

УДК 533.6.071: 533.6.071.4

## **Исследование поля течения в рабочей части аэродинамической трубы Т-313 при $M = 7$**

**В.И. Запрягаев, И.И. Мажуль, А.И. Максимов**

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

E-mail: maksimov@itam.nsc.ru

Представлены результаты экспериментальных и расчетных исследований параметров поля течения в рабочей части сверхзвуковой аэродинамической трубы периодического действия Т-313 ИТМП СО РАН при числе Маха  $M = 7$ . Рассмотрено распределение местных чисел Маха, температуры торможения, статического давления, углов схода потока и других параметров течения в характерных сечениях рабочей части. Для сравнения приведены распределения чисел Маха в нескольких сечениях рабочей части при  $M = 5$  и  $6$ . Продемонстрирована реальная возможность использования в аэродинамической трубе Т-313 плоских сопловых вставок при  $M = 7$  и проведения серийных экспериментов на данном режиме.

**Ключевые слова:** аэродинамическая труба, плоское сопло, рабочая часть, гиперзвуковые числа Маха, неравномерность потока.

### **Введение**

Необходимость разработок высокоскоростных летательных аппаратов и постоянного усовершенствования их лётно-технических характеристик требует создания новых аэродинамических установок или расширения диапазона работы существующих труб на гиперзвуковые числа Маха. Как правило, аэродинамические трубы, рассчитанные на большие числа Маха, оснащаются осесимметричными коническими или профилированными соплами. Хотя плоские сопла могут применяться вплоть до чисел Маха  $M = 6 - 7$  [1–4], известно весьма небольшое количество аэродинамических установок, оснащенных плоскими соплами для работы при  $M = 7$ . Одной из таких установок является аэродинамическая труба Т-313 ИТМП СО РАН с сечением рабочей части  $600 \times 600$  мм, которая оснащена набором плоских сменных сопел и рассчитана на работу в диапазоне чисел Маха  $M = 1,75 - 7$ . Однако, как и в большинстве других установок такого типа, включая трубы-аналоги, эксплуатация Т-313 вплоть до последнего времени реально ограничивалась диапазоном  $M = 2 - 6$  [5]. Такое положение обуславливалось тем, что при использовании плоских сопел с увеличением числа Маха резко усложняется проблема обеспечения постоянства размеров их критического сечения и, соответственно, параметров потока в рабочей части (числа  $M$  и связанных с ним величин — давления, температуры и т. д.). Даже при идеальном расчете профилей сопловых вставок их точное изготовление для установок больших размеров представляет собой весьма сложную задачу с технологической точки зрения, поскольку максимально допустимые отклонения контура составляют не более  $\pm (0,02 - 0,05)$  мм [3, 4]. К тому же, во время экспериментов заметной длительности

(~1 – 4 мин) нет реальной возможности избежать влияния на размеры критического сечения высокой температуры газового потока, необходимой для предотвращения конденсации его составляющих [1]. Кроме того, необходимость частой смены сопловых вставок приводит к дополнительным трудностям, связанным с точностью их установки и с сохранением высокого качества их рабочих поверхностей в течение всего времени длительной эксплуатации (несколько десятков лет).

Положение дел заметно усложняется по мере увеличения чисел Маха и при  $M = 7$  фактически становится критическим. Оценки по соотношениям для изоэнтропического течения воздуха показывают, что увеличение чисел Маха от 5 до 7 приводит к резкому росту степени расширения сопла  $F/F_{кр}$  — от 25 до 104,1 [1, 4, 6]. К примеру, при выходном сечении сопла аэродинамической трубы Т-313, равном 600 мм, расчетное значение высоты его критического сечения  $h$  для случая идеального газа уменьшается с 24 до 5,76 мм. Для реальных сопел с учетом толщины вытеснения пограничного слоя эти величины становятся еще меньше (снижаются примерно до 20 и 5 мм соответственно).

На режиме  $M = 7$  отклонение величины  $h$  на  $\pm 0,1$  мм приводит к изменению числа Маха в выходном сечении сопла до 6,973 и 7,028 соответственно, т. е. примерно на  $\pm 0,4$  %. Аналогично, для используемых сопловых вставок шириной 600 мм и общей длиной 2470 мм отклонение  $h$  в трансверсальном направлении на ту же практически незаметную величину приводит к появлению неравномерности потока уже по ширине рабочей части также на  $\pm 0,4$  %. Такое же отрицательное влияние на качество потока в рабочей части оказывают и возможные локальные отклонения величины высоты критического сечения  $h$ , связанные с неточностью изготовления сопловых вставок или с их температурными деформациями, которые могут возникнуть из-за неоднородности металлической конструкции и неравномерного распределения температуры в ней. Даже эти приблизительные оценки свидетельствуют, что обеспечение высокого качества потока при  $M = 7$  с помощью плоских сопел действительно является весьма трудной задачей, поэтому являются актуальными исследования неравномерности параметров потока в рабочей части трубы применительно к конкретной установке.

Аэродинамическая труба Т-313 ИТПМ СО РАН вошла в строй в 1965 году. Первый этап пусконаладочных испытаний трубы, включавший в себя и подробные измерения поля течения в рабочей части на режимах  $M = 2, 3$  и 4, был завершен к началу 1967 года. Труба Т-313 по-настоящему вступила в режим постоянной эксплуатации и стала использоваться для проведения широкого спектра научных исследований в области аэрогазодинамики после выполненной в 1967–1969 годах модернизации. Тогда была создана и установлена новая коробка сопел с пневматической системой фиксации сопловых вставок (рис. 1) и дверей, смонтирован так называемый «горячий» тракт, позволивший расширить числа Маха на диапазон  $M = 5–7$ , а также введен в эксплуатацию новый измерительный

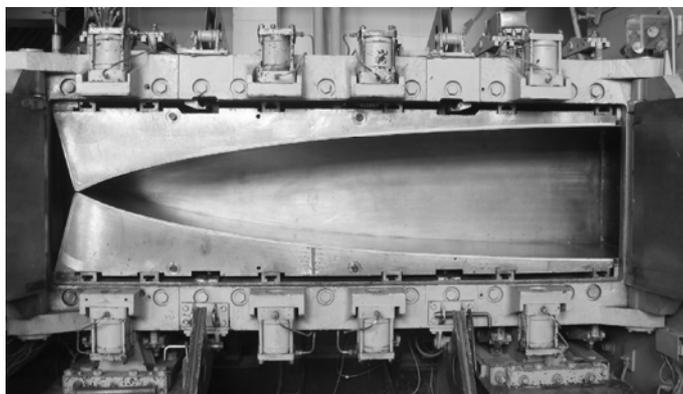


Рис. 1. Сопловые вставки для числа Маха  $M = 7$ .

комплекс, оснащенный высокоточными четырехкомпонентными аэродинамическими весами механического типа [4, 7]. Для комплексной аттестации созданной аэродинамической установки уже в 1967–1968 годах было проведено несколько серий многократных весовых испытаний контрольных моделей в диапазоне чисел Маха  $M = 2-4$ , которые регулярно повторялись в последующий период эксплуатации Т-313. В начале 1969 года были проведены первые пробные испытания на режиме  $M = 7$ . С 1970 года начались систематические исследования поля течения по длине рабочей части трубы с помощью крестообразных гребенок датчиков полного давления и температуры в шести характерных поперечных сечениях во всем расчетном диапазоне чисел Маха [8]. Однако попытки ввода в постоянную эксплуатацию наиболее сложного режима работы аэродинамической трубы Т-313 на числе Маха  $M = 7$  в течение длительного периода времени оказывались безуспешными. Это было связано с тем, что при температуре подогрева воздуха  $T_{0ф} \approx 573$  К и выше, необходимой для гарантированного предотвращения конденсации, которую обеспечивал генератор ГП-6000 мощностью 6МВт, избежать сильного изменения величины  $h$  в критическом сечении сопла и добиться сохранения постоянных параметров потока в рабочей части по ходу проводимого эксперимента практически было невозможно.

