

Канд. техн. наук В. Н. Сиренко, А. Ю. Животов

ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В ИМПУЛЬСНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

На ГП «КБ «Южное» была введена в эксплуатацию перспективная экспериментальная установка – импульсная аэродинамическая труба. Она предназначена для моделирования набегающего потока при полете ракеты на больших сверхзвуковых и гиперзвуковых скоростях. Для решения актуальных проектных задач, стоящих перед ГП «КБ «Южное», потребовалось расширить диапазон исследуемых в импульсной трубе скоростей на малые сверхзвуковые числа Маха ($Ma=1,5; 2; 3$). В результате была создана модернизированная конфигурация импульсной трубы, которая позволяет моделировать параметры потока на малых сверхзвуковых скоростях. Близкие к натурным результаты аэродинамического эксперимента, выполненного в модернизированной импульсной трубе, могут быть получены при наличии наиболее полной информации об особенностях формирования в ней сверхзвукового потока. Поэтому в качестве основного направления исследований было выбрано изучение распределения полей чисел Маха в рабочей части модернизированной импульсной трубы на малых и больших сверхзвуковых скоростях. Представленные в статье результаты исследований основываются на применении численных методов моделирования, а также данных, полученных экспериментальным путем. В результате газодинамического моделирования сверхзвукового потока, выполненного для сопел $Ma=4$ и $Ma=2$, получены расчетные и экспериментальные данные о характере распределения и значениях полей чисел Маха в рабочей части трубы. Проведен их сравнительный анализ. Определены границы области равных скоростей, в пределах которой выполняется условие квазистатического сверхзвукового потока, и время существования рабочего режима для выбранного типа сопла. При истечении потока из сопла $Ma=2$ выявлена особенность в характере распределения полей чисел Маха, связанная с возникновением эффекта «запирания» сверхзвукового потока. Предложены способы устранения эффекта «запирания» потока на малых сверхзвуковых скоростях.

Ключевые слова: моделирование набегающего потока, поля скоростей в рабочей части трубы, аэродинамический эксперимент.

На ДП "КБ "Південне" було введено в експлуатацію перспективну експериментальну установку – імпульсну аеродинамічну трубу. Її призначено для моделювання потоку, що набігає, під час польоту ракети на великих надзвукових і гіперзвукових швидкостях. Для вирішення актуальних проектних завдань, що стоять перед ДП "КБ "Південне", треба було розширити діапазон досліджуваних в імпульсній трубі швидкостей на малі надзвукові числа Маха ($Ma=1,5; 2; 3$). У результаті проведених робіт було створено модернізовану конфігурацію імпульсної труби, яка дозволяє моделювати параметри потоку на малих надзвукових швидкостях. Близькі до натурних результати аеродинамічного експерименту, виконаного в модернізованій імпульсній трубі, можуть бути отримані, якщо є найбільш повна інформація про особливості формування в ній надзвукового потоку. Тому як основний напрям досліджень було вибрано вивчення розподілу полів чисел Маха в робочій частині модернізованої імпульсної труби на малих і великих надзвукових швидкостях. Наведені у статті результати досліджень ґрунтуються на застосуванні числових методів моделювання, а також даних, отриманих експериментальним шляхом. У результаті газодинамічного моделювання надзвукового потоку, виконаного для сопел $Ma=4$ і $Ma=2$, отримано розрахункові й експериментальні дані про характер розподілу і значення полів чисел Маха в робочій частині труби. Проведено їх порівняльний аналіз. Визначено межі області однакових швидкостей, у якій виконується умова квазістатичного надзвукового потоку, та час існування робочого режиму для вибраного типу сопла. Під час витікання потоку із сопла $Ma=2$ виявлено особливість у характері розподілу полів чисел Маха, пов'язану з виникненням ефекту "запирання" надзвукового потоку. Запропоновано способи усунення ефекту "запирання" потоку на малих надзвукових швидкостях.

Ключові слова: моделювання потоку, що набігає, поля швидкостей у робочій частині труби, аеродинамічний експеримент.

