

УДК 536.37; 533; 536.71

К разработке методики определения параметров потока в импульсных аэродинамических трубах*

Ю.В. Громыко, И.С. Цырюльников, А.А. Маслов

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

E-mails: yurkonsk@gmail.com, tsivan@itam.nsc.ru, maslov@itam.nsc.ru

В работе рассмотрены существующие подходы к определению параметров потока в рабочей части импульсных аэродинамических труб и намечены пути их усовершенствования. Разработан алгоритм расчета параметров потока в сверхзвуковых высокоэнтальпийных аэродинамических трубах кратковременного действия с использованием экспериментальных значений давления в форкамере, полного давления за прямым скачком, скорости и температуры торможения потока в зависимости от времени. Показано, что результаты измерений и расчетов, полученные с помощью данного алгоритма определения параметров потока, хорошо согласуются с расчетами параметров потока, выполненными на основе газодинамических соотношений с учетом тепловых потерь в рабочем тракте аэродинамической трубы.

Ключевые слова: высокоэнтальпийная установка кратковременного действия, расчет параметров потока, метод двух термопар, скорость, метод PIV.

Введение

Современный уровень развития авиационно-космической техники вплотную подошел к освоению скоростей полета, соответствующих числам Маха 8 и выше. Полет с такими скоростями сопровождается большими скоростными напорами и температурами торможения ($T_0 = 3000 - 4000$ К) и не может моделироваться в аэродинамических трубах периодического действия, в которых в настоящее время температура торможения ограничена (для графитовых нагревателей $T_0 < 2800$ К [1]). Поэтому для моделирования натуральных условий при лабораторных исследованиях необходимы высокоэнергетические аэродинамические установки, способные реализовывать предельно высокие давления P_0 и температуры торможения T_0 потока, а также числа Рейнольдса, которые обеспечивают наиболее полное соответствие состоянию пограничного слоя на исследуемой модели и натурном объекте. Реализация таких условий возможна в аэродинамических трубах (АДТ) кратковременного действия, в частности, в высокоэнтальпийных импульсных аэродинами-

* Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 121030500162-7). Экспериментальные работы проведены с использованием научного оборудования, входящего в состав ЦКП «Механика».

ческих трубах, что дает им неоспоримые преимущества по сравнению с другими установками [1–4]. Кроме того, импульсные АДТ позволяют проводить исследования влияния реальных свойств различных газов и неравновесных процессов на внешнее обтекание тел [5], изучать развитие возмущений в пограничных слоях и исследовать ламинарно-турбулентный переход при сверхзвуковых скоростях потока, предсказание которого необходимо при создании образцов новой техники.

Высокие температуры и давления торможения потока в импульсных АДТ достигаются за счет нагрева рабочего тела (РТ) в форкамере (ФК) аэродинамической трубы с помощью электродуговых или химических источников энергии, а также за счет его адиабатического сжатия. При таких значениях параметров торможения потока наблюдается их существенное влияние на характеристики течения в рабочей части АДТ, которое отражается не только на реальных свойствах РТ, в частности, эффектах колебательной релаксации, но и на теплоотводе от потока в стенки установки. Важно учитывать эти факторы при определении или расчете параметров набегающего на исследуемую модель высокоэнthalпийного потока. Таким образом, дальнейшее улучшение достоверности данных, получаемых в импульсных АДТ, связано с совершенствованием методов определения и расчета параметров набегающего потока с учетом реальных свойств РТ и теплотерь в газодинамическом тракте этих установок.

В настоящей работе рассматриваются существующие подходы к определению параметров потока в рабочей части импульсных аэродинамических труб и намечаются пути их усовершенствования. Предлагается алгоритм расчета параметров набегающего потока в рабочей части импульсной АДТ с учетом реальных свойств газа и тепловых потерь, в котором используются экспериментальные значения температуры торможения и скорости потока. Алгоритм опробован для импульсной аэродинамической трубы ИТ-302М ИТПМ СО РАН.

1. Экспериментальное оборудование

1.1. Аэродинамическая труба ИТ-302М

Аэродинамическая труба ИТ-302М является установкой кратковременного действия с временем рабочего режима до 500 мс [5]. В конструкции АДТ предусмотрено наличие двух ФК, которые используются для уменьшения темпа падения давления торможения и увеличения продолжительности режима. Аэродинамическая труба оснащена датчиками давления в первой и второй форкамерах и трубкой Пито на срезе сопла.

Цикл работы установки состоит из следующих этапов. При закрытой диафрагме газодинамический тракт трубы вакуумируется. Газ накачивается в первую ФК с системой электродугового подогрева до начального давления P_0 (in) и комнатной температуры T_0 (in). После электродугового разряда газ приобретает большую температуру и давление, что приводит к разрыву диафрагмы, после чего газ дросселируется через решетку с отверстиями из первой ФК во вторую и далее истекает в рабочую часть через сопло. Отношение площади критического сечения сопла к суммарной площади дросселирующих отверстий определяет время и параметры режима.

Работа АДТ возможна в трех вариантах: с падающими во времени значениями параметров; со стабилизацией параметров потока с помощью адиабатического сжатия поршнем при истечении; с дополнительным повышением энтальпии путем адиабатического дожатия РТ. Подробное описание импульсной АДТ ИТ-302М и пути ее модернизации описаны в работе [5].

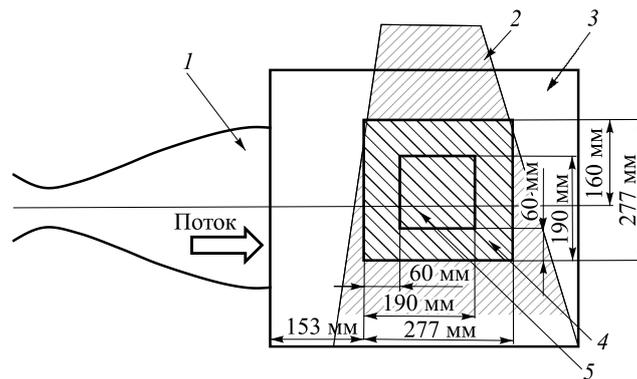


Рис. 1. Расположение области измерений скорости потока.

1 — сопло $d = 300$ мм, 2 — лазерный нож, 3 — рабочая часть, 4 — поле зрения камеры, 5 — область усреднения скорости.

