

УДК 536.5, 533.6.071.3

Влияние тепловых потерь в приемнике температуры при измерениях в импульсных аэродинамических установках*

И.С. Цырюльников¹, Т.А. Кортаева^{1,2}, А.А. Маслов¹

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный технический университет*

E-mail: korta@itam.nsc.ru

В работе рассматривается проблема измерения температуры потока газа термопарами, у которых время достижения равновесной температуры сопоставимо со временем процесса измерения, а теплоотвод в конструктивные элементы приемника может быть большим. Представлены результаты численного моделирования течения газа в приемнике, используемом для измерения температуры торможения в высокоэнтальпийных импульсных аэродинамических трубах. Решается сопряженная задача обтекания приемника потоком воздуха и рассчитывается поле течения внутри камеры торможения с учетом потерь в подводящие провода и конструктивные элементы приемника. Полученные данные рассматриваются как результаты виртуального эксперимента и обрабатываются методами экспериментальной аэродинамики. Восстановленные показания сравниваются с исходными численными значениями температуры торможения в набегающем на приемник потоке. Определяются источники неопределенностей, возникающих при измерении, и обосновывается применимость экспериментальных методов для определения температуры торможения в аэродинамических установках кратковременного действия, в том числе с падающими со временем параметрами.

Показано, что метод «двух термопар» может быть успешно применен для определения температуры торможения даже в случае тепловых потерь в элементы приемника, сопоставимых с подводом тепла из газового потока. При этом значения восстановленной температуры торможения соответствуют температуре потока в приемнике с точностью 1,2 – 3 % в зависимости от начальной температуры термопары.

Ключевые слова: температура торможения, термопара, импульсные измерения, численное моделирование, тепловые потери, неопределенность измерения.

Введение

Для измерения температуры торможения в устройствах кратковременного действия зачастую используют устройства — приемники температуры, в конструкцию которых входят термопары. Использование термопар является простым, дешевым и универсальным решением, имеющим, однако, существенные недостатки. При кратковременном измерении, особенно при импульсном режиме работы устройства, термопара не успевает

* Работа выполнена по теме государственного задания (№ госрегистрации 121030500162-7).

отследить изменение температуры. Для коррекции ее показаний необходимо учитывать постоянную времени прибора. В настоящее время представлено достаточно много методов учета инерции такого измерителя [1, 2]. Одним из последних разработанных приемов компенсации запаздывания является метод деконволюции [3, 4]. Другая сложность при использовании термопар связана с отводом тепла в подводящие провода и защитные экраны. В устройствах с высокими значениями температур и с большими силовыми нагрузками на измеритель не удается сделать подводящие к измерительным элементам провода достаточно тонкими или расположить их строго по линиям изотерм. При этом конструктивные элементы приемников могут быть достаточно громоздкими. Указанная проблема возникает при измерениях в импульсных аэродинамических трубах [5]. Как правило, испытания в таких трубах проводятся при высоких значениях энтальпии, которые необходимы для моделирования высокоскоростных течений. При больших скоростях потока обтекаемые объекты существенно нагреваются, и знание тепловых потоков и температур на их поверхности становится критически важным.

Аэродинамические испытания — достаточно дорогостоящие мероприятия. В последние десятилетия они часто дополняются цифровым моделированием. Первое использование термина «цифровой двойник» появилось в отчете NASA в связи с темой моделирования и симуляции в 2010 г. Цифровой двойник является программным аналогом некоего физического устройства и моделирует технические характеристики и процессы, протекающие в реальности. По сути, этот подход развивался в NASA в рамках программы «Меркурий» с конца 50-х годов прошлого столетия, т.е. задолго до появления данного термина. В первой половине 90-х гг. для моделирования космических челноков была разработана специализированная система — виртуальная аэродинамическая труба [6], представляющая собой набор программ, позволяющих рассчитать поля течения с заданными параметрами в ее рабочей части и использовать их для получения характеристик летательных аппаратов. В настоящее время работы по созданию и эксплуатации цифровых двойников аэродинамических труб ведутся как за рубежом [7], так и в РФ [8].