Вторая коренная модернизация аэродинамической трубы Т-313 состоялась в 1973 году, когда форкамера с внутренним диаметром 1400 мм и длиной 4000 мм была заменена новой форкамерой с внутренним диаметром 2600 мм и длиной 6000 мм [4, 7]. Увеличение степени поджатия потока с 4,3 до  $\sim 18,8$  и применение выравнивающих сеток и тканевого фильтра, а также использование системы внутреннего шумопоглощения позволили значительно снизить уровни акустического фона и турбулентности потока, тем самым резко улучшив качество потока в рабочей части. С тех пор, благодаря постоянному расширению спектра проводимых экспериментов и систематической модернизации измерительно-вычислительного комплекса трубы путем оснащения более совершенным оборудованием, проводившимся под руководством д.т.н. профессора А.М. Харитонова, а затем — д.т.н. профессора В.И. Запрягаева, Т-313 превратилась в одну из самых совершенных и востребованных аэродинамических установок своего класса.

Целями данных экспериментально-расчетных исследований, проведенных на этапе ввода числа Маха  $M = 7$  в режим постоянной эксплуатации, являлось определение степени неравномерности потока в рабочей части и отработка процедуры (методики) проведения серийных экспериментов на указанном режиме работы Т-313. Предварительные результаты выполненных исследований были представлены в работе [9].

### Условия проведения экспериментов

В соответствии с принятой в Т-313 методикой [10], экспериментальные исследования включали определение местных чисел Маха на режиме  $M = 7$  в шести поперечных сечениях с координатами  $x = 75, 225, 375, 525, 675$  и  $825$  мм (рис. 2) и в сечении  $x = 675$  мм при  $M = 5$  и 6, пробные измерения температуры торможения  $T_0$  при  $x = 75$  и  $675$  мм, а также определение толщины пограничного слоя на верхней стенке рабочей части трубы в сечении  $x = 525$  мм при  $M = 7$ . Следует отметить, что при проведении настоящей работы основное внимание уделялось более подробному изучению параметров потока в сечении  $x = 675$  мм, поскольку исследуемые в аэродинамической трубе Т-313 модели в большинстве случаев располагаются именно в районе данного сечения.

Значения местных чисел Маха вычислялись по данным измерений давления за прямым скачком уплотнения  $P_0'$  с помощью гребенки приемников полного давления (рис. 3) и давления торможения  $P_{0ф}$  в форкамере горячего тракта аэродинамической трубы, т. е. по изоэнтропическим соотношениям  $P_0'/P_{0ф}$  для идеального газа. Температуры торможения  $T_0$  в рабочей части определялись гребенкой термпар, а измерения в пограничном слое выполнялись с помощью комбинированного зонда приемников полного и статического давлений.

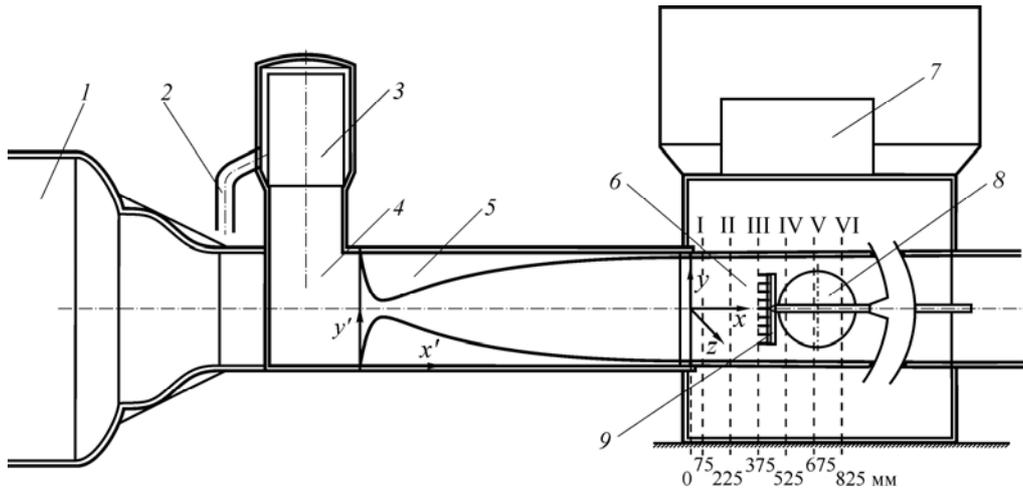


Рис. 2. Схема расположения координатных осей и измерительных сечений в рабочей части Т-313. 1 — форкамера холодного тракта, 2 — трасса подвода воздуха, 3 — подогреватель, 4 — форкамера горячего тракта, 5 — сопловая вставка, 6 — рабочая часть, 7 — аэродинамические весы, 8 — оптическое окно, 9 — гребенка.

Гребенка приемников полного давления (ГПД) представляла собой крестообразную сварную конструкцию из двух пилонов длиной по  $\sim 410$  мм, имевших заостренные с передней и тыльной сторон кромки, и цилиндрической державки длиной 1,42 м и наружным диаметром 38 мм. Дренажные трубки диаметром  $2,5 \times 0,3$  мм и общей длиной  $\sim 3$  м, соединявшие приемники полного давления с датчиками измерительного комплекса Т-313, выводились наружу через державку и вырез на нижней стенке рабочей части, расположенный за обтекателем саблевидной подвески механических весов ( $\alpha$ -механизма аэродинамической трубы). Державка ГПД крепилась в саблевидной подвеске и для придания необходимой жесткости дополнительно поддерживалась стреловидной подставкой с зажимом на конце, которая перемещалась вдоль пазов нижней стенки рабочей части в нужное положение.

ГПД была оснащена двадцатью одним цилиндрическим приемником полного давления (трубками Пито) наружным диаметром 2,5 мм, диаметром отверстия 1,6 мм и длиной 70 мм, соответствующим рекомендациям для измерений в случаях отсутствия значительных скасов потока [11, 12]. Трубки Пито располагались в двух взаимно перпендикулярных

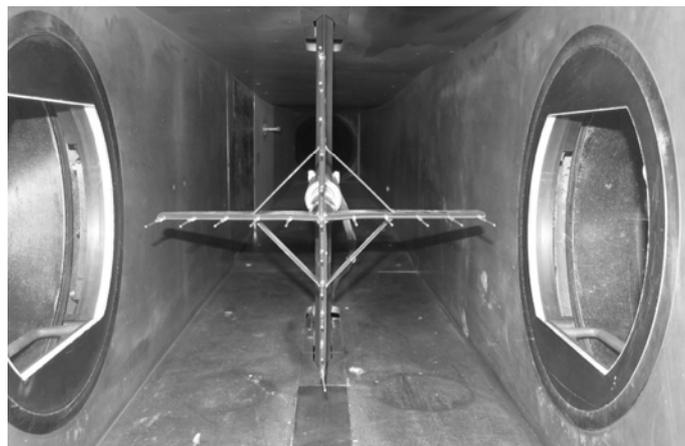


Рис. 3. Расположение гребенки приемников полного давления  $P_0'$  в рабочей части Т-313.

плоскостях с равномерным шагом по 40 мм. Для обеспечения необходимой жесткости они были вставлены в трубки большего диаметра на расстоянии 45 мм от переднего торца. Центральная трубка Пито находилась в точке пересечения вертикального и горизонтального пилонов гребенки, т. е. на продольной оси рабочей части трубы. Для увеличения общей жесткости пилоны ГПД были подкреплены приваренными под углом в  $45^\circ$  пластинами-укосами (см. рис. 3).

Реализующиеся в трубках Пито величины давления  $P_0'$  за прямыми скачками уплотнения регистрировались с помощью тензометрических модулей абсолютного давления типа ТДМ-А класса точности 0,3 с диапазоном измерений 0–63 кПа, размещенных в специальном теплоизолированном боксе из пенопласта, установленном на нижней площадке камеры давления рабочей части аэродинамической трубы. Для измерений давления в форкамере  $P_{0ф}$  использовался прибор ИПД модели 89008 с пределом измерений 1,57 МПа и классом точности 0,06. Относительная ошибка измерений числа Маха [7] по соотношениям  $P_0'/P_{0ф}$  не превышала  $\pm 0,0022$ , т. е. 0,22 %.