1.2. Измерение скорости методом PIV

Поля скорости измерялись с помощью PIV (Particle Image Velocimetry) системы фирмы «Сигма-Про». В эксперименте использовалось сопло с выходным диаметром 300 мм, рассчитанное на число Маха $M = 6$ при использовании азота в качестве рабочего газа, пуск реализовывался в режиме с падающими во времени значениями параметров. Эксперименты проводились при естественном запылении установки микрочастицами. Подсветка частиц осуществлялась лазерным оборудованием NdYAG Vilitе-Hi-100 (тип: двойной лазер) с максимальной энергией в импульсе $2 \cdot 100$ мДж с частотой 100 Гц. Плоскость лазерного ножа проходила через ось симметрии сопла. Положение частиц фиксировалось камерой FASTCAM NOVA S9 с разрешением 1024×1024 пикселей, область измерений показана на рис. 1.

Восстановление поля скорости по изображениям трассеров проводилось с использованием кросскорреляционных адаптивных алгоритмов с непрерывным смещением окна, однократным делением сетки и деформацией расчетной области. Размер ячеек, в которых рассчитывались локальные значения векторов скорости, составлял 32×16 пикселей, итоговое поле скоростей состояло соответственно из 127×63 векторов. Распределение усредненной скорости в течение пуска выполнялось в ядре потока (см. рис. 1, область 5). Точность восстановления локального значения продольной компоненты скорости не превышала 1,2 %.

1.3. Температура торможения за ударной волной

Измерения температуры торможения за ударной волной выполнялись на основе метода «двух термпар», описанного в работе [6]. В экспериментах использовалось сопло с выходным диаметром 300 мм, рассчитанное на число Маха $M = 8$ при использовании азота в качестве рабочего газа. Пуск реализовывался в режиме стабилизации параметров потока. Два приемника температуры с начальными температурами калориметров 295 и 1050 К соответственно устанавливались в область ядра потока на выходном сечении сопла. Восстановление температуры торможения за ударной волной было выполнено методом деконволюции [7].

2. Текущая обработка режима течения

Высокоэнthalпийные импульсные АДТ применяются для исследования аэродинамики полета моделей сверхзвуковых летательных аппаратов в наземных условиях. Для получения характеристик испытываемых моделей необходимо знать параметры внешнего набегающего потока, имеющего высокие температуры торможения. Непосредственное измерение параметров потока в рабочей части АДТ данного типа осложняется кратковременностью рабочего режима установок и высокой температурой, что исключает многие методы измерений. Поэтому в конструкции таких АДТ, как правило, предусматривается только измерение давления в различных частях тракта трубы и давления за прямым скачком уплотнения в рабочей части. Для получения полного набора параметров потока проводился расчет течения в газодинамическом тракте при использовании некоторых допущений о свойствах потока [8]. Рассмотрим существующий подход к определению параметров в рабочей части установки ИТ-302М.

2.1. Газодинамический метод

2.1.1. Учет реальных свойств газа

При больших значениях давления и температуры, присущих течению с большими сверхзвуковыми числами Маха, критически важным является учет свойств реального газа. Для этого используются различные модели уравнений состояния реального газа либо аппроксимация заданных таблицей параметров. Аппроксимация позволяет экономить вычислительные мощности, но вносит дополнительные погрешности в расчет характеристик течения. Кроме того, зачастую невозможно получить все необходимые характеристики течения из-за ограниченности опубликованных данных. Более оправдано использование непосредственно уравнения состояния реального газа.

В установке ИТ-302М применяется уравнение состояния в виде

$$\sigma = a_0 + a_1\tau + a_2/r + a_3/r^2, \quad (1)$$

а параметры $\sigma = \frac{P}{\rho R T_k}$, $a_k = \sum_{i=0}^7 a_i \left(\frac{\rho}{\rho_k} \right)^i$, $\tau = \frac{T}{T_k}$ рассматривались в работах [9, 10].

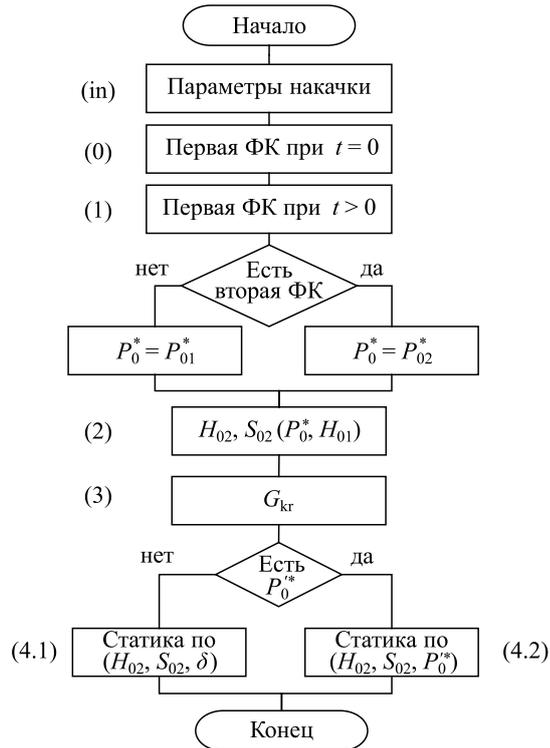
Здесь R , P , T , T_k , ρ , ρ_k — соответственно газовая постоянная, давление, температура, критическая температура, плотность и критическая плотность. Критические параметры имели значения: $T_k = 132,56$ К, $\rho_k = 0,3128$ кг/дм³ — для воздуха и $T_k = 126,25$ К, $\rho_k = 0,2952$ кг/дм³ — для азота. Величины коэффициентов a_i были взяты из работ [9, 10] для расчетов термодинамических характеристик воздуха и азота соответственно. Термодинамические характеристики рассчитывались при использовании соотношений термодинамики реального газа, описанных в работе [11].

2.1.2. Алгоритм расчета

Для получения газодинамических параметров в рабочей части ИТ-302М применялся аналитический одномерный расчет, где в качестве входных данных использовались аппроксимации измерений давления в первой и второй ФК, а также результаты измерений давления трубкой Пито в ядре потока.