В настоящей работе рассматривается подход, аналогичный вышеописанному, но по отношению к измерительному устройству. Виртуальный приемник температуры является аналогом приемника, используемого при проведении измерений в аэродинамических установках кратковременного действия. Результаты численного моделирования течения по параметрам набегающего потока, определенным в эксперименте, позволяют получить полную картину течения в приемнике и температуру термопары. Используя расчетные показания термопары, можно восстановить температуру торможения набегающего на датчик потока методом, который применяется в эксперименте. После сравнения восстановленной температуры с первоначально заданной, следует оценить точность экспериментального метода и определить влияние потерь в различные элементы измерительного устройства на показания датчика.

Целью представленной работы является определение вклада теплоотвода в конструктивные элементы виртуального приемника температуры торможения и его влияния на показания последнего. Для восстановления температуры торможения планируется применять экспериментальный метод, предложенный в работе [9], а математическую модель приемника и метод решения будем использовать, следуя работе [10]. Данное исследование фактически является дополнением и продолжением этих двух работ.

Постановка задачи для численного моделирования

Для измерения полной температуры в газодинамических установках используют специальные приемники температуры торможения [11]. Схематичное изображение приемника полной температуры представлено на рис. 1а. Поток замедляется в камере торможения, представляющей собой тонкостенную стальную цилиндрическую трубку 1, открытый торец которой ориентирован навстречу потоку.

Размеры приемника соответствуют устройствам, применяемым в реальных экспериментах [5]. Толщина стенок стальной трубки составляет 1 мм, внутренний диаметр — 8 мм, длина — 53 мм. Противоположный торец трубки заглушен. Внутри стальной трубки находится керамический цилиндр 2 диаметром 4 мм. В стенках камеры выполнены четыре боковых отверстия 3 диаметром 1 мм. Зазор между керамической вставкой и боковыми отверстиями обеспечивает проток газа 4 в датчике без образования застойных зон. Перед керамической вставкой в центре камеры на расстоянии 2 мм от ее торца располагается термопара 5.

Схема, представленная на рис. 1а, явилась прототипом для определения расчетной области при численном исследовании процессов теплообмена в модели приемника температуры. Горячий спай термопары моделировался медным шаром 6 диаметром 0,15 мм (рис. 1б). Подводящие провода в расчетной области были заменены медной цилиндрической вставкой 7 диаметром 0,03 мм в керамическом цилиндре. Задача решалась численно в осесимметричной постановке. Отверстия во внешнем цилиндре, используемом в эксперименте, были заменены в расчетах на щель в виде кольца 8, обеспечивающую тот же расход, что и в реальном датчике.

Помимо внутреннего течения в стальной трубке при численном моделировании учитывалась область внешнего по отношению к приемнику температуры потока. В плоскости симметрии расчетная область представляла собой прямоугольник размером 63×30 мм, нижняя граница которого совпадала с осью симметрии. На входной границе, отстоящей от торца стальной трубки на 10 мм, задавались следующие параметры внешнего потока (азота): давление торможения $P_0 = 4,47$ МПа, температура торможения $T^* = 1130$ К, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 13 \cdot 10^6$ м⁻¹, статическое давление $p = 2831$ Па. Выходная граница совпадала с заглушенным концом трубки.

Сопряженная задача решалась численно с использованием академической версии коммерческого пакета программ Ansys 18. Регулярная расчетная сетка в области решения насчитывала приблизительно 300 000 ячеек. Блочнo-структурированная сетка строилась при помощи приложения Ansys CEM CFD.

В рамках Ansys Fluent нестационарные уравнения Навье–Стокса,

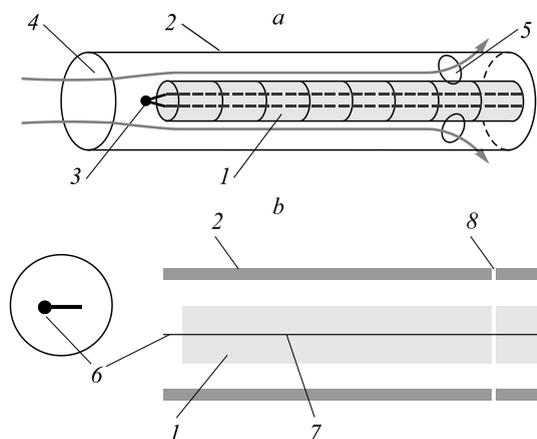


Рис. 1. Приемник полной температуры.