Гребенка термопар крестообразной конструкции имела 17 хромель-алюмелевых термопар, расположенных с равномерным шагом 50 мм. Спаи термопар находились в цилиндрических камерах торможения (в трубках) с наружным диаметром 5 мм и длиной 18 мм, оснащенных расположенными вблизи поверхности изолятора двумя боковыми вентиляционными отверстиями диаметром по 1,5 мм. Показания термопар регистрировались вольтметрами Agilent 34970A. На данном этапе исследований измерения полей температур носили только качественный характер.

При измерениях полей полного давления и температур гребенки обычно устанавливались в двух положениях: под нулевым углом (как показано на рис. 3) и с поворотом в плоскости того же поперечного сечения на угол  $\varphi = 45^\circ$  (т. е. в положениях «+» и «>>»). В отдельных случаях для уточнения характеристик поля в конкретном сечении проводились измерения и при промежуточных углах поворота гребенок. В связи с возможностью изменения размеров критического сечения сопла  $h$  за счет термического расширения осуществлялось регулярное измерение его величины — до начала, в ходе проведения и после окончания каждой серии испытаний. Усредненные значения  $h$ , координаты сечений, величины температур торможения воздуха в форкамере и углы установки ГПД указаны на приводимых ниже картинах полей чисел Маха. Эксперименты проводились с использованием автоматизированной системы сбора, накопления и обработки полученных данных аэродинамической установки Т-313 [13, 14]. Средние значения  $M_{ср}$  и  $T_{0ср}$  в поперечных сечениях и по всей области измерений в рабочей части определялись по принятой в Т-313 методике [10] и представляют собой среднеинтегральные по площади или объему значения. Для построения двумерных картин полей течения, служащих исключительно в качестве дополнительного иллюстративного материала, результаты первичной обработки экспериментальных данных (местных чисел Маха и температур торможения) интерполировались с использованием бикубических сплайнов.

На начальном этапе проведения рассматриваемых экспериментальных исследований использовался омический подогреватель воздуха с сопротивлением  $R = 0,105$  Ом и выходной мощностью  $N \approx 1$  МВт. На стационарном режиме работы с давлением торможения в форкамере  $P_{0ф} \approx 1,18$  МПа (12 ат) при числе Маха  $M = 7$  он мог обеспечить подогрев подаваемого воздуха только до температуры  $T_{0ф} = 393$  К. При получаемых статических параметрах потока ( $P_{ст} \sim 28,9$  кг/м<sup>2</sup> или 284 Па и  $T_{ст} \sim 36$  К) это явно не гарантировало отсутствия конденсации воздуха (рис. 4) [15]. В связи с этим, для получения более приемлемой с точки зрения конденсации воздуха температуры эксперименты проводились с использованием методики так называемого «предварительного перегрева воздуха». По данной методике перед выходом трубы на рабочий режим осуществлялся разогрев электроподогревателя до максимально возможной температуры при пониженном расходе

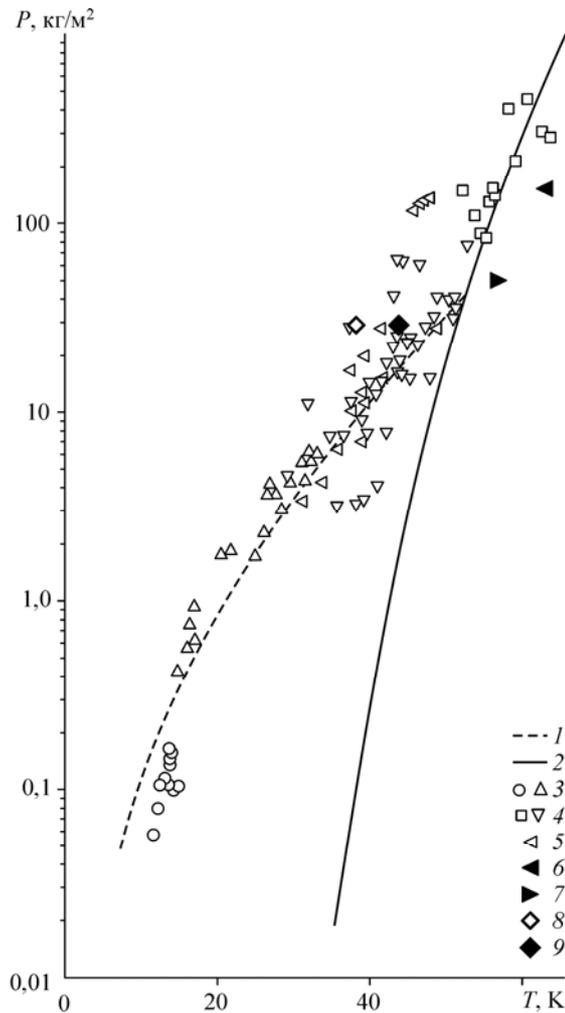


Рис. 4. Конденсация воздуха в рабочей части аэродинамических труб.

1 — осредненные экспериментальные данные работы [15], 2 — кривая насыщения воздуха; сопла: 3 — коническое, 4 — профилированное, 5 — плоское; Т-313: 6 —  $M = 5$ ,  $T = 370$  К, 7 —  $M = 6$ ,  $T = 463$  К, 8 —  $M = 7$ ,  $T = 413$  К, 9 —  $M = 7$ ,  $T = 473$  К.

воздуха, а показания датчиков фиксировались после повышения давления в форкамере до номинального значения (1,18 МПа) уже на участке плавного снижения температуры в районе  $T_{0ф} \approx 413$  К, поскольку мощности для поддержания температуры  $T_{0ф} = \text{const}$  на таком уровне явно не хватало.

По ходу выполнения рассматриваемых экспериментальных исследований был введен в эксплуатацию модернизированный подогреватель с измененной схемой подключения сборки нагревательных элементов. Данный подогреватель с электрическим сопротивлением  $R = 0,177$  Ом при работе с тем же генератором постоянного тока ГП-2300, использовавшимся после выхода генератора ГП-6000 из строя, уже обеспечивал мощность  $N \approx 1,62$  МВт и на типичных режимах работы Т-313 позволял поддерживать температуру подогре-

ва воздуха при  $M = 5, 6$  и  $7$  на уровне  $T_{0ф} \approx 373, 463$  и  $493$  К при номинальных значениях давления торможения  $P_{0ф} \approx 0,79, 0,80$  и  $1,18$  МПа соответственно. Реализованные в каждом отдельном эксперименте величины температур торможения в форкамере, которые в целях безопасной эксплуатации подогревателя поддерживались несколько ниже уровня указанных выше значений, как и координаты исследованных сечений, приведены в правом верхнем углу рассматриваемых далее картин полей чисел Маха. На режимах  $M = 5$  и  $6$  указанных выше температур торможения было вполне достаточно для предотвращения конденсации воздуха в рабочей части трубы, а при  $M = 7$  реализованная в большинстве экспериментов температура  $T_{0ф} \approx 473$  К (при которой  $P_{ст} \sim 28,9$  кг/м<sup>2</sup> и  $T_{ст} \sim 45,7$  К) была близка к температуре, необходимой для предотвращения конденсации (см. экспериментальные данные для Т-313 на рис. 4).

Характерные примеры изменения полного давления  $P_{0ф}$  и температуры торможения воздуха в форкамере  $T_{0ф}$  в ходе типичных экспериментов по изучению характеристик полей потока в рабочей части трубы Т-313 на режиме  $M = 7$  приведены на рис. 5. Как видно из графиков, общая длительность каждого отдельного пуска аэродинамической трубы составляла примерно 2,5 – 4 минуты. При этом рабочий режим с постоянными значениями давления и температуры (с модернизированным подогревателем) длился около 30 секунд, в течение которых для повышения надежности получаемых экспери-

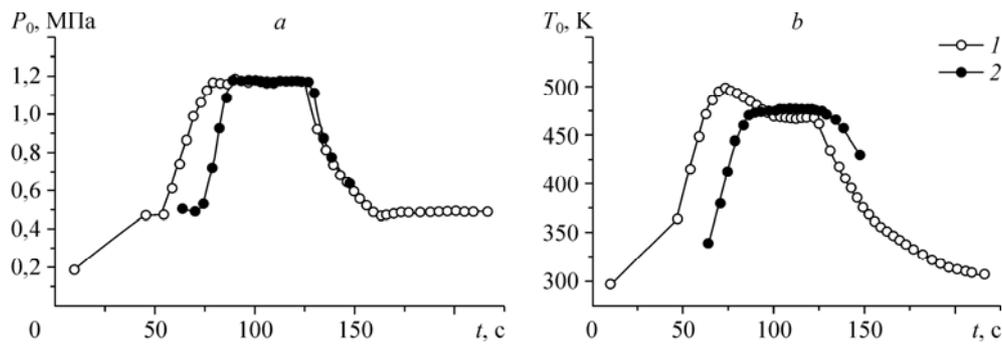


Рис. 5. Изменения величин  $P_{0\phi}$  и  $T_{0\phi}$  в форкамере трубы Т-313 во время экспериментов на режиме  $M = 7$ .