Рис. 2. Блок-схема работы алгоритма вычисления параметров торможения потока газодинамическим методом.

На рис. 2 приведена блок-схема работы алгоритма вычисления параметров торможения потока. Расчет температуры торможения $T_{01}(0)$ в первой ФК на момент окончания электродугового подогрева выполняется в предположении изохорного процесса в газе (см. рис. 3а). По известной температуре $T_{01}(0)$ и измеренному давлению $P_{01}(0)$ в первый момент времени рассчитывается энтропия $S_{01}(0)$ (см. рис. 3б). Далее, основываясь на изменении давления $P_{01}(t)$ и предположении о сохранении энтропии, рассчитываются энтальпия $H_{01}(t)$ и остальные параметры газа в первой ФК в зависимости от времени (см. рис. 3с). На рис. 2 перечисленные этапы расчетов соответствуют блокам (in), (0), (1).



Для дальнейшего расчета параметров потока во второй ФК используются предположение о сохранении энтальпии и измеренное значение давления во второй ФК $P_{02}(t)$. На основе полученных параметров потока вычисляется энтропия $S_{02}(t)$ во второй ФК. На рис. 2 описанные расчеты соответствуют блоку (2) и более подробно представлены на рис. 3д.

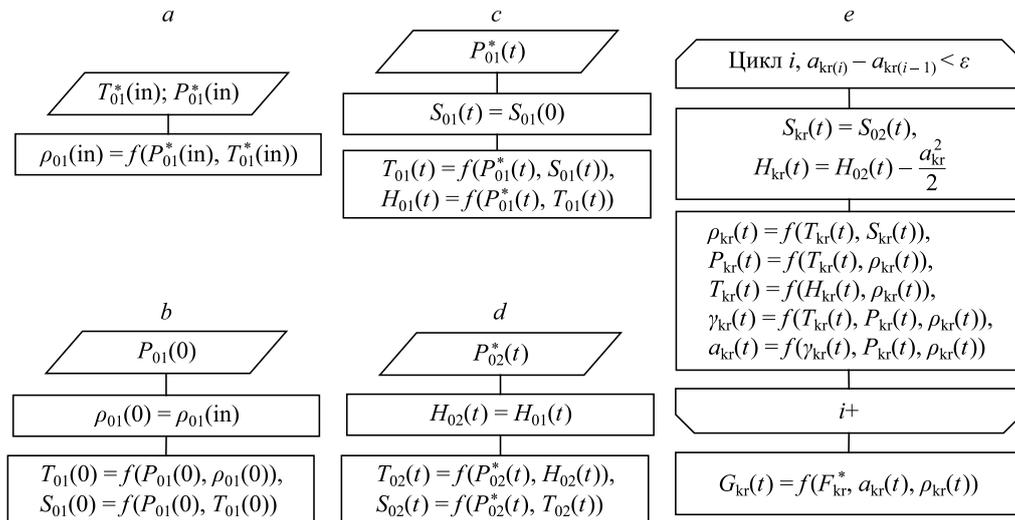


Рис. 3. Схемы порядка вычисления переменных в процедурах отдельных блоков в алгоритме расчета режима течения.

a — параметры накачки, b — параметры в первой ФК при $t = 0$, c — параметры в первой ФК при $t > 0$, d — параметры во второй ФК при $t > 0$, e — параметры в критическом сечении сопла при $t > 0$.

Далее вычисления ведутся на основании предположения о сохранении энтропии и полной энтальпии РТ при истечении в сопловой тракт. По известным значениям $H_{01}(t)$ и $S_{02}(t)$ во второй ФК выполняется расчет параметров в критическом сечении сопла. На основе вычисленных скорости звука $a_{кр}(t)$, плотности $\rho_{кр}(t)$ и известной площади критического сечения $F_{кр}^*$ находится расход газа для каждого момента времени. На рис. 2 эти расчеты соответствуют блоку (3) и более подробно представлены на рис. 3е. В блоках (in) – (3) предполагается, что газ равновесный и удовлетворяет уравнению состояния реального газа (1).

Дальнейший расчет параметров потока в рабочей части может вестись двумя способами: по экспериментальным значениям полного давления за прямым скачком $P_0^*(t)$ либо исходя из эмпирической зависимости для толщины вытеснения турбулентного пограничного слоя. Предполагается, что энергия колебательных степеней свободы газа в рабочей части находится в равновесии с энергией поступательных и вращательных степеней свободы и значения показателя адиабаты γ и теплоемкости при постоянном давлении C_p постоянны. В первом случае по экспериментальной зависимости давления, измеренного трубкой Пито, от времени проводится расчет параметров торможения газа за ударной волной. С помощью рассчитанных параметров торможения за прямым скачком выполняется вычисление энтропии $S'(t)$ и статических параметров потока за ударной волной. По найденным параметрам потока за ударной волной и соотношению данные расчеты соответствуют блоку (4.2) и более подробно представлены на рис. 4а (здесь i, j, k — обозначение номера итерации в цикле, «+» — увеличение номера итерации). При вычислении параметров торможения газа за ударной волной предполагается, что газ равновесный и удовлетворяет уравнению состояния (1).

Для получения параметров потока в рабочей части без применения трубки Пито в алгоритме реализована возможность использования эмпирической формулы для определения толщины вытеснения турбулентного пограничного слоя в соплах [12]. Толщина вытеснения пограничного слоя и площадь эффективного сечения на выходе из сопла $F(t)$ находятся итеративно на основе расчетов газодинамических параметров в рабочей части. Итерационный расчет продолжается, пока $\Delta F = F^{i+1} - F^i$ не достигнет заданной величины. Толщина вытеснения высчитывается по известному диаметру сечения сопла и расчетному эффективному сечению потока. На рис. 2 указанные расчеты соответствуют блоку (4.1) и более подробно представлены на рис. 4б.

2.2. Проблемы алгоритма обработки

Представленный выше алгоритм используется в экспериментальных исследованиях, которые проводятся в ИТ-302М, и позволяет определить все газодинамические параметры течения в рабочей части трубы. В работе [13] проводилось сравнение скорости потока в рабочей части, измеренной методом PIV, со скоростью, полученной путем расчетов газодинамическим методом. Было показано, что среднеквадратичное отклонение составляет 3–4 %. В работе [14] расхождение результатов расчета с данными измерения расхода воздуха в рабочей части трубы методом «наполнения баллона» также не превысило нескольких процентов. Однако существуют проблемы, которые требуют отдельного рассмотрения.