A promising experimental bench – a shock wind tunnel was put into operation at Yuzhnoye SDO. The shock wind tunnel is designed to simulate the incident flow during rocket flight at high supersonic and hypersonic velocities. To solve actual design problems facing Yuzhnoye SDO, it was necessary to expand the range of velocities under investigation in a shock wind tunnel by low supersonic Mach numbers ($Ma=1.5; 2; 3$). As a result of this work, a modernized configuration of the shock wind tunnel was developed, which allows

simulating flow parameters at low supersonic velocities. The results of aerodynamic experiment performed in the modernized shock wind tunnel, which are close to full scale ones, can be obtained using as much data on peculiarities of supersonic flow formation in it as possible. Therefore, the study of the distribution of Mach numbers profiles in the working section of the modernized shock wind tunnel at low and high supersonic velocity was chosen as the main line of research. The results of the research presented in the article are based on the use of numerical simulation methods, as well as data obtained experimentally. As a result of gas-dynamic simulation of a supersonic flow conducted for the nozzle $Ma=4$ and the nozzle $Ma=2$, the calculated and experimental data on the distribution pattern and field values of Mach numbers in the working section of the tunnel were obtained. A comparative analysis was carried out. The boundaries of the region of equal velocities, within which the condition of quasistatic supersonic flow is satisfied, and the lifetime of the operating mode for the selected nozzle type were determined. At the flow from the nozzle $Ma=2$, a peculiarity was revealed in the distribution pattern of Mach numbers fields associated with the appearance of "blocking" effect of the supersonic flow. The methods for eliminating the effect of flow "blocking" at low supersonic velocities are proposed.

Key words: incident flow modeling, velocity fields in the wind tunnel working section, aerodynamic experiment.

Введение

Для моделирования в наземных условиях движения ракет в атмосфере обычно используют экспериментальные газодинамические установки (аэродинамические трубы) непрерывного или периодического действия. Такие установки представляют собой сложные инженерно-технические сооружения, дорогостоящие как при создании, так и в эксплуатации. Получение сверхзвуковых потоков воздуха в них требует больших энергетических и, как следствие, финансовых затрат.

Разумной альтернативой аэродинамическим трубам непрерывного или периодического действия является использование на практике газодинамических установок кратковременного действия – импульсных аэродинамических труб, имеющих существенно более простую конструкцию и отличающихся малым потреблением энерго-ресурсов [1]. Однако диапазон применимости современных импульсных аэродинамических труб лежит в области больших сверхзвуковых и гиперзвуковых чисел Маха ($Ma=4\dots 20$). Поэтому они не могут быть использованы для моделирования полетов ракет при умеренных сверхзвуковых скоростях ($Ma=1,5\dots 3$). Возможности модернизации подобного типа установок для их эксплуатации на малых сверхзвуковых скоростях рассмотрены в работе [2], в которой показано, что для получения умеренных сверхзвуковых скоростей необходимо использовать сопла с большими диаметрами критических сечений. Для работы таких

сопел требуется значительно увеличить объем основной форкамеры установки и, соответственно, массы запасаемого рабочего газа (воздуха), что позволяет парировать увеличенный расход воздуха, а также сохранить постоянные размеры струи потока и приемлемый темп уменьшения давления.

В настоящей работе рассмотрены особенности формирования сверхзвукового потока в рабочей части импульсной аэродинамической трубы на малых и больших сверхзвуковых числах Маха.

Экспериментальный метод изучения распределения полей чисел Маха в рабочей части импульсной аэродинамической трубы

Одними из важнейших рабочих характеристик импульсной аэродинамической трубы, которые определяют ее эксплуатационные качества, являются измеряемые параметры потока воздуха в рабочей части установки. К ним, прежде всего, относится распределение чисел Маха при импульсном истечении сверхзвукового потока из сопла установки в ее рабочую часть. При выполнении пусконаладочных работ исследуют неравномерности полей реализуемых чисел Маха в различных поперечных сечениях рабочей части трубы и определяют границу области равных скоростей, в пределах которой выполняется условие квазистатического сверхзвукового потока. Именно в границах этой области должна быть размещена испытываемая масштабная модель ракеты для корректного соблюдения условий проведения аэродинамического эксперимента.

Распределение чисел Маха по сечениям рабочей части импульсной аэродинамической трубы, представленной на рис. 1, изучают с помощью специального измерителя – «гребенки» приемников полного давления.



Рис. 1. Импульсная аэродинамическая труба: 1 – вспомогательная форкамера; 2 – сопло; 3 – рабочая часть импульсной аэродинамической трубы

На рис. 2 представлена «гребенка», которую использовали для измерения чисел Маха в импульсной аэродинамической трубе на ГП «КБ «Южное».



Рис. 2. «Гребенка» приемников полного давления в рабочей части трубы

«Гребенка» представляет собой закрепленный на державке в рабочей части трубы пластинчатый корпус с 18 приемниками полного давления, которые измеряют полное давление p'_0 за прямым скачком уплотнения. «Гребенку» можно вращать вокруг ее оси в диапазоне углов от 0 до 360 град с шагом 15 град. Нулевым положением «гребенки» считается ее вертикальное расположение с датчиком полного давления № 1 вверху. При перемещении относительно продольной оси рабочей ча-

сти трубы «гребенка» может быть установлена в любом заданном положении относительно среза сопла в пределах от 0 до 205 мм.

Для расчета числа Маха потока в рабочей части трубы необходимо также вместе со значением давления p'_0 за прямым скачком уплотнения измерять значение полного давления p_0 перед прямым скачком уплотнения.

На рис. 3 приведена схема измерений параметров потока в рабочей части трубы для определения числа Маха.

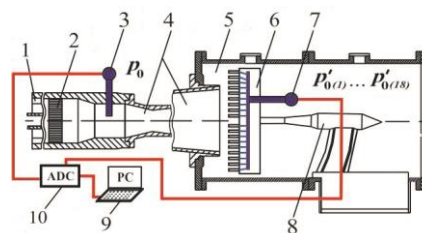


Рис. 3. Схема измерений параметров потока в рабочей части трубы:

1 – вспомогательная форкамера; 2 – выравниватель потока; 3 – датчик измерения полного давления до прямого скачка уплотнения; 4 – сопло; 5 – рабочая часть; 6 – «гребенка» приемников полного давления; 7 – датчики измерения полного давления за прямым скачком уплотнения (18 шт.); 8 – державка; 9 – компьютер; 10 – аналого-цифровой преобразователь

Измерение и регистрацию показаний датчиков давления p_0 и p'_0 проводили при помощи новой высокоскоростной многоканальной измерительно-управляющей системы Sirius-18 [3] с адаптивной подстройкой коэффициентов усиления сигнала, фильтром низкой частоты и аналого-цифровым преобразователем с разрядностью 12 бит. Частота съема данных – 100 кГц.

Распределение полей чисел Маха в рабочей части импульсной аэродинамической трубы исследовали по следующей схеме. Для заданного скоростного режима работы трубы (например, сопла) $Ma=4$ были выбраны пять поперечных сечений в зоне предполагаемого расположения исследуемой масштабной модели ракеты, отстоящих друг от друга на 50 мм. Нумерация сечений велась от среза сопла в рабочей части трубы. Первоначально «гребенку» устанавливали в сечении 1 рабочей части трубы таким образом, чтобы приемники полного давления располагались на расстоянии 5 мм от среза сопла. После этого проводился

пуск трубы, и система измерений фиксировала показания 18 датчиков «гребенки» (полное давление за прямым скачком уплотнения в рабочей части трубы), а также показания датчика полного давления p_0 во вспомогательной форкамере.

Предварительно вычислив отношение давлений p'_0/p_0 и далее используя формулу Релея [4]

$$\frac{p'_0}{p_0} = \frac{\frac{2\gamma}{\gamma+1} M^2 - \frac{\gamma-1}{\gamma+1}}{\left[\frac{4\gamma}{(\gamma+1)^2} - \frac{2(\gamma-1)}{(\gamma+1)^2} \frac{1}{M^2} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}},$$

где γ – показатель адиабаты, методом итераций находили зависимость числа Маха от времени для всего интервала измерений. Поскольку параметры потока в форкамере трубы во время ее работы изменяются из-за истечения из замкнутого объема, полученные в результате вычислений числа Маха приводятся в осредненном виде на выбранном интервале времени из диапазона от 100 до 600 мс, соответствующем времени существования рабочего режима.

Применение «гребенки» в аэродинамическом эксперименте позволяет визуализировать процесс изменения полного давления в рабочей части трубы, а также определить область и длительность рабочего режима.

Численный метод моделирования течения потока в рабочей части импульсной аэродинамической трубы

Для исследования особенностей формирования сверхзвукового потока в рабочей части импульсной аэродинамической трубы при малых и больших числах Маха с помощью программного пакета Ansys Fluent была разработана численная модель течения воздуха в нестационарной постановке. При численном моделировании использовались сопла $Ma=4$ и $Ma=2$.

Геометрия расчетной области, представленной на рис. 4, состоит из контуров вспомогательной форкамеры, сопел $Ma=4$ и $Ma=2$, рабочей части, конфузора и выхлопного диффузора. Геометрия рассмотрена

как осесимметричная. Дискретизация расчетной области выполнена с помощью структурированной прямоугольной сетки с количеством расчетных ячеек 40584.

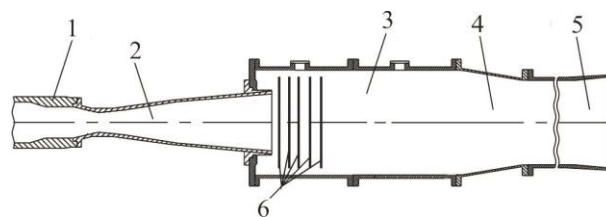


Рис. 4. Геометрия расчетной области: 1 – вспомогательная форкамера; 2 – сопло; 3 – рабочая часть; 4 – конфузор; 5 – выхлопной диффузор; 6 – места установки «гребенки»

Граничные условия при численном моделировании приняты следующими:

- на входной границе заданы временные зависимости полного давления и температуры торможения;
- на выходной границе заданы условия свободного вытекания в пространство со статическим давлением 1 атм;
- на стенках заданы условия прилипания и адиабатического теплообмена.

Численные значения полного давления и температура торможения для нестационарных граничных условий на входной границе определены из имеющихся данных по натурным измерениям и расчетной методики «Дренаж» [5].

Численное моделирование проведено во временном диапазоне 0 – 1000 мс. Шаг по времени – 0,005 мс.

На рис. 5 представлена визуализация результатов численного моделирования изменения во времени полей чисел Маха в рабочей части трубы при использовании сопла $Ma=4$.

Показанная на рис. 5 картина нестационарного течения сверхзвукового потока воздуха хорошо иллюстрирует процесс образования в рабочей части трубы устойчивой области равных скоростей сверхзвуковой струи. Так, в момент времени $t = 120$ мс в рабочей части трубы формируется в виде конуса устойчивая область близких по значению чисел Маха (конус Маха).

В границах этой области рекомендуется размещать испытываемую масштабную модель ракеты. С момента времени $t = 200$ мс граница области равных скоростей

начинает уменьшаться в своих линейных размерах и в момент времени $t = 300$ мс практически не выходит за срез сопла. Этот момент времени соответствует прекращению существования рабочего режима для сопла $Ma=4$.

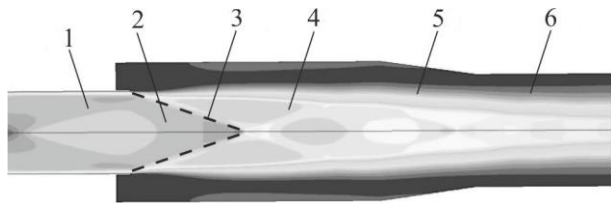


Рис. 5. Распределение полей чисел Маха в момент времени $t = 120$ мс для сопла $Ma=4$:

1 – сопло; 2 – область равных скоростей; 3 – граница области равных скоростей; 4 – рабочая часть; 5 – конфузор; 6 – выхлопной диффузор

Использование в модернизированной конфигурации импульсной аэродинамической трубы сопла с большим критическим сечением, чем в сопле $Ma=4$, приводит к увеличению массового расхода воздуха через сопло и, соответственно, увеличению объема запасаемого воздуха, что значительно продлевает время существования рабочего режима. Так, например, для сопла $Ma=2$ время существования рабочего режима составляет не менее 800 мс. Однако сам процесс формирования границ области равных скоростей в рабочей части трубы не отличается от рассмотренного выше для сопла $Ma=4$.

Обсуждение полученных расчетных и экспериментальных данных по распределению полей чисел Маха в рабочей части импульсной аэродинамической трубы

На рис. 6 представлено распределение чисел Маха, полученных расчетным и экспериментальным путями, по пяти сечениям рабочей части трубы в момент времени $t = 120$ мс существования рабочего режима сопла $Ma=4$.

Экспериментальные данные для сравнения получены по результатам пяти пусков трубы с близкими по значению начальными параметрами аэродинамического эксперимента, т.е. давлением торможения, температурой торможения, давлением и температурой окружающей среды.

Вид графиков изменений значений чисел Маха, представленных на рис. 6, позволяет судить о постоянстве и равномерности распределения поля скоростей потока в поперечных сечениях рабочей части трубы для выбранного момента времени.

Из рис. 6, а видно, что наиболее равномерно распределенное и постоянное по значению поле скоростей потока наблюдается в сечении 1 рабочей части трубы, которое находится в непосредственной близости от среза сопла. В последующих поперечных сечениях рабочей части наблюдается сужение границ области равномерного распределения поля скоростей потока.

Результаты представленного на рис. 6 б эксперимента по определению скорости потока (числа Маха) в поперечных сечениях рабочей части трубы для выбранного момента времени позволяют определить границы области постоянных скоростей сверхзвуковой струи. Если в выходном сечении сопла скорости распределяются равномерно, то в начале струи толщина пограничного слоя равна нулю. С внешней стороны пограничный слой струи соприкасается с неподвижной жидкостью, а с внутренней – переходит в ядро постоянных скоростей. Таким образом, на внутренней границе пограничного слоя струи скорость потока равна скорости истечения из сопла [6]. По мере удаления от сопла наряду с утолщением пограничного слоя происходит сужение ядра постоянной скорости. Этот процесс приводит к тому, что на некотором расстоянии ядро постоянной скорости потока исчезнет совсем. Однако на рис. 6 в видно, что ядро постоянной скорости присутствует в сечении 5, т.е. в последнем сечении рабочей части трубы. Поэтому можно сделать вывод, что ядро постоянной скорости потока распространено по всей длине рабочей части трубы, в которую устанавливается испытываемая масштабная модель ракеты. С целью увеличения области равных скоростей (чисел Маха) в поперечном направлении и обеспечения равномерности потока в рабочей части трубы испытываемую модель ракеты целесообразно располагать как можно ближе к срезу сопла.

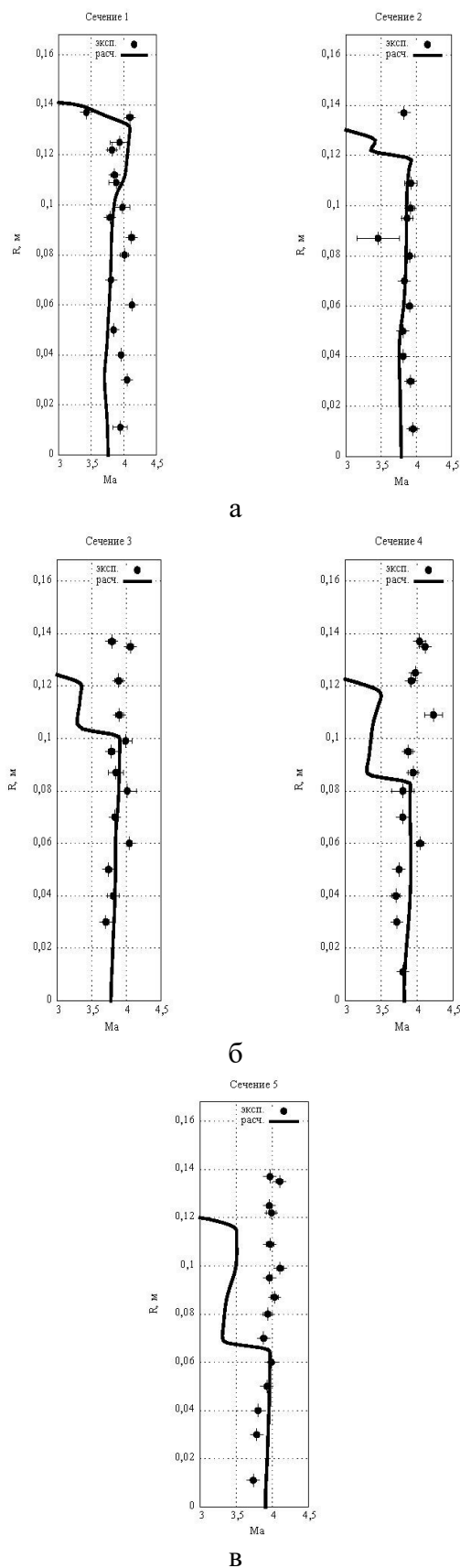


Рис. 6. Распределение чисел Маха в рабочей части трубы: а – сечения 1 и 2; б – сечения 3 и 4; в – сечение 5; R – радиус рабочей части трубы; Ма – число Маха; эксп. – значения числа Маха, полученные экспериментальным путем; расч. – расчетные значения числа Маха

Сравнительный анализ представленных на рис. 6 расчетных и экспериментальных данных показывает их хорошее совпадение в границах области ядра сверхзвукового потока. При этом максимальное отличие расчетных значений скорости сверхзвукового потока от экспериментальных данных не превышает 8,5%.

За пределами ядра потока максимальное отличие расчетных данных от экспериментальных составляет 23,1%, что объясняется особенностями численного моделирования процесса взаимодействия внешнего пограничного слоя сверхзвуковой струи с неподвижной жидкостью в пристеночной области рабочей части трубы. Однако само распределение расчетных и экспериментальных значений числа Маха в поперечных сечениях рабочей части соответствует реальной физической картине формирования границы рабочей области сверхзвукового потока (конуса Маха), т.е. по мере удаления от среза сопла вместе с утолщением пограничного слоя происходит сужение ядра постоянной скорости. С целью определения максимальных разбросов расчетных значений чисел Маха по сечениям рабочей части трубы необходимо провести численное моделирование сверхзвукового потока с начальными и граничными условиями, уточненными по результатам фактических измерений. Для уточнения разбросов экспериментальных значений чисел Маха по сечениям рабочей части необходимо провести статистический анализ данных измерений, получаемых на большем количестве пусков трубы при одних и тех же начальных условиях. На рис. 7 представлено распределение чисел Маха, полученных расчетным и экспериментальным путями, по трем сечениям рабочей части трубы в момент времени $t = 200$ мс существования рабочего режима сопла $Ma=2$.

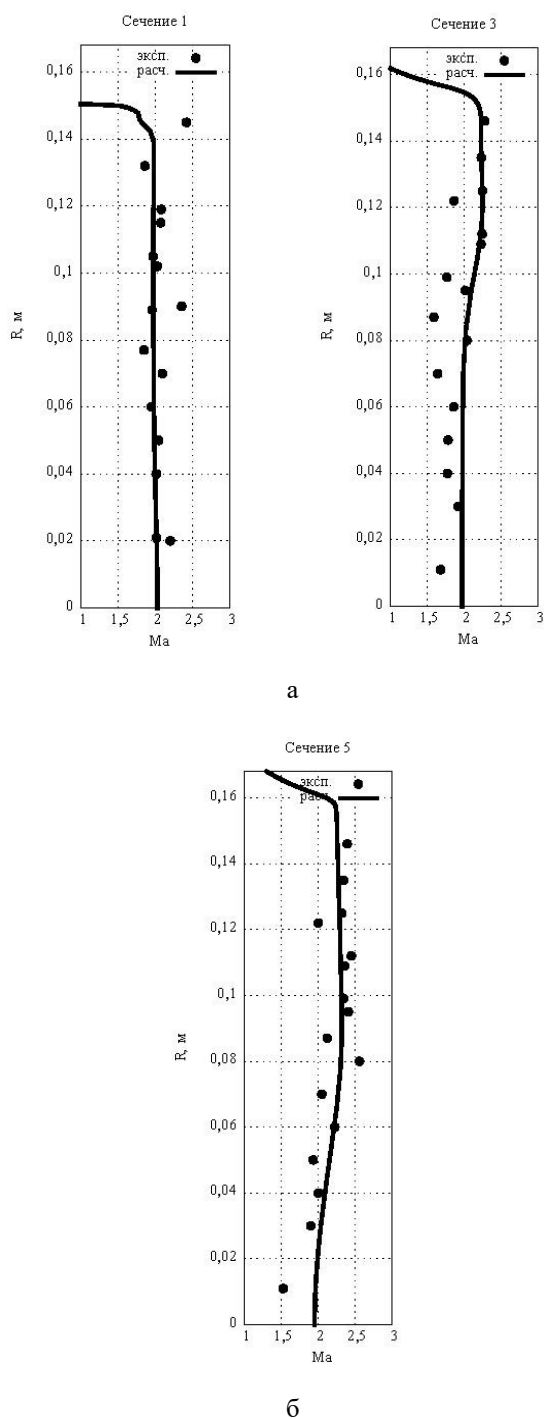


Рис. 7. Распределение чисел Маха в рабочей части трубы: а – сечения 1 и 3; б – сечение 5; R – радиус рабочей части трубы; Ma – число Маха; эксп. – значения числа Маха, полученные экспериментальным путем; расч. – расчетные значения числа Маха

Сравнительный анализ представленных на рис. 7 данных указывает на сопоставимый характер распределения расчетных и экспериментальных значений чисел Маха в сечениях рабочей части трубы. При этом отличие расчетных значений скорости сверхзвукового потока от данных эксперимента не превышает 8,3 %.

Визуализация расчетных и экспериментальных данных аэродинамического эксперимента, представленных на рис. 7, позволяет выявить особенность характера распределения чисел Маха по сечениям рабочей части трубы при использовании сопла $Ma=2$. Так, характер распределения расчетных и экспериментальных значений чисел Маха в сечении 3 рабочей части имеет ярко выраженный вогнутый профиль. Вогнутость профиля распределения чисел Маха значительно возрастает в сечении 5 рабочей части. Таким образом, полученная для сопла $Ma=2$ картина распределения полей чисел Маха в рабочей части трубы существенно отличается по характеру от представленной выше картины распределения полей чисел Маха для сопла $Ma=4$.

Причиной искажения и уменьшения границ устойчивой рабочей области при малых сверхзвуковых скоростях является эффект «запирания» потока в конфузоре импульсной аэродинамической трубы. Появление эффекта «запирания» потока связано со значительным увеличением массового расхода воздуха, поступающего в рабочую часть трубы, при использовании на малых сверхзвуковых скоростях сопел с большими диаметрами критических сечений. Решить проблему устранения эффекта «запирания» потока в конфузоре можно посредством организации эжектирования потока в выхлопном диффузоре трубы при пуске. Другим, менее затратным, способом решения проблемы устранения эффекта «запирания» сверхзвукового потока является уменьшение массового расхода воздуха, поступающего в рабочую часть трубы, при сохранении рабочих режимов применяемых типов сопел для малых сверхзвуковых скоростей.

Выводы

1. Для успешного проведения наземного аэродинамического эксперимента с использованием импульсной аэродинамической трубы необходимо иметь полную информацию о распределении и значениях полей чисел Маха, реализуемых в ее рабочей части при использовании сопел для больших и малых сверхзвуковых скоростей.

2. Для сопел $Ma=4$ и $Ma=2$ получены расчетные и экспериментальные данные о характере распределения и значениях полей чисел Маха в рабочей части трубы. Сравнительный анализ полученных результатов показал удовлетворительную сходимость расчетных и экспериментальных данных.

3. Информация о характере распределения полей чисел Маха в рабочей части трубы позволила выявить область равных скоростей, определить ее границы, а также время существования рабочего режима для выбранного типа сопла.

4. Испытываемую в рабочей части импульсной аэродинамической трубы масштабную модель ракеты целесообразно размещать в пределах границ области равных скоростей, так как эта область является рабочей областью для моделирования процесса воздействия сверхзвукового потока на ракету.

5. При использовании сопла $Ma=2$ выявлена особенность в характере распределения полей чисел Маха в рабочей части трубы, связанная с возникновением эффекта «запирания» сверхзвукового потока. Предложены способы устранения «запирания» потока на малых сверхзвуковых скоростях.

Список использованной литературы

1. Звезгинцев В. И. Газодинамические установки кратковременного действия. В двух частях. Ч. 1. Установки для научных исследований. Новосибирск, 2014. 551 с.

2. Комп'ютерно-вимірвальні технології контролю та управління ракетно-космічної техніки / моногр. під заг. ред. проф. В. П. Малайчука. Дніпро, 2018. 344 с.

3. «Сириус-18». Система измерения и управления импульсной аэродинамической трубой. Руководство по эксплуатации. ЭЛВА4.044.901 РЭ. 2018. 45 с.

4. Абрамович Г.Н. Прикладная газовая динамика. М., 1978. 888 с.

5. Расчет внутреннего давления в отсеках РН. YSF YZH UMN 041 01. Руководство оператора. 2016. 138 с.

6. Исследования характеристик гиперзвуковой аэродинамической трубы АТ-303. Ч. 1. Поля скоростей / А. М. Харитонов и др. *Теплофизика и аэромеханика*. 2006. Т. 13, № 1. С. 1–17.

Статья поступила 14.03.2019