1 — с предварительным перегревом воздуха, 2 — с нормальным нагревом.

ментальных данных после выравнивания давления в дренажных трассах ГПД регистрировалось не менее 3–4 отсчетов показаний приборов. Такой подход к фиксированию отсчетов позволял дополнительно удостовериваться в полном выравнивании давления в трассах гребенки и исключать возможные случайные выбросы показаний датчиков. При использовании модернизированного подогревателя выход на рабочий режим мог осуществляться как с предварительным перегревом воздуха в форкамере (кривые 1, рис. 5), так и с плавным ее увеличением до номинального уровня (кривые 2) при нормальном расходе воздуха. Первый вариант, служивший типичным режимом эксплуатации аэродинамической трубы Т-313 при числах Маха  $M_\infty = 6$  и 7 со старым электроподогревателем, после его модернизации (увеличения мощности до  $N \approx 1,62$  МВт) практически не использовался, поскольку не давал никаких преимуществ по сравнению со вторым вариантом выхода на рабочий режим как в отношении длительности проводимого эксперимента, так и суммарного расхода воздуха (по причине траты подавляющей части сжатого воздуха на работу двух эжекторов).

### Условия расчетных оценок

Для анализа структуры и выявления возможных возмущений поля течения в дополнение к экспериментам были проведены численные расчеты параметров потока в сопле и рабочей части аэродинамической трубы Т-313 при числе Маха  $M = 7$ . Расчеты выполнялись в двумерном приближении с использованием пакета программ FLUENT как для невязкого течения, так и в предположении полностью турбулентного течения в рамках осредненных уравнений Навье–Стокса и модели турбулентности  $k-\omega SST$ .

При проведении численных расчетов была принята система координат  $x'Oy'$ , оси которой располагались в начальной точке контура сопла (см. рис. 2), а выходное расчетное сечение соответствовало  $x' = 3442$  мм и находилось в районе расположения оптического окна для установки прибора Теплера. Расчетная область ограничивалась плоскостью симметрии сопла при  $y' = 350$  мм и поверхностью проточного тракта. Она включала форкамеру «горячего тракта» (проставку) длиной  $L = 1200$  мм, собственно сопло ( $L = 2470$  мм), переходную горизонтальную вставку (так называемый «порог» рабочей части,  $L = 175$  мм) и начальный участок рабочей части длиной  $L = 800$  мм. Следует отметить, что принятый в расчете продольный контур на выходе из сопла наклонен под углом  $\theta = -1^\circ$  и, следовательно, в точке стыка с горизонтальной вставкой возникают дополнительные возмущения в виде волн сжатия. Собственно контур рабочей части трубы линейный, для компенсации нарастания толщины вытеснения пограничного слоя он имеет угол наклона  $\theta = -0,5^\circ$  к продольной оси и, таким образом, в точке сопряжения с горизонтальной вставкой также возникают возмущения в виде волн разрежения.

При описании контура реального сопла использовался массив координат его поверхности, имеющийся в базе данных аэродинамической трубы Т-313. Во всей расчетной области сетка строилась со сгущением к поверхности контура, суммарное число узлов сетки составляло 430 481. В качестве начальных данных во входном сечении расчетной области задавались параметры торможения потока  $P_{0ф} = 1,18$  МПа и  $T_{0ф} = 433$  К, а в выходном сечении — статическое давление  $P = 284,3$  Па, определенное по изэнтропическим соотношениям для числа Маха  $M = 7$ .

### Результаты исследований поля потока

Как уже отмечалось, для построения двумерных картин полей течения результаты первичной обработки экспериментальных данных (местные числа Маха и температуры торможения) интерполировались с помощью бикубических сплайнов. В каждом поперечном сечении использовались данные нескольких пусков аэродинамической трубы с различным положением гребенки по углу крена  $\varphi$  (как правило, в положениях «+» и «>»). Результаты такой обработки полей чисел Маха для пяти поперечных сечений, расположенных вдоль рабочей части при  $M = 7$ , приведены на рис. 6.

Как видно из представленных данных, полученных при температуре торможения в форкамере  $T_{0ф} \approx 473$  К, вдоль всей длины рабочей части наблюдаются отдельные зоны как повышенных, так и пониженных чисел Маха. В пределах экспериментально исследованной области, охватывавшей ~35 % площади поперечного сечения рабочей части аэродинамической трубы, выявленные зоны пониженных чисел Маха располагаются в основном вблизи центра ядра потока. При этом по мере перемещения вниз по потоку заметны их постепенный сдвиг влево, сближение друг с другом и слияние практически в единую зону пониженных значений числа Маха. Такая же картина течения была характерна и для исследований первого этапа, проведенных при температуре потока  $T_{0ф} \approx 413$  К.

Для выявления возможного влияния на получаемые картины распределений чисел Маха количества используемых измерительных точек в сечении  $x = 675$  мм были проведены измерения как при стандартных положениях гребенки насадков полного давления «+» и «>» ( $\varphi = 0^\circ$  и  $45^\circ$ ), так и дополнительно при ее промежуточных положениях  $\varphi = 15^\circ, 30^\circ, 60^\circ$  и  $75^\circ$ . Рисунки 6, e, f демонстрируют, что увеличение в три раза общего количества измерительных точек указанным способом не приводит к существенному изменению общего характера получаемых картин течения, хотя положения и конфигурации отдельных зон чисел Маха при этом становятся несколько иными. Даже утроение количества положений гребенки по углу  $\varphi$  в каждом сечении не обеспечивает достаточной густоты измерительных точек в периферийной зоне измерений. Поскольку весовые коэффициенты точек внешнего кольца (т. е. объем пространства в рабочей части, относимый к ее показаниям) в 5 раз больше, чем у точек первого внутреннего кольца, ошибки в показаниях этих точек вносят более существенный вклад в суммарную ошибку определения величин  $M_{ср}$  и в получаемые величины средних квадратических отклонений. Для предотвращения такой ситуации необходимы дальнейшие более подробные экспериментальные исследования с использованием гребенок иной конструкции, а именно — с равномерным расположением измерительных точек на расстояниях 20–25 мм друг от друга по всему поперечному сечению рабочей части (исключая области влияния пограничного слоя вблизи стенок трубы). Можно надеяться, что это позволит не только заметно повысить точность определения средних параметров течения в зоне расположения исследуемых моделей, но и идентифицировать источники большинства локальных отклонений параметров и принять меры по их ликвидации или минимизации до приемлемого уровня.

По данным экспериментов, в четырех передних сечениях (I–IV) рабочей части трубы величины  $M_{ср}$  составляют 6,82; 6,86; 6,90 и 6,85 соответственно, а средние квадратические отклонения числа Маха  $\sigma_M$  находятся в пределах 0,034–0,044 или относительные

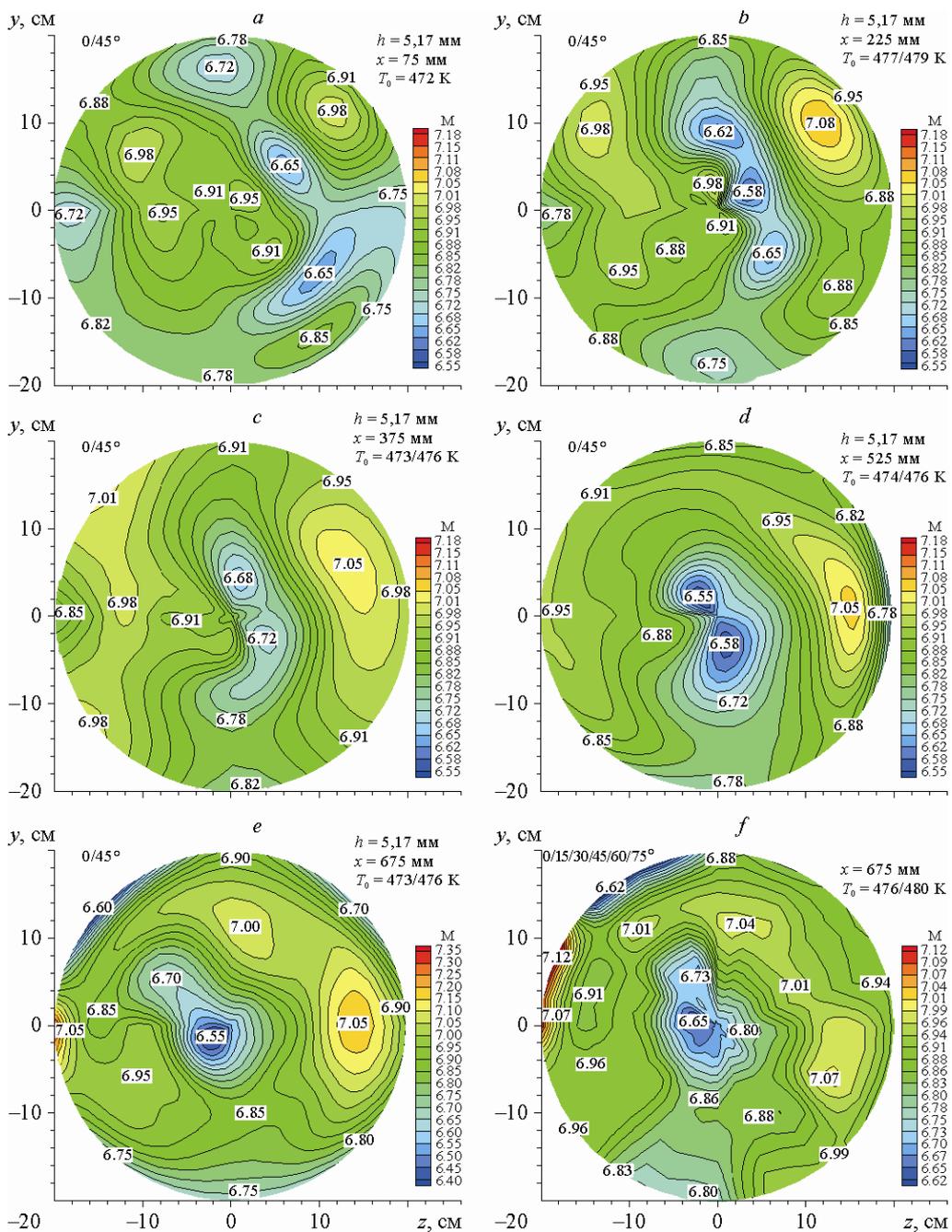


Рис. 6. Поле чисел Маха в рабочей части Т-313 на режиме  $M = 7$  при  $T_{0ф} \approx 473$  К ( $Re_1 \approx 7,58 \cdot 10^6$ ).

средние квадратические отклонения  $\bar{\sigma}_M = \sigma_M/M_{cp} \sim 0,5-0,6\%$ . Эти значения вполне сопоставимы с полученными в расчетах величинами неравномерности потока, которые рассматриваются далее по ходу обсуждения расчетных материалов. Однако в последних двух поперечных сечениях (V–VI) выявленные в экспериментах средние квадратические отклонения чисел Маха увеличиваются до 0,060 и 0,134, хотя сами значения  $M_{cp}$  сохраняются на том же уровне (6,86 и 6,90 соответственно). Максимальные отклонения величин температуры в исследованных сечениях  $x = 75$  и  $675$  мм при  $M = 7$  составляют

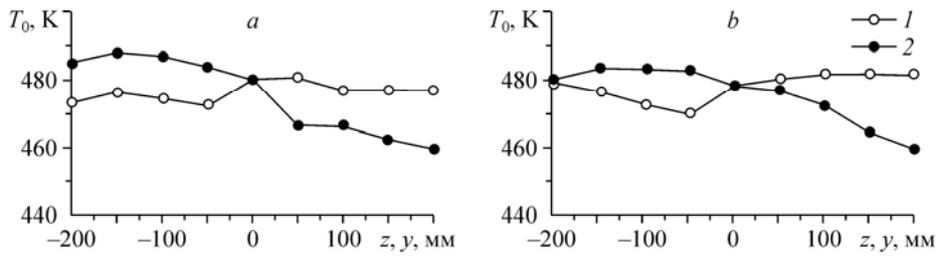


Рис. 7. Распределение температуры торможения в сечениях  $x = 75$  (а) и  $675$  (б) мм в горизонтальной (1) и вертикальной (2) плоскостях симметрии при  $M = 7$ .

до  $\pm 14$  К (рис. 7). Как видно из приведенных данных, максимальные разбросы величин  $T_0$  в горизонтальных плоскостях составляют  $\pm(0,8-1,2)$  %, а в вертикальных  $\pm(2,5-3)$  %.

При этом в обоих поперечных сечениях четко фиксируется плавное снижение температуры в вертикальной плоскости, начинающееся несколько выше оси трубы, до своего минимального уровня по мере смещения в сторону нижней стенки рабочей части, что может свидетельствовать о вертикальной стратификации потока подогретого воздуха по температуре. Другой возможной причиной такого распределения температур может служить и резкий поворот потока в форкамере горячего тракта аэродинамической трубы под углом в  $90^\circ$ , что не может не сопровождаться формированием отрывов потока и заметным изменением структуры течения перед входом в сопловую часть. Следует также отметить, что в обоих рассматриваемых сечениях имеют место отклонения температуры потока от номинального (задаваемого) значения  $T_{0ф} \approx 478$  К как в одну, так и в другую сторону.

Для сравнения на рис. 8 представлены картины распределения чисел Маха, полученные в сечении  $x = 675$  мм на режимах  $M = 5$  и  $6$ . Приведенные данные показывают, что при числах Маха  $M = 5$  и  $6$  имеет место примерно такой же характер неравномерности потока в рабочей части, как и на рассмотренном выше режиме  $M = 7$ . По-видимому, локальные зоны пониженного и повышенного чисел Маха формируются не только под влиянием отдельных дефектов контура конкретных сопловых вставок, но и из-за конструктивных особенностей самого гиперзвукового (горячего) тракта аэродинамической трубы Т-313, в том числе и его электроподогревателя воздуха.

Рис. 9 демонстрирует изменение поля чисел Маха в сечении  $x = 675$  мм на режиме  $M = 7$  при ступенчатом понижении температуры торможения потока в ходе одного

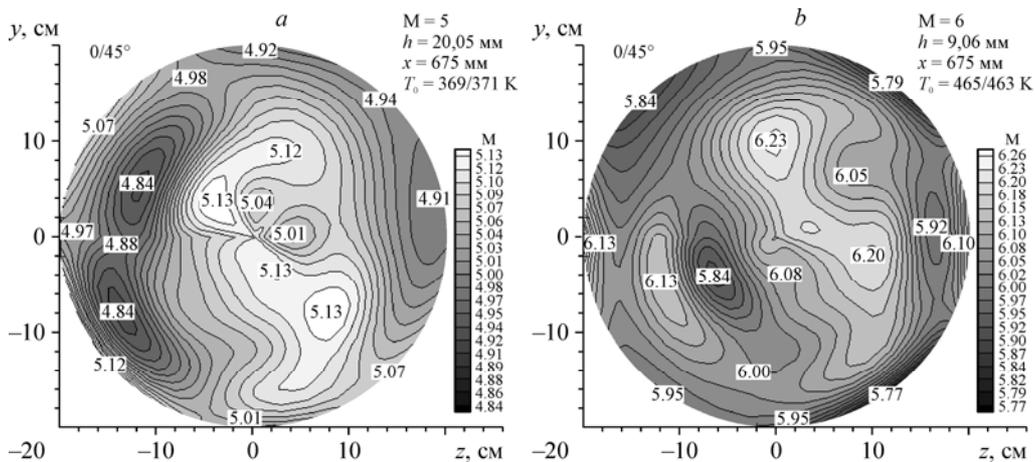


Рис. 8. Поле чисел Маха в сечении  $x = 675$  мм при  $M = 5$  ( $Re_1 \approx 16,1 \cdot 10^6$ ) и  $6$  ( $Re_1 \approx 7,65 \cdot 10^6$ ).