- а — схематическое представление экспериментальной камеры торможения,
- б — фрагмент расчетной области для численного моделирования;
- 1 — стальной полый цилиндр,
- 2 — керамический цилиндр,
- 3 — боковые отверстия, 4 — поток,
- 5 — термопара, 6 — медный шар,
- 7 — медная цилиндрическая вставка,
- 8 — кольцевая щель.

осредненные по Рейнольдсу, решались для турбулентного режима течения с использованием $k-\omega$ SST модели турбулентности. Применялся основанный на плотности решатель Ansys Fluent, в котором давление определяется из уравнения состояния. Использовалась неявная разностная схема Роу второго порядка точности. Для описания состояния газа, натекающего на приемник температуры, принималась модель совершенного газа. Теплоемкость C_p полагалась постоянной, вязкость подчинялась закону Сазерленда. Для всех сплошных элементов устройства задавались плотность, теплоемкость и теплопроводность из справочной литературы.

Граничные условия определялись следующим образом: на входной и верхней границах расчетной области задавались вышеуказанные параметры потока. На части выходной границы, содержащей заглушенный торец модели, задавались условия адиабатической стенки, на остальной — выходные граничные условия потока газа. На оси использовалось условие симметрии. На твердых стенках применялось граничное условие четвертого рода, описывающее условие на границе контакта тел, с различными теплофизическими характеристиками. В качестве начального распределения параметров в области потока задавались температура 300 К и давление, равное 300 Па. Внутри шара, медной цилиндрической вставки и керамического цилиндра задавалась постоянная начальная температура, которая в различных вариантах варьировалась от 300 до 900 К. Нестационарные расчеты проводились до достижения времени $t = 80$ мс с шагом по времени $\Delta t = 10^{-7}$ с. Более подробное описание процедуры расчетов можно найти в работе [10].

Распределение газодинамических параметров в элементах приемника температуры

Пример расчета с начальным прогревом виртуального датчика до температуры $T_{ш0} = 600$ К в момент времени 80 мс приведен на рис. 2. Здесь показано распределение газодинамических параметров — чисел Маха потока и статической температуры. Можно видеть, что в камере торможения в окрестности медного шара устанавливается дозвуковое течение с числом Маха $\approx 0,03$ (рис. 2а). Поскольку число Маха в полости приемника мало и теплообмен со стенками слабый, статическая температура практически совпадает с температурой торможения (рис. 2б).

На рис. 3 можно видеть изолинии статической температуры внутри твердых элементов виртуального приемника температуры, медного шара и начальной части керамического цилиндра. Изображены половины областей до оси симметрии. Результаты решения

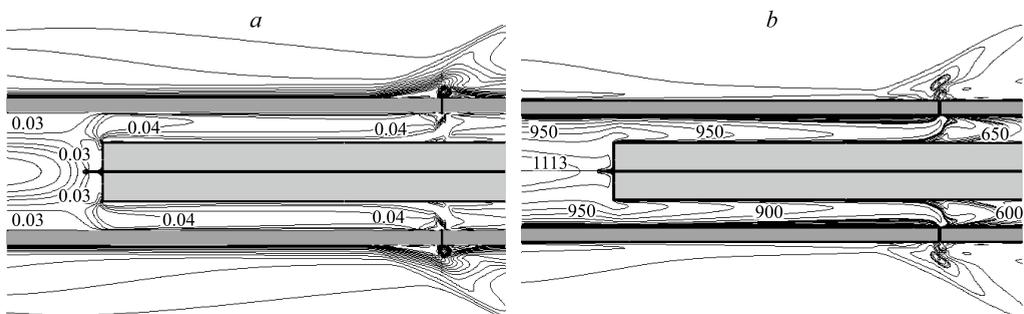


Рис. 2. Распределение газодинамических параметров в потоке в виртуальном приемнике температуры при $T_{ш0} = 600$ К, $t = 80$ мс.
а — поле чисел Маха, б — статическая температура.