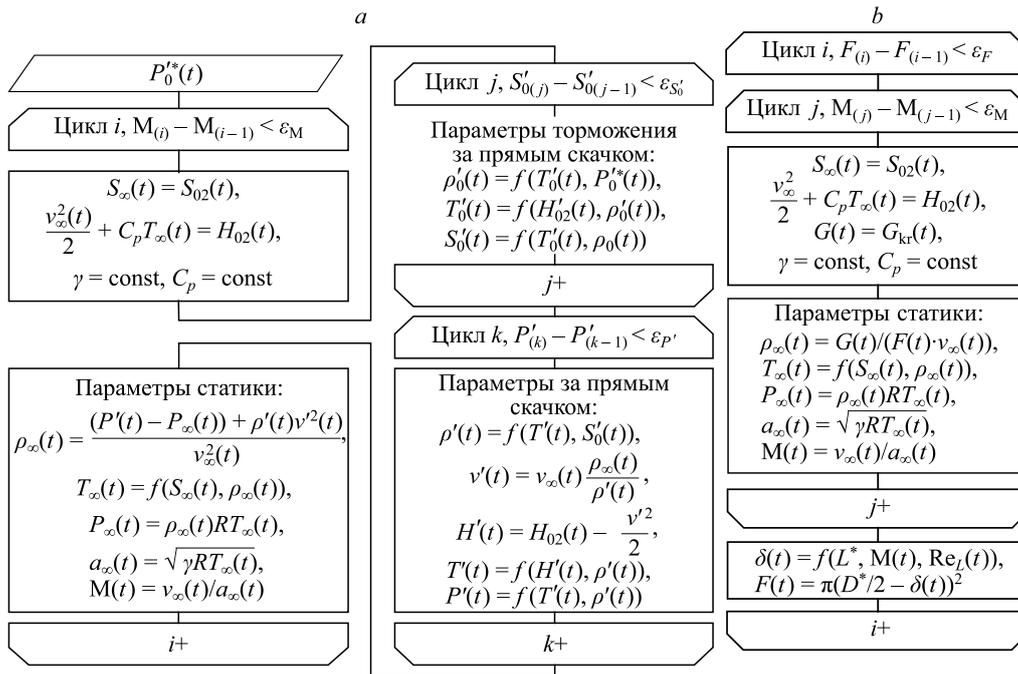


Рис. 4. Схемы порядка вычисления переменных и итерационных процедур отдельных блоков в алгоритме расчета режима течения.

a — параметры в рабочей части при наличии экспериментальной зависимости давления торможения за прямым скачком, *b* — параметры в рабочей части при использовании эмпирического соотношения для толщины вытеснения из работы [12].

2.2.1. Определение давления в форкамере

Следует отметить, что для определения давления в форкамере в начальный момент времени $P_{01}(0)$ приходится экстраполировать экспериментальные данные в точку $t = 0$ [15]. Поэтому параметры газа в начальный момент после разряда определены с точностью до выбора экстраполирующей функции, что приводит к погрешности в расчете всех характеристик течения. Как правило, ошибка экстраполяции составляет не более 5 % для режимов с единичным числом Рейнольдса $Re_1 < 10^7 \text{ м}^{-1}$. При более высоких Re_1 в режимах с падающими значениями параметров потока требуются экстраполяции экспериментальных данных с помощью быстро меняющихся функций. В этом случае результат сильно зависит от выбора экстраполирующей функции и может приводить к погрешности до 20 % в определении $P_{01}(0)$. Для увеличения точности можно применять метод принудительного вскрытия диафрагмы, в котором запуск установки происходит после завершения переходных нестационарных процессов ($t > 5$ мс от момента начала разряда конденсаторной батареи), влияющих на результаты измерения давления.

2.2.2. Учет теплообмена со стенками рабочего тракта

Оценки влияния потерь тепла в газодинамическом тракте ИТ-302М на температуру торможения проводились в работе [15] методом определения коэффициента теплоотдачи. Было получено, что для времен режима более 100 мс расчет без учета теплоотдачи в стенки первой ФК приводит к завышению температуры торможения воздуха в рабочей части трубы на 6–18 % в диапазоне температур $T_0 = 1200 - 3500 \text{ К}$, давлений

$P_0 = 200 - 1000$ бар и $M = 6 - 12$. Оценки влияния температуры торможения на течение равновесного реального воздуха в вышеуказанном диапазоне параметров показывают, что погрешность определения чисел Маха и Рейнольдса составляет соответственно до 0,2 и до 2,2 % на 1 % погрешности в измерении температуры торможения. Таким образом, задача точного определения параметров течения связана с необходимостью повышения точности определения температуры. В то же время метод учета потерь тепла, представленный в работе [15], имеет существенные недостатки: коэффициент теплоотдачи сильно зависит от геометрии газодинамического тракта; при изменениях в геометрии форкамер и других частей тракта как искусственных, так и естественных (например, образование гари) коэффициент теряет свою точность.

2.2.3. Пути решения вышеуказанных проблем

Если существуют дополнительные данные измерений какого-либо из параметров РТ в рабочей части АДТ, то точность определения всех характеристик течения может быть значительно улучшена. Например, наличие данных о температуре торможения или скорости определяет полный термодинамический набор параметров торможения ($P_{02}(t)$, $H_{02}(t)$), и в этом случае отпадает необходимость в проведении экстраполяции данных и использовании термодинамических предположений о потерях тепла в ФК и при дросселировании газа. Возможность исключения внесения погрешностей в величину $H_{02}(t)$ обеспечивает перспективу развития методов измерений скорости и температуры торможения, а также алгоритмов расчета параметров РТ с использованием данных измерений для импульсных АДТ.

3. Модернизация алгоритма путем включения в него экспериментальных данных по скорости и температуре торможения

3.1. Пример построения алгоритма

Поскольку исходный алгоритм имеет блочную структуру и на каждом этапе (блоке) определяется весь текущий набор параметров на определенных участках соплового тракта вне зависимости от начальных условий, то данная схема вполне приемлема для модернизации, которая будет сводиться к добавлению дополнительных блоков вычислений и условий.