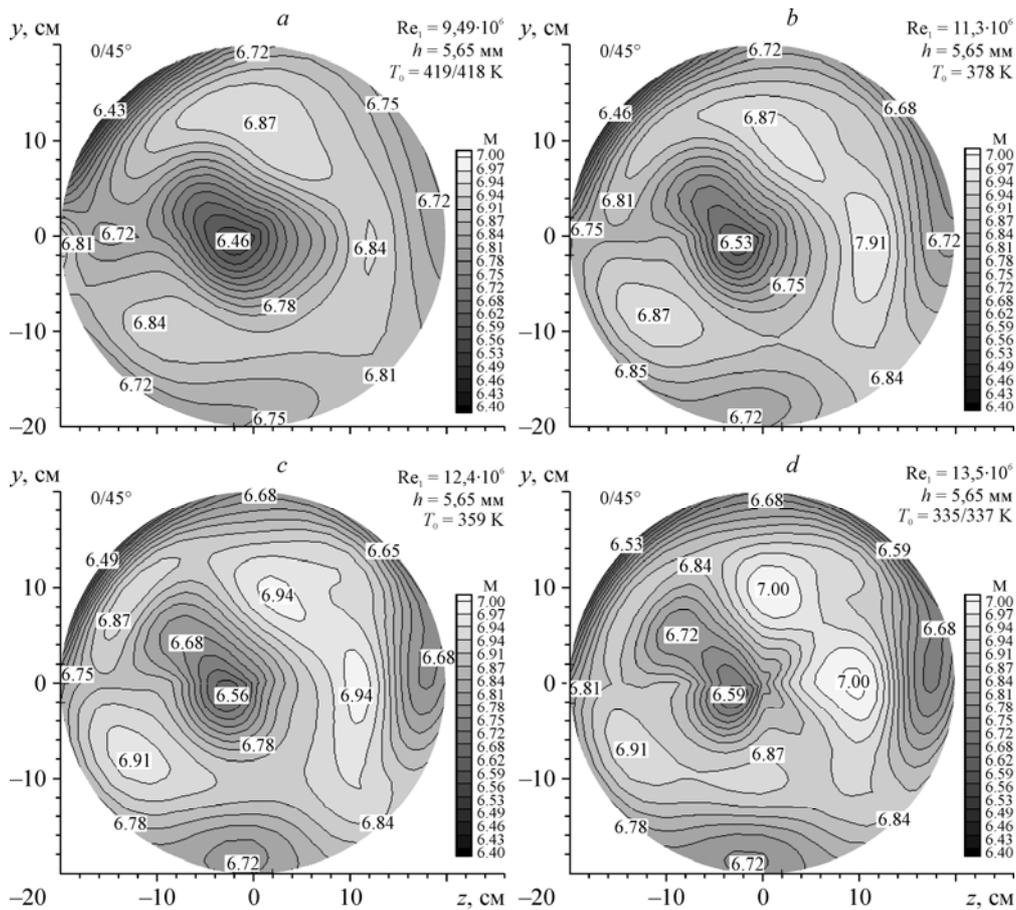


Рис. 9. Влияние температуры торможения  $T_{0ф}$  на поле чисел Маха в сечении  $x = 675$  мм на режиме  $M = 7$ .

эксперимента. Видно, что по мере уменьшения температуры торможения  $T_{0ф}$  от 419 до 336 К наблюдается некоторый рост локальных чисел Маха. Соответственно возрастают и средние значения числа Маха в сечении. Как следует из данных приведенной ниже таблицы, увеличение среднего числа Маха с уменьшением температуры в диапазоне  $T_{0ф} = 419\text{--}336$  К составляет 0,05, т. е.  $\sim 0,7\%$ . Такое увеличение величины  $M_{ср}$  объясняется в основном увеличением единичного числа Рейнольдса  $Re_1$  от  $9,49 \cdot 10^6$  до  $13,5 \cdot 10^6$  [1/м] и соответствующим уменьшением толщины вытеснения пограничного слоя на стенках сопловых вставок и рабочей части трубы по мере снижения  $T_{0ф}$  и дополнительного расширения потока. Видно, что в сечении  $x = 675$  мм относительные средние квадратические отклонения числа Маха  $\bar{\sigma}_M$  также составляют  $\sim 0,7\text{--}0,8\%$ .

Полученные данные свидетельствуют о том, что при проведении экспериментов на одном и том же числе Маха, но с разными температурами подогрева воздуха  $T_{0ф}$  для

Таблица

$T_{0ф}$ , К	418	378	359	336
$Re_1 \cdot 10^{-6}$ [1/м]	9,49	11,3	12,4	13,5
$M_{ср}$	6,755	6,766	6,776	6,800
$M_{max}$	6,88	6,89	6,92	7,00
$M_{min}$	6,41	6,45	6,48	6,50
$\bar{\sigma}_M$ , %	0,7	0,7	0,7	0,8

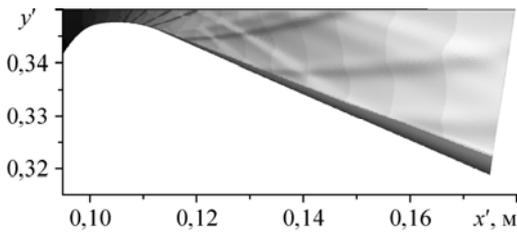


Рис. 10. Расчетная структура течения в области критического сечения сопла при числе Маха  $M = 7$ .

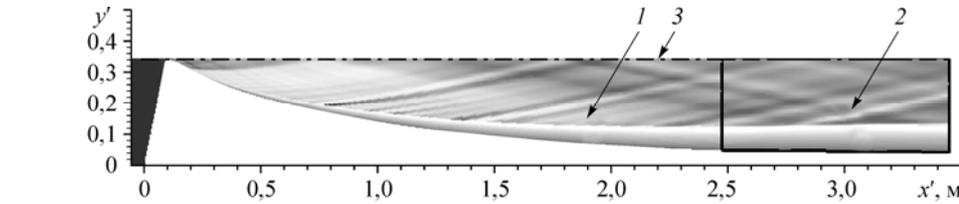


Рис. 11. Расчетная структура течения в сопле и рабочей части трубы при  $M = 7$ .  
1 — сопло, 2 — рабочая часть, 3 — плоскость симметрии.

предотвращения возможных систематических ошибок необходимо учитывать высокую вероятность заметного изменения как локальных, так и средних значений чисел Маха в зоне расположения исследуемых моделей.

Как показывают проведенные при  $M = 7$  численные расчеты, возмущения значительной интенсивности формируются как в самом сопле, так и на его стыке с рабочей частью (рис. 10, 11). При этом явно прослеживается их связь с зонами расположения заметной неравномерности контура сопла, имеющими место на участках с координатами  $x' \approx 210\text{--}230$ ,  $670\text{--}1230$  и  $1970\text{--}2100$  мм. Возникшие возмущения, последовательно отразившись от плоскости симметрии и от поверхности сопла, в конечном итоге оказываются в рабочей части трубы (рис. 11). Как видно из полученных данных, неравномерность контура сопла влияет, в первую очередь, на поле течения вблизи стенок, что хорошо демонстрируют картины распределения относительного статического давления  $\bar{P}_{ст} = P_{ст}/P_{\infty}$  (рис. 12).

Также обращает на себя внимание тот факт, что в основной части сопла ( $x' \sim 250\text{--}1750$  мм) статическое давление в плоскости симметрии заметно ниже давления на его поверхности (рис. 12, b). На данном

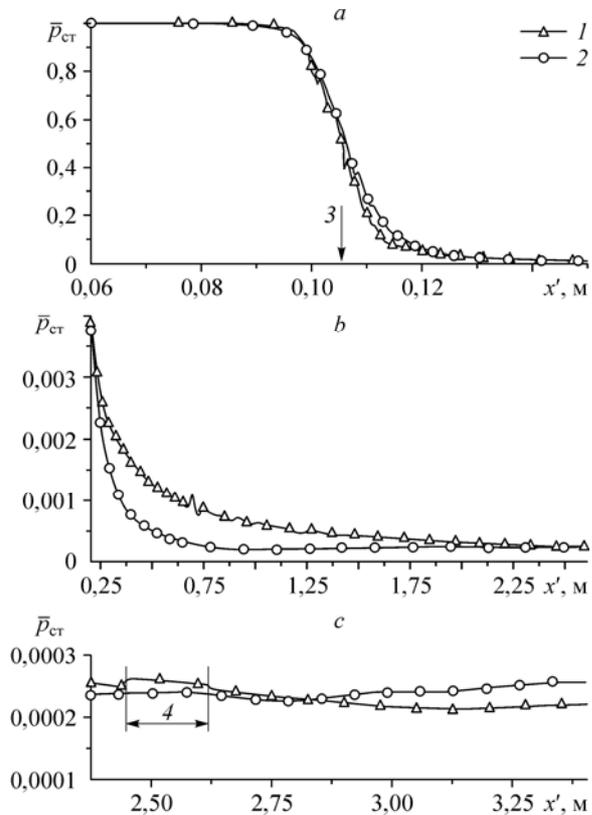
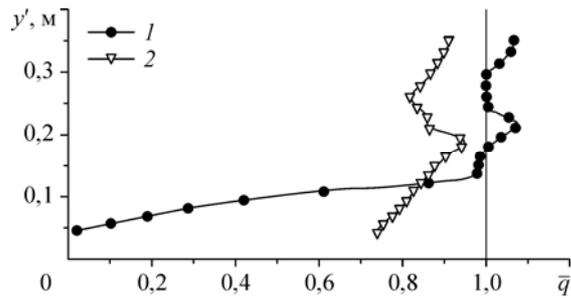


Рис. 12. Расчетное распределение статического давления вдоль сопла и рабочей части трубы на режиме  $M = 7$ .

a — область критического сечения сопла, b — сопло, c — рабочая часть трубы; 1 — поверхность сопла, 2 — плоскость симметрии, 3 — критическое сечение сопла, 4 — горизонтальная вставка.

Рис. 13. Расчетное распределение скоростного напора в поперечном сечении рабочей части  $x \sim 800$  мм на режиме  $M = 7$ . Течения: вязкое (1), невязкое (2).



участке имеет место существенная неравномерность в распределении числа Маха по высоте сопла, а именно, локальные величины  $M$  существенно возрастают по направлению к плоскости симметрии. Например, уже при  $x' \sim 750$  мм в плоскости симметрии достигаются значения  $M \approx 7$ , в то время как вне пограничного слоя вблизи стенки число Маха составляет всего  $M \approx 5,5$ .

По расчетным данным, среднее интегральное значение числа Маха вне пограничного слоя в поперечном сечении рабочей части  $x' = 3442$  ( $x \sim 800$ ) мм составляет  $M_{cp} = 7$ , а относительное среднее квадратическое отклонение  $\bar{\sigma}_M \approx 0,7\%$ , что вполне согласуется с полученными экспериментальными данными, рассмотренными ранее. Для невязкого течения  $M_{cp} = 7,12$  и  $\bar{\sigma}_M \approx 1,1\%$ , т. е. расчетная неравномерность поля по сравнению с вязким течением заметно больше.

На рис. 13 и 14 представлены примеры распределения скоростного напора и углов схода потока в рабочей части трубы в сечении  $x' = 3442$  ( $x \sim 800$ ) мм. Здесь скоростной напор нормирован на значение  $q = 9776$  Па, полученное с использованием изоэнтропических соотношений при рассматриваемых условиях расчета. Средняя интегральная величина скоростного напора в этом сечении составляет  $q_{cp} = 9982,2$  Па, а его относительное среднее квадратическое отклонение  $\bar{\sigma}_q \approx 2,9\%$ . При этом среднее значение статического давления  $P_{cp} = 284,3$  Па, а  $\bar{\sigma}_p \approx 0,5\%$ . Скосы потока имеют знакопеременный характер и могут достигать величин  $\pm 0,5^\circ$  (рис. 14).

На рис. 15, а представлено сравнение расчетных и экспериментальных данных толщины пограничного слоя в плоскости симметрии рабочей части и распределения чисел Маха вдоль рабочей части, полученных при  $M = 7$ . При вычислениях по измерениям с помощью комбинированного зонда величины числа Маха в пределах толщины пограничного слоя определялись по отношениям  $P/P_0'$ , а вне пределов пограничного слоя — ( $y > 80$  мм) —  $P_0'/P_{0ф}$ . Сопоставление расчетных и экспериментальных профилей пограничного слоя в сечении  $x = 525$  мм показывает их хорошее соответствие между собой. При этом толщина пограничного слоя составляет  $\delta_{пс} \approx 80-85$  мм. Перегиб расчетной кривой чуть выше границы пограничного слоя вызван приходящими туда из сопла возмущениями (волнами сжатия и расширения).

Экспериментальные данные распределения чисел Маха по длине рабочей части, представленные на рис. 15, б, получены при значениях температуры торможения  $T_{0ф} \approx 413$  и  $\sim 473$  К и представляют собой осредненные по каждому сечению величины  $M_{cp}$ . Можно отметить, что расчетные данные для вязкого течения на оси сопла

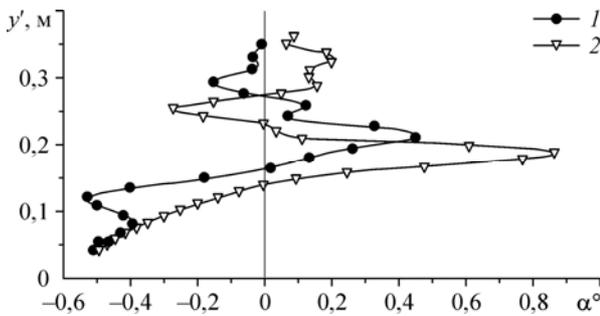


Рис. 14. Расчетные углы схода потока в поперечном сечении рабочей части на режиме  $M = 7$ . Течения: вязкое (1), невязкое (2).

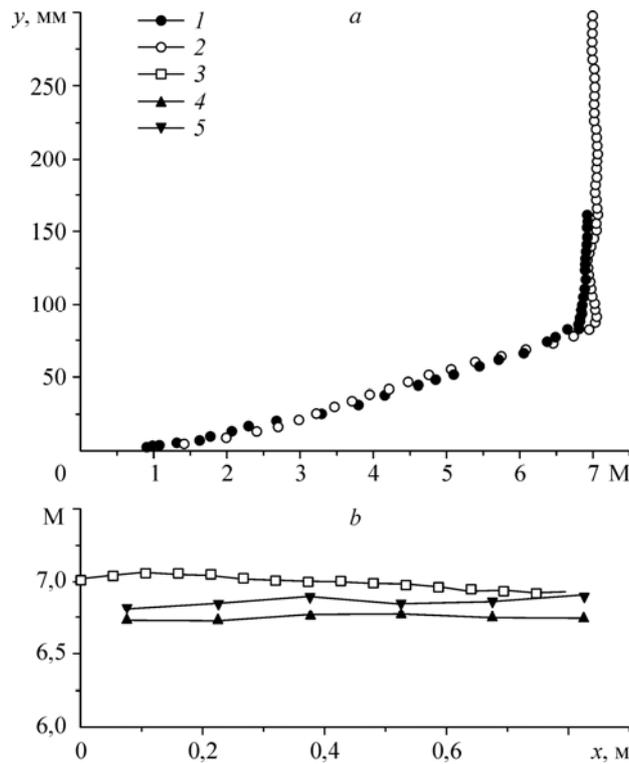


Рис. 15. Сравнение экспериментальных и расчетных данных толщины пограничного слоя в сечении  $x = 525$  мм (а) и чисел Маха по длине рабочей части Т-313 (б) на режиме  $M = 7$ .

Данные: экспериментальные (1), расчетные (2), расчетные в плоскости симметрии (3); осредненные по сечениям экспериментальные данные при  $T_{0\phi} \approx 413$  (4), 473 (5) К.