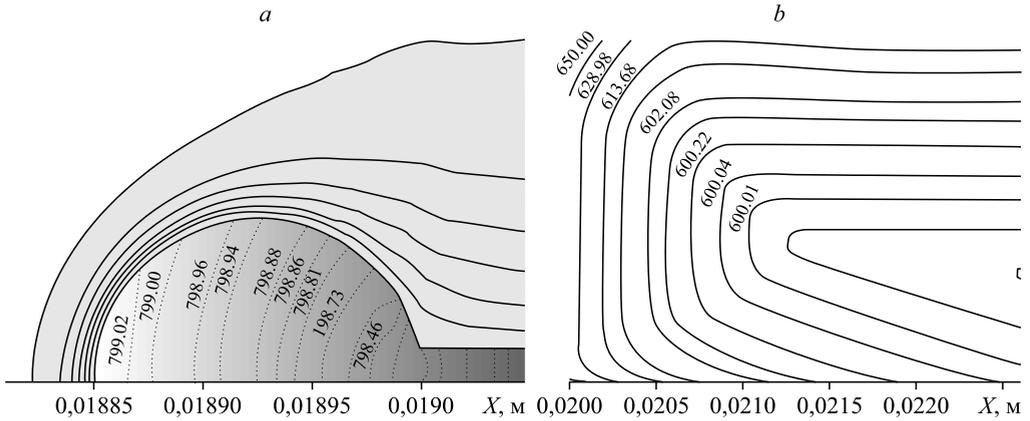


Рис. 3. Распределение температуры внутри твердых элементов виртуального приемника температуры при $T_{ш0} = 600$ К, $t = 80$ мс.

a — температура в медном шаре, b — изолинии температуры в керамическом цилиндре.

сопряженной задачи показывают, что теплообмен с внешним стальным цилиндром не приводит к существенной неоднородности в распределении температуры внутри медного шара.

В начальный момент времени температура шара ($T_{ш0} = 600$ К) существенно ниже температуры торможения. Далее, в процессе решения, медный шар нагревается. За время расчета весь шар прогревается равномерно, но его температура не достигает температуры торможения (рис. 3а). Изолинии температуры в медном стержне и керамическом цилиндре (рис. 3б) показывают, что за время процесса (80 мс) эти массивные элементы практически не прогреваются, за исключением тонкого слоя — порядка 1 мм — на переднем торце керамического цилиндра, прогрев которого составляет 30–50 градусов.

Поскольку неоднородность распределения температуры внутри шара не превышает 1 градуса, то в качестве значения температуры виртуального датчика при дальнейшей обработке выбиралась та же температура, что и в центре шара. В реальном приемнике, когда шар представляет собой термопарный спай, возникающая термическая электродвижущая сила определяется температурой, осредненной по некоторому внутреннему сечению шара, и соответственно, наиболее близкой к температуре в центре шара.

В каждом расчетном варианте были получены зависимости температуры медного шара от времени, моделирующие сигнал термопары в эксперименте. Следующий этап состоял в восстановлении температуры торможения по полученным результатам с применением методик обработки экспериментальных данных.

Восстановление температуры торможения

Рассматривается процесс, в котором при $t = 0$ горячий поток набегает на датчик с заданной температурой $T_{ш0}$. При этом датчик соединен теплопроводящим элементом с массивным телом с той же начальной температурой $T_n = T_{ш0}$. В момент $t = 0$ скачком происходит формирование потока газа вокруг датчика с постоянными параметрами и температурой торможения T^* . Из-за тепловой инерции датчика-термопары показания температуры изменяются в течение всего процесса измерений как за счет подвода тепла из газового потока, так и за счет теплоотвода в массивные элементы конструкции

приемника (во внешний цилиндр, керамическую вставку, подводящие провода). В случае, когда внутренняя теплопроводность тела датчика намного больше, чем коэффициент теплоотдачи, можно предложить следующую модель нагрева тела:

$$\frac{\partial T}{\partial t} = k_1(T^* - T) + k_2(T_n - T), \quad (1)$$

где k_1 связан с коэффициентом теплоотдачи от теплоносителя к датчику, а k_2 — с теплопроводностью от горячего спая датчика к другим элементам (проводам, защитным поверхностям). Если теплопередача к элементам приемника не приводит к значительному увеличению их температуры T_n на временах исследуемого газодинамического процесса за счет большой массы последних, то изменение температуры датчика от времени рассматривается как

$$T - T_{\text{шо}} = \frac{k_1}{k_1 + k_2} \left[(T^* - T_{\text{шо}}) - (T^* - T_{\text{шо}}) e^{-(k_1 + k_2)t} \right]. \quad (2)$$

Поскольку нагрев шара происходит при ