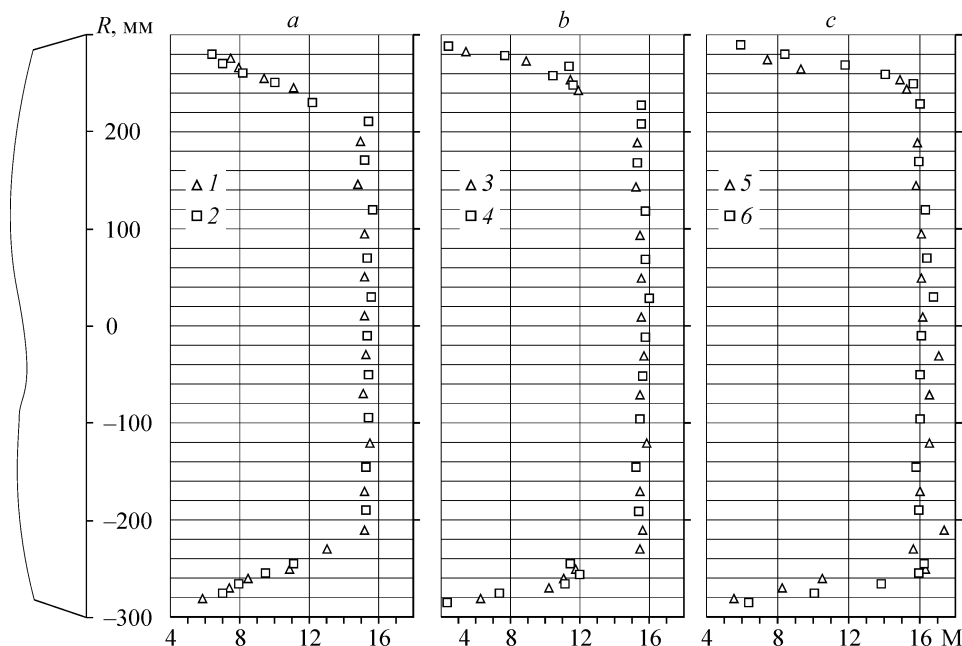


Рис. 11. Профили чисел Маха в различных сечениях рабочего потока.

Режим № 20, сопло 600 мм:  $x = 0$  (срез сопла, *a*), 150 (*b*), 300 (*c*) мм; номера пусков: 1088 (1), 1090 (2), 1093 (3), 1091 (4), 1095 (5), 1100 (6) при  $\varphi = 90$  (1, 3), 270 (2, 4), 135 (5), 315 (6).

выбранного сечения с углом, равным углу наклона образующей стенки сопла (см. рис. 12). Видно, что элементарный расчет позволяет довольно точно предсказать степень повышения числа Маха, т. к. течение воздуха в этой области близко к течению идеального газа.

Из приведенных выше профилей чисел Маха видно, что как на срезе сопла, так и в других сечениях реализуется достаточно равномерный по скорости поток. Относительные величины средних квадратических отклонений числа Маха в ядре потока, которые характеризуют степень неравномерности или качество потока, представлены на рис. 13. Как следует из графика, в диапазоне чисел Маха  $M = 7,6-17$  величина среднего квадратического отклонения составляет 1–2 % от

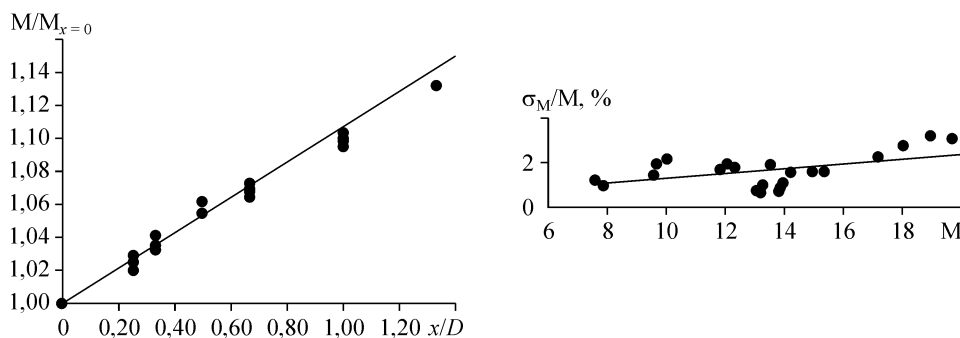


Рис. 12. Увеличение числа Маха вниз по потоку от среза сопла.

Значки — эксперимент, сплошная линия — расчет.

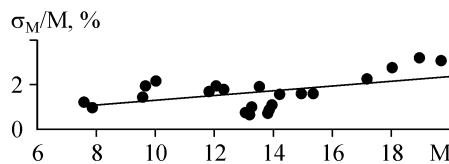


Рис. 13. Неравномерность поля скоростей на срезе конического сопла аэродинамической трубы АТ-303.

Значки — эксперимент, сплошная линия — линейная аппроксимация.

среднего значения числа Маха в ядре потока, и лишь с дальнейшим ростом скорости, и связанным с этим уменьшением размера критического сечения сопла и его длины величина относительной неравномерности числа Маха достигает 3%. Следует отметить, что приведенные значения неравномерности полей скорости включают как инструментальные погрешности измерений, так и погрешности, обусловленные воспроизводимостью условий экспериментов в отдельных пусках трубы.

В целом, полученные отклонения от средних значений скорости не превышают современных требований к однородности полей параметров потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах импульсного типа. Для примера на рис. 14 представлено сравнение профилей чисел Маха на срезе конического сопла трубы АТ-303 и профилированного сопла высокоэнтальпийной аэродинамической трубы НЕГ (Германия) [3]. Видно, что неоднородность поля чисел Маха в обеих трубах примерно одинакова и составляет 1,5–1,8%.

Полученные результаты позволяют получить количественные оценки влияния числа Рейнольдса на размер ядра потока и величину скорости в нем. Так, для сопла с размерами критического сечения  $d^* = 5,7$  мм и среза  $D = 300$  мм можно сравнить режимы № 14 и № 15, у которых при близких значениях температуры за счет разницы в полном давлении числа Re отличаются почти в 3 раза. Профили чисел Маха (см. рис. 15), регистрируют увеличение средней скорости от  $M = 13,53$  до  $M = 13,89$  (см. табл. 1). Это обозначает увеличение площади ядра потока примерно на 14% при трехкратном увеличении числа Re.

Для большего по размеру сопла ( $d^* = 6,5$  мм,  $D = 600$  мм) показательны режимы № 21 и № 22. Здесь, при четырехкратном увеличении числа Re, число Маха в ядре потока увеличивается от 17,13 до 17,96 (см. табл. 2), что соответствует увеличению площади ядра на 26% (см. рис. 16).

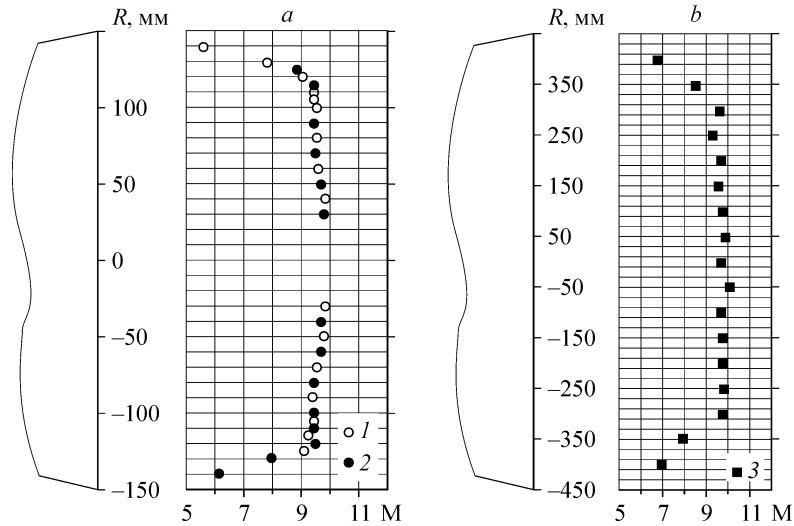


Рис. 14. Сравнение профилей чисел Маха на срезе сопла для аэродинамических труб АТ-303 (а) и НЕГ (б):  $P_0 = 20$  (а), 111 (б) Мпа;  $T_0 = 1150$  (а), 8113 (б) К;  $M = 9,6$  (а), 9,74 (б),  $\sigma_M = 1,5$  (а), 1,8 (б) %. Номера пусков: 849 (1), 847 (2), 144 (3) при  $\varphi = 0$  (1), 180 (2) град.

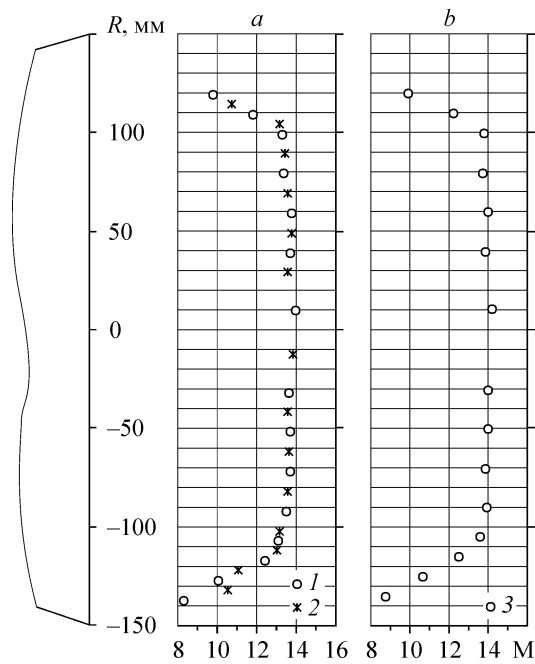


Рис. 15. Влияние числа  $Re$  на характеристики поля скоростей на срезе сопла диаметром 300 мм.  
 Режимы: № 14 (а), № 15 (б),  $Re_1 = 0,62 \cdot 10^7$  (а),  $1,79 \cdot 10^7$  (б), номера пусков: 1285 (1), 1297 (2), 1278 (3)  
 при  $\varphi = 0$  (1, 3), 180 (2) град.

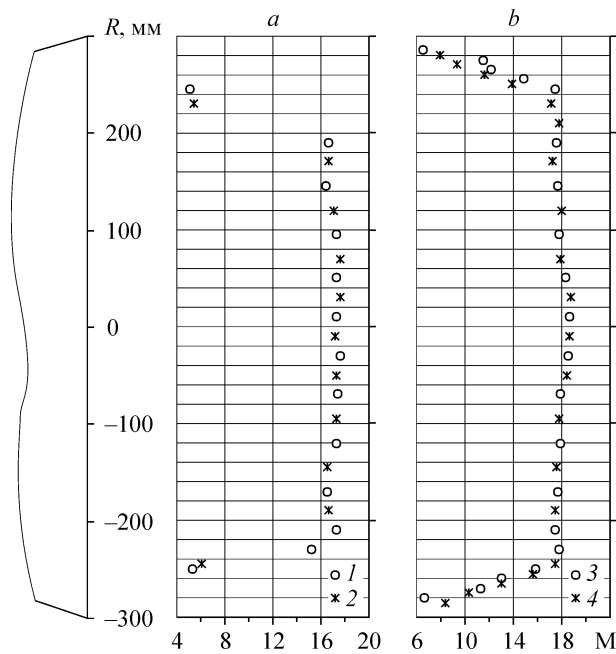


Рис. 16. Влияние числа  $Re$  на характеристики поля скоростей на срезе сопла диаметром 600 мм.  
 Режимы: № 21 (а), № 22 (б),  $Re_1 = 0,62 \cdot 10^7$  (а),  $1,79 \cdot 10^7$  (б), номера пусков: 1165 (1), 1163 (2), 1145 (3),  
 1147 (4) при  $\varphi = 45$  (1, 3), 225 (2, 4) град.



### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В новой гиперзвуковой аэродинамической трубе АТ-303 выполнен цикл исследований распределения параметров потока в зоне расположения моделей за срезом конического сопла. Диагностика полей чисел Маха показала, что в широком диапазоне моделирования натуральных условий полета (числа  $M = 7,6-19,7$  и единичные числа Рейнольдса  $Re_1 = (0,25-3,64) \cdot 10^7$ ) в трубе реализуется поток весьма высокого качества. Так, величина относительного среднего квадратического отклонения числа Маха на срезе сопла составляет 1% при  $M = 8$  и не превышает 3% при  $M = 20$ . Размер ядра равномерного потока при низких числах  $Re$  составляет не менее 65–50% от площади среза имеющихся сопел, что дает возможность изготавливать модели достаточно больших размеров для испытаний в трубе. Геометрия конических сопел обуславливает разгон потока на характерной длине в 300 мм примерно на 5% для сопла диаметром 600 мм и на 10% для сопла диаметром 300 мм. Высокий уровень качества создаваемого в аэродинамической трубе АТ-303 потока подтверждается сравнением с известными гиперзвуковыми аэродинамическими трубами.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kharitonov A.M., Shyshov V.I., Vyshenkov Ju.I., Topchian M.E., Zvegintsev V.I., Rychkov V.N., Meshcheriakov A.A., and Pinakov V.I. Simulation of hypersonic Scramjet-powered flying vehicles in adiabatic compression facilities with pressure multipliers // Proc. of the 3rd Europ. Symp. on Aerothermodynamics for Space Vehicles, ESTEC. — Noordwijk, The Netherlands, 24-26 nov., 1998. — ESA SP-426. — P. 511–515.
2. Kharitonov A.M., Zvegintsev V.I., Fomin V.M., Topchian M.E., Meshcheriakov A.A., and Pinakov V.I. New-Generation Hypersonic Adiabatic Compression Facilities with Pressure Multipliers. // Progress in Astronautics and Aeronautics, Advanced Hypersonic Test Facilities. — AIAA, USA, VA. — 2002. — Vol. 198. — P. 585–619.
3. Beck W.H., Eitelberg G., McIntyre T.J. The high enthalpy shock tunnel in Göttingen HEG // Proc. of the 3rd Aerosp. Symp. — Braunschweig, Austria, Aug., 1991. — P. 53–63.

*Статья поступила в редакцию 25 ноября 2005 г.*