Блок-схема алгоритма расчета параметров потока с включением экспериментальных данных по скорости или температуре торможения приведена на рис. 5. Принцип улучшения алгоритма заключается в следующем: после прохождения процедуры расчета режима течения в соответствии с блоками (in) – (4) определяется наличие дополнительных экспериментальных данных для параметров потока. В настоящей работе такими параметрами являются либо скорость $v_{\infty}^*(t)$, либо температура торможения в приемнике температуры $T_0'^*(t)$. В случае наличия для них дополнительных данных происходит итеративная процедура коррекции энтальпии $H_{02}(t)$ и энтропии $S_{02}(t)$ обратным ходом в блок (2). В зависимости от типа данных эксперимента вносятся изменения в значения этих функций и происходит расчет стандартным способом по блокам (3) и (4) для получения новых параметров в рабочей части. После этого данные расчета, соответствующие измеренным параметрам, снова заменяются экспериментальными значениями и происходит следующая

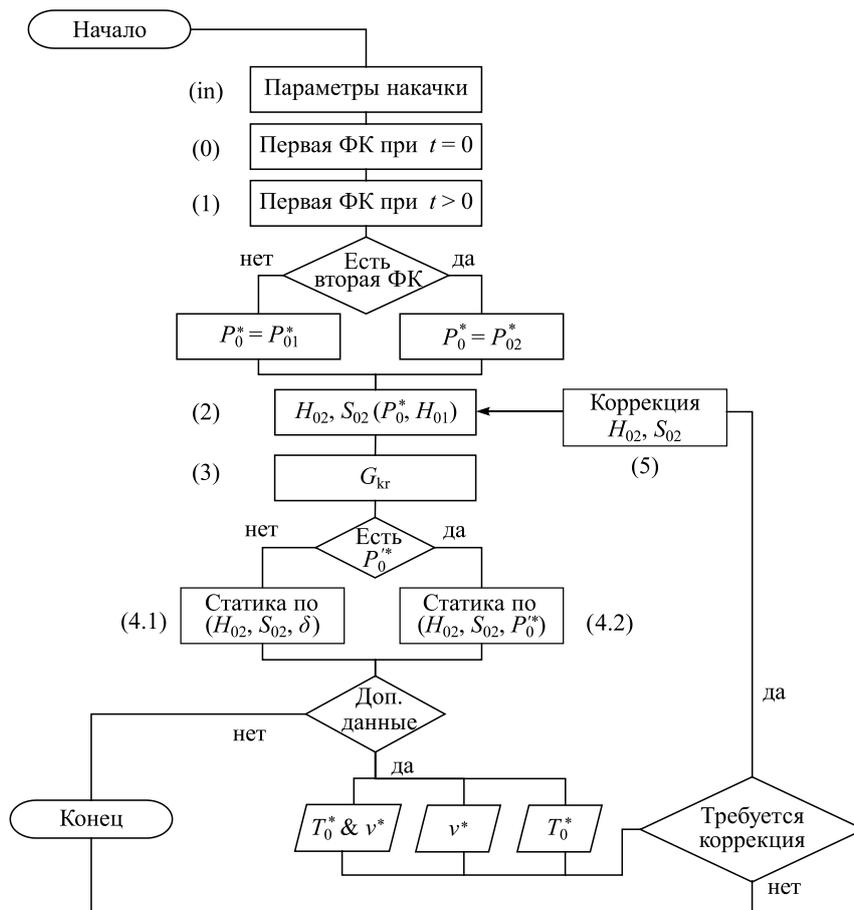


Рис. 5. Блок-схема алгоритма расчета параметров потока с включением дополнительных экспериментальных данных в рабочей части АДТ.

итерация расчета. Итерации продолжают до совпадения экспериментальных и расчетных данных с заданной точностью. Более подробно данная процедура представлена на рис. 6*b* для $T_0^*(t)$.

3.2. Пример включения измерений скорости в алгоритм расчета

На рис. 7 приведены данные по давлению в первой и второй ФК, а также трубки Пито для эксперимента по измерению скорости потока при использовании метода PIV. Данные аппроксимировались полиномом четвертой степени во временных диапазонах: 0–64 мс — для P_{01} , 14–64 мс — для P_{02} и P_0' . Результаты аппроксимаций далее использовались в качестве исходных данных.

На рис. 8*a* представлены экспериментальные данные по распределению скорости, полученные методом PIV, и расчетные данные скорости в течении пуска с падающими значениями параметров. Видно, что экспериментальные значения скорости в течение всего временного диапазона меньше, чем значения, полученные в результате расчета по алгоритму. Это объясняется потерями тепла при дросселировании газа из первой ФК во вторую ФК и в стенки газодинамического тракта, а также неточностью в определении

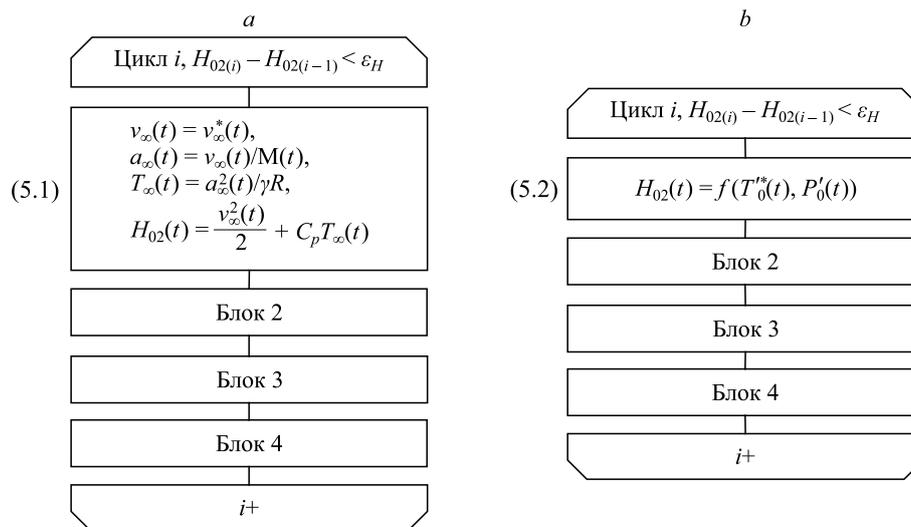


Рис. 6. Схемы порядка вычисления переменных и итерационных процедур отдельных блоков в алгоритме расчета режима течения.

Корректировка параметров при наличии экспериментальной зависимости $v_{\infty}^*(t)$ (a) и при наличии экспериментальной зависимости $T_0^*(t)$ (b).

давления в первой ФК в момент разрыва диафрагмы ($t = 0$ мс), что приводит к неточному определению энтропии $S_{01}(0)$, энтальпии $H_{01}(t)$ и, как следствие, $H_{02}(t)$.

Использование учета скорости для корректировки $H_{02}(t)$ по методу (5.1) (см. рис. 6a) привело к уменьшению $H_{02}(t)$ по сравнению с расчетной величиной. В качестве примера на рис. 8 приведены для сравнения результаты расчета параметров потока с включением экспериментальных данных по скорости и без них для температуры торможения (см. рис. 8b), единичного числа Рейнольдса (см. рис. 8c) и числа Маха (см. рис. 8d). Видно, что использование корректировки влияет на расчетные параметры потока, в частности,

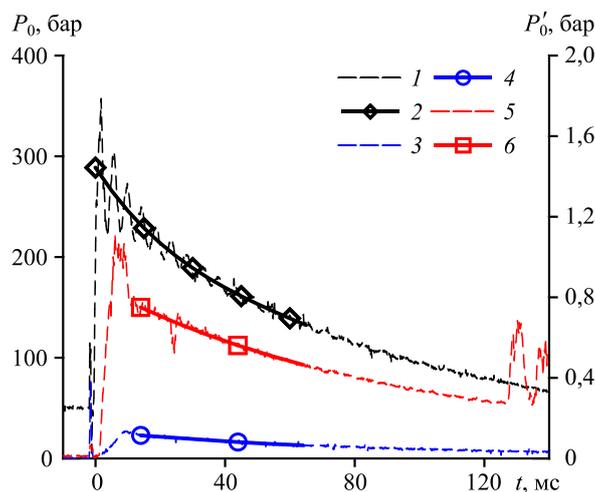


Рис. 7. Давление торможения в первой форкамере (1, 2), во второй форкамере (3, 4) и полное давление за ударной волной P_0' (5, 6).

Экспериментальные данные (1, 3, 5) и их аппроксимации полиномом четвертой степени (2, 4, 6).

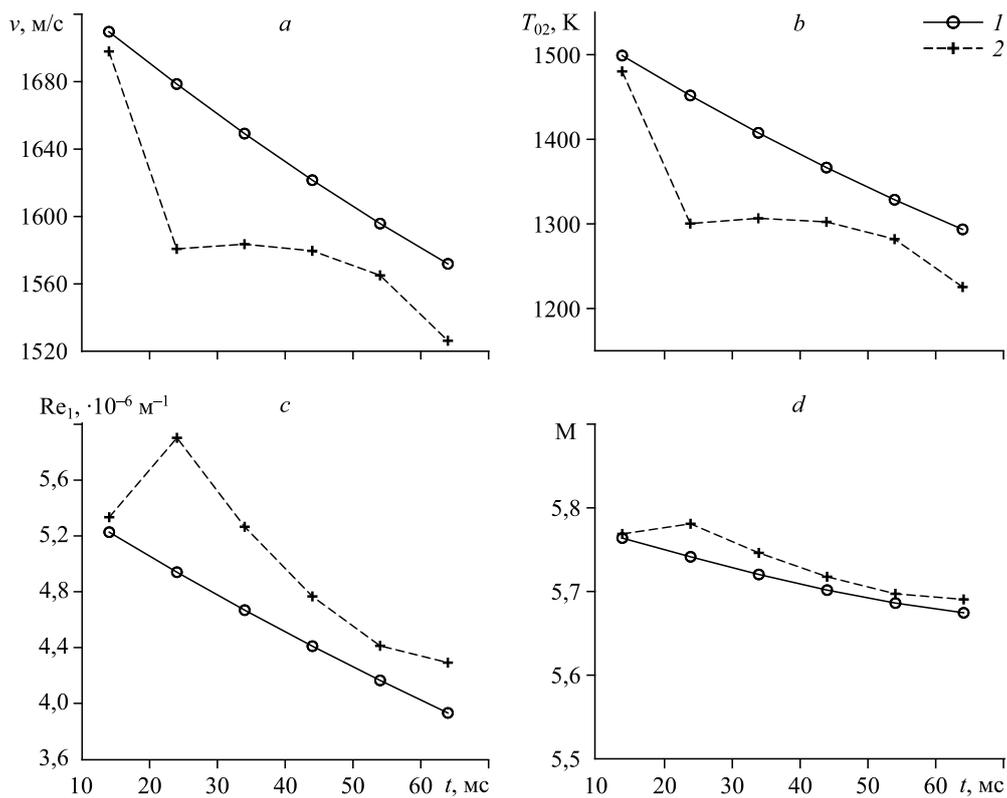


Рис. 8. Сравнение результатов алгоритма расчета скорости (а), температуры торможения (b), единичного числа Рейнольдса (с) и числа Маха (d) с использованием экспериментальных данных P_{02} и $P_{0'}$.

Алгоритм расчета параметров потока без учета экспериментальных данных скорости (блок 4.2) (1) и с включением экспериментальных данных скорости (блок 5.1) (2).

приводит к уменьшению температуры торможения, увеличению единичного числа Рейнольдса и незначительному увеличению числа Маха. При этом в корректировке с использованием экспериментальных данных по скорости автоматически учитываются потери тепла в газодинамическом тракте и неопределенность в начальных термодинамических параметрах, что позволяет обойти проблемы исходного алгоритма.

3.3. Пример включения измерений температуры торможения в алгоритм расчета

Авторами проводились следующие измерения: давления в первой и второй ФК, давления торможения за прямым скачком на срезе сопла с помощью трубки Пито, температуры $T_0^{**}(t)$ с помощью гребенки приемников температуры. Пуски АДТ проводились с мультипликатором давления для обеспечения постоянных параметров потока в течение нескольких десятков миллисекунд. До начала эксперимента один из двух датчиков в гребенке приемников температуры нагревался до 1100 К. На рис. 9 приведены давления в первой и второй ФК и трубке Пито. Данные аппроксимировались полиномом четвертой степени во временных диапазонах: 0–100 мс — для P_{01} , 15–100 мс — для P_{02} и $P_{0'}$. Аппроксимации далее использовались как исходные данные.

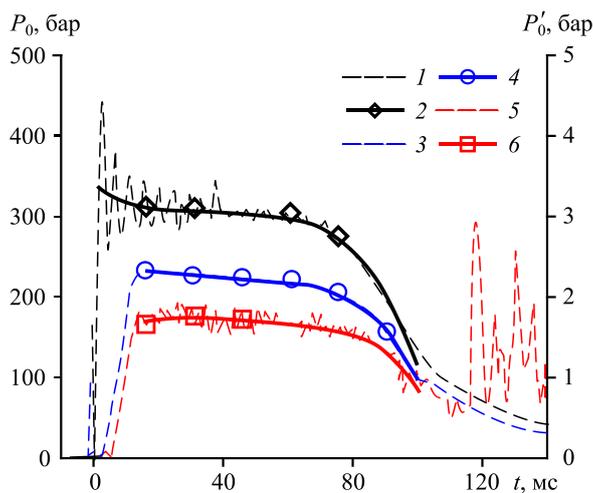


Рис. 9. Давление торможения в первой форкамере (1, 2), во второй форкамере (3, 4) и полное давление за ударной волной P'_0 (5, 6).
Экспериментальные данные (1, 3, 5) и их аппроксимации полиномом четвертой степени (2, 4, 6).

На рис. 10 показаны зависимости исходных температур термопар (кривые 1 и 2 — «холодная» и «горячая» термопары соответственно) и восстановленных температур методом деконволюции $T_0^{*}(t)$ по сигналу «холодной» (кривая 3) и «горячей» (кривая 4) термопар. Видно, что после установления режима с постоянными параметрами восстановленные температуры практически не различаются. Восстановленные данные $T_0^{*}(t)$ усреднялись и аппроксимировались полиномом четвертой степени (кривая 5) и далее использовались в цикле коррекции (5.2) (см. рис. 6b).

На рис. 11 приведены для сравнения результаты расчета параметров потока с включением экспериментальных данных по температуре $T_0^{*}(t)$ и без них для скорости

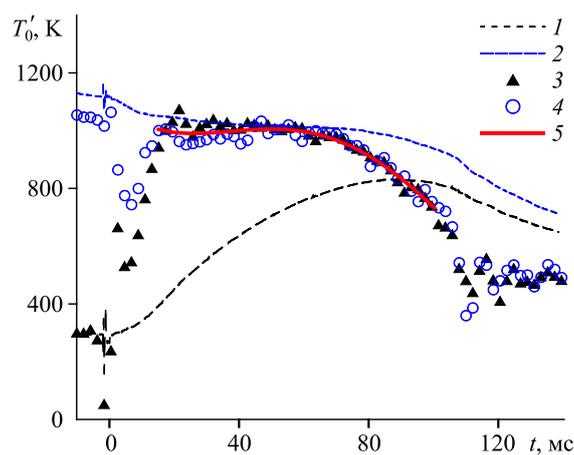


Рис. 10. Исходные и восстановленные температуры за ударной волной.

Температуры «холодной» (1) и «горячей» термопар (2), восстановленные температуры T_0^{*} «холодной» (3) и «горячей» (4) термопар, полином четвертой степени усредненной T_0^{*} (5).

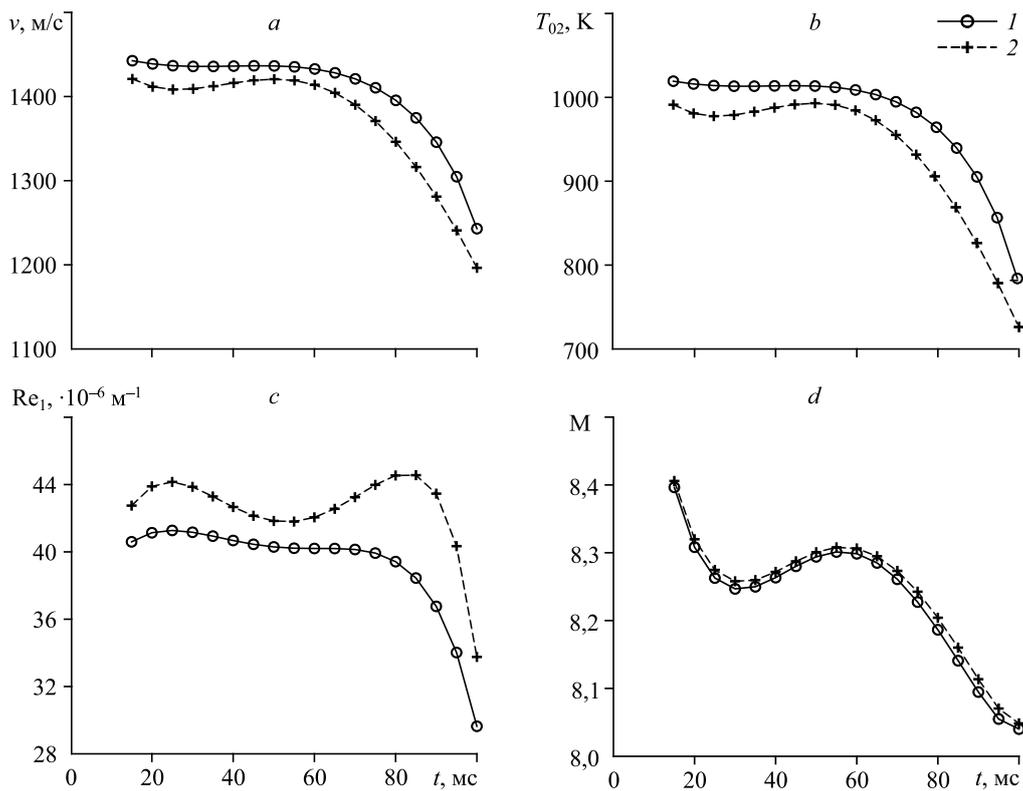


Рис. 11. Сравнение результатов алгоритма расчета скорости (а), температуры торможения (b), единичного числа Рейнольдса (с) и числа Маха (d) с использованием экспериментальных данных P_{02} и P_0' .

Алгоритм расчета параметров потока без учета экспериментальных данных температуры (блок 4.2) (1) и с включением экспериментальных данных температуры торможения за ударной волной (блок 5.2) (2).

потока (рис. 11a), температуры торможения (рис. 11b), единичного числа Рейнольдса (рис. 11c) и числа Маха (рис. 11d). Видно, что температура торможения, полученная с коррекцией алгоритма на режиме постоянных параметров, на 2 % меньше T_{02} без корректировки вследствие теплопотерь в газодинамическом тракте АДТ. То есть в рассматриваемом эксперименте с постоянными параметрами влияние потерь тепла и точности определения $P_{01}(0)$ и $S_{01}(0)$ относительно невелико. Различие в числах Маха, как и в случае с коррекцией скорости, незначительно, в прочих параметрах потока наблюдаются различия на 1,5 – 6 % при $t < 70$ мс.

Выводы

Разработан алгоритм расчета параметров потока в сверхзвуковых высокоэнthalпийных аэродинамических трубах кратковременного действия с использованием экспериментальных значений давления в форкамере, полного давления за прямым скачком, скорости потока и температуры торможения за ударной волной в зависимости от времени.

Для отладки и проверки алгоритма выполнены эксперименты в установке ИТ-302М. Пуски проводились в двух режимах: с падающими значениями параметров и в условиях стабилизации параметров потока. Выполнены измерения скорости в ядре потока методом PIV и реализован двухтемпературный метод восстановления температуры торможения за ударной волной по измерениям, проведенным с использованием термпар.

Показано, что применение корректировки к алгоритму расчета параметров потока позволяет обойти проблемы исходного алгоритма: учесть потери тепла в газодинамическом тракте и избавиться от неопределенности при восстановлении начальных термодинамических параметров установки.

Обозначения

a — скорость звука, м/с,	v — скорость, м/с,
F — площадь поперечного сечения, м ² ,	ρ — плотность, кг/м ³ ,
H — энтальпия, Дж,	ρ_k — критическая плотность, кг/м ³ ,
R — газовая постоянная, м/с,	M — число Маха,
S — энтропия, Дж/К,	P — давление, Па,
T — температура, К,	L — длина сопла, м,
T_k — критическая температура, К,	Re_1 — единичное число Рейнольдса, м ⁻¹ ,
	$Re_L = Re_1 \cdot L$.

Нижние индексы

0 — параметры торможения,	∞ — параметры на бесконечности,
01 — параметры торможения в первой форкамере,	i — номер итерации,
02 — параметры торможения во второй форкамере,	in — момент времени до электродугового разряда,
' — параметры за ударной волной,	kr — критическое сечение.
* — экспериментально полученные данные,	

Список литературы

1. Gu S., Olivier H. Capabilities and limitations of existing hypersonic facilities // Progress in Aerospace Sci. 2020. Vol. 113. P. 100607-1–100607-27.
2. Королев А.С., Бошнятов Б.В., Друкер И.Г., Затолока В.В. Импульсные трубы в аэродинамических исследованиях. Новосибирск: Наука, 1978. 80 с.
3. Затолока В.В. Импульсные аэродинамические трубы. Новосибирск: Наука, 1986. 143 с.
4. Топчян М.Е., Харитонов А.М. Аэродинамические трубы для гиперзвуковых исследований // Прикл. механика и техн. физика. 1994. Т. 35, № 3. С. 66–81.
5. Fomin V.M., Kharitonov A.M., Maslov A.A., Shiplyuk A.N., Shumskii V.V., Yaroslavtsev M.I., Zvegintsev V.I. Hypersonic short-duration facilities for aerodynamic research at ITAM, Russia. Experimental methods of shock wave research // Shock Wave Sci. and Technology Reference Library. 2016. Vol. 9. P. 315–346.
6. Tsyryulnikov I.S., Komarov V.I., Maslov A.A. Measurement of the gas flow stagnation temperature by the method of two identical thermocouples in the short-duration aerodynamic facilities // Flow Measurement and Instrumentation. 2021. Vol. 77. P. 1–9.
7. Goldfeld M.A., Pickalov V.V. Application of method of deconvolution at temperature measurements in high-enthalpy impulse wind tunnels // Appl. Therm. Engng. 2017. Vol. 113. P. 731–738.
8. Зыков Н.А., Севастьянов Р.М. Материалы к расчету газодинамических установок с высокими параметрами торможения азота. М.: Изд. ЦАГИ. 1971. Вып. 1329. С. 1–105.
9. Вассерман А.А., Казавчинский Я.З. Уравнение состояния для воздуха // Инж.-физ. журнал. 1960. Т. 3, № 4. С. 81–85.
10. Вассерман А.А., Казавчинский Я.З., Рабинович В.А. Теплофизические свойства воздуха и его компонентов. М.: Наука, 1966. С. 53–54.
11. Шехтман А.М. Газодинамические функции реальных газов. М.: Энергоатомиздат, 1988. С. 1–18, 58–75, 143–158.
12. Межиров И.И. Исследование течений в гиперзвуковых соплах аэродинамических труб. М.: Изд. ЦАГИ, 1981. Вып. 2119. С. 10–16.
13. Громыко Ю.В., Маслов А.А., Сидоренко А.А., Поливанов П.А., Цырюльников И.С. Расчет параметров потока в гиперзвуковых аэродинамических трубах // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2011. Т. 6, № 2. С. 10–16.
14. Громыко Ю.В., Маслов А.А., Поливанов П.А., Цырюльников И.С., Шумский В.В., Ярославцев М.И. Экспериментальная проверка метода расчета параметров потока в рабочей части импульсной аэродинамической трубы // Прикл. механика и технич. физика. 2012. Т. 53, № 5. С. 79–89.
15. Ганимедов В.Л., Шумский В.В., Ярославцев М.И. Определение тепловых потерь их влияние на параметры импульсных высокоскоростных газодинамических установок // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 2. С. 209–219.

Статья поступила в редакцию 25 февраля 2022 г.,
после доработки — 8 апреля 2022 г.,
принята к публикации 17 июня 2022 г.