(кривая 3) достаточно хорошо сходятся с экспериментальными величинами, в частности, в зоне расположения окна для прибора Теплера, т. е. в области нахождения исследуемых моделей. Так, при  $x = 0,797$  м расчетная величина числа Маха  $M_p = 6,934$ , а экспериментальная при  $x = 0,825$  м —  $M_{\text{эксп}} = 6,904$ , т. е. расхождение между ними не превышает  $\sim 0,5$  %.

### Заключение

Проведены экспериментальные и расчетные исследования поля потока в плоском сопле с номинальным числом Маха  $M = 7$  и рабочей части аэродинамической трубы Т-313 ИТПМ СО РАН. Экспериментально получено, что в зоне расположения модели в рабочей части аэродинамической трубы (сечения IV-VI) среднее число Маха при температуре подогрева воздуха  $T_{0\phi} \approx 473$  К составляет  $M_{\text{ср}} \approx 6,87$  со средним квадратическим отклонением  $\sigma_M \approx 0,08$  (относительное среднее квадратическое отклонение  $\bar{\sigma}_M = 1,1$  %). В сечении V (примерно центр окна для прибора Теплера) среднее число Маха  $M_{\text{ср}} = 6,865$  и  $\bar{\sigma}_M = 0,9$  %.

В пределах экспериментально исследованной области, охватывавшей  $\sim 35$  % площади поперечного сечения рабочей части аэродинамической трубы, выявленные зоны пониженных чисел Маха располагаются в основном вблизи центра ядра потока и по мере перемещения вниз по потоку практически сливаются в единую зону. По данным экспериментов, в четырех передних сечениях (I-IV) рабочей части трубы средние квадратические отклонения числа Маха  $\sigma_M$  находятся в пределах 0,034–0,044 или  $\sim 0,5$ –0,6 %

от средней величины  $M_{\text{ср}}$ . Однако в последних двух поперечных сечениях (V–VI) выявленные в экспериментах средние квадратические отклонения чисел Маха значительно увеличиваются и достигают величин 0,060 и 0,134 соответственно.

Измерения распределения температуры торможения в горизонтальных и вертикальных плоскостях в сечениях  $x = 75$  и  $675$  мм показали, что максимальные отклонения величин температуры не превышают  $\pm 14$  К. При этом максимальные разбросы величин  $T_0$  в горизонтальных плоскостях составляют  $\sim \pm(0,8-1,2)\%$ , а в вертикальных —  $\pm(2,5-3)\%$ . В обоих поперечных сечениях  $x = \text{const}$  фиксируется плавное снижение температуры в вертикальной плоскости, начинающееся несколько выше оси трубы, до своего минимального уровня по мере смещения в сторону нижней стенки рабочей части, что может свидетельствовать о вертикальной стратификации потока подогретого воздуха по температуре.

Вариации температуры торможения в форкамере и измерения в сечении  $x = 675$  мм показали некоторое увеличение среднего числа Маха от  $M_{\text{ср}} = 6,755$  до  $6,800$  с уменьшением температуры в диапазоне  $T_{0\text{ф}} = 419-336$  К и соответствующим ростом  $Re_1$  от  $9,49 \cdot 10^6$  до  $13,5 \cdot 10^6$ , что составляет  $\sim 0,7\%$ . Такое увеличение величины  $M_{\text{ср}}$  может быть обусловлено уменьшением толщины вытеснения пограничного слоя на стенках сопловых вставок и рабочей части трубы по мере снижения  $T_{0\text{ф}}$  и дополнительным расширением потока.

Проведенные численные расчеты в двумерном приближении показали, что среднее значение числа Маха вне пограничного слоя в поперечном сечении рабочей части  $x' = 3442$  ( $x \sim 800$ ) мм составляет  $M_{\text{ср}} = 7$ , а относительное среднее квадратическое отклонение  $\bar{\sigma}_M \approx 0,7\%$ , что вполне согласуется с полученными экспериментальными данными. Средняя величина скоростного напора в этом сечении  $q_{\text{ср}} = 9982,2$  Па, а его относительное среднее квадратическое отклонение  $\bar{\sigma}_q \approx 2,9\%$ , среднее значение статического давления  $P_{\text{ср}} = 284,3$  Па и  $\bar{\sigma}_p \approx 0,5\%$ . Скосы потока по расчетным данным имеют знакопеременный характер и могут достигать величин  $\pm 0,5^\circ$ . Сопоставление расчетных и экспериментальных профилей скорости в пограничном слое в сечении  $x = 525$  мм показало их хорошее соответствие между собой. При этом толщина пограничного слоя составляет  $\delta_{\text{нс}} \approx 80-85$  мм.

Опыт проведения пусконаладочных испытаний и экспериментов по изучению поля течения на режиме  $M = 7$  показал, что для получения близких к постоянным параметров потока в рабочей части в каждой серии экспериментов перед ее началом необходимо провести предварительный пуск трубы для обеспечения нагрева и термического расширения сопловых вставок в районе критического сечения до уровня рабочего режима эксплуатации аэродинамической трубы. Для исключения систематических погрешностей при проведении испытаний также необходимы тщательная проверка точности установки сопловых вставок и контрольные измерения реальной величины критического сечения сопла.

Для выявления истинных источников основных возмущений, ответственных за неравномерность полей чисел Маха и температур, и получения новых метрологических характеристик аэродинамической трубы Т-313 в гиперзвуковом диапазоне скоростей необходимы дополнительные, более подробные экспериментальные исследования с равномерным расположением измерительных точек, охватывающие не менее 60–70 % площади поперечного сечения рабочей части.

### Список литературы

1. Поуп А., Гойн К. Аэродинамические трубы больших скоростей. М.: Мир, 1968. 504 с.

2. Горлин С.М. Экспериментальная аэромеханика. М.: Высшая школа, 1970. 423 с.
3. Горлин С.М., Слезингер И.И. Аэромеханические измерения. Методы и приборы. М.: Наука, 1964. 720 с.
4. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Ч. 1. Аэродинамические трубы и газодинамические установки. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2005. 220 с.
5. Дулов В.Г., Левченко В.Я., Харитонов А.М. Развитие аэродинамических исследований в ИТПМ СО АН СССР // ПМТФ. 1987. № 4 С. 86–106.
6. Лойцянский Л.Г. Механика жидкости и газа. М.: Изд-во физико-математической литературы, 1959. 784 с.
7. Харитонов А.М. Техника и методы аэрофизического эксперимента. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 643 с.
8. Волонихин И.И., Григорьев В.Д., Демьяненко В.С., Писаренко Х.И., Харитонов А.М. Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-313 // Аэрофизические исследования: сб. научн. трудов ИТПМ СО АН СССР. Новосибирск, 1972. С. 8–11.
9. Zapryagaev V.I., Mazhul I.I., Maksimov A.I. Investigation of the flow field in the test section of the T-313 wind tunnel at  $M_\infty = 7$  // Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research. Abstracts. Pt. I. Novosibirsk: Parallel, 2010. P. 251–252.
10. Бродецкий М.Д., Харитонов А.М. Исследование неравномерности поля скоростей в рабочей части аэродинамической трубы // Методы аэрофизического эксперимента: лабораторный практикум. Ч. 1. Новосибирск: НГТУ, 1995. С. 10–25.
11. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). М.: «Машиностроение», 1972. 332 с.
12. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока. М.: Машиностроение, 1996. 380 с.
13. Гилев В.М., Запрыгаев В.И., Певзнер А.С., Гаркуша В.В., Яковлев В.В., Пищик Б.Н. Мультикомпьютерная система автоматизации аэродинамического эксперимента // Вычислительные технологии. 2008. Т. 13. Совместный вып. по мат. межд. конф. “Вычислительные и информационные технологии в науке, технике и образовании.” Ч. 1. С. 415–420.
14. Gilyov V.M., Zapryagaev V.I., Pevzner A.S., Garkusha V.V., Fedorov A.I., Yakovlev V.V. Multicomputer data acquisition and control system for aerodynamic blowdown wind tunnels // Intern. Conf. on Methods of Aerophys. Research: Abstracts, Pt. I. Novosibirsk, 2008. P. 51–52.
15. Даум Ф.Л. Конденсация воздуха в гиперзвуковой аэродинамической трубе // Ракетная техника и космонавтика. 1963. Т. 1, № 5. С. 22–26.

*Статья поступила в редакцию 19 января 2012 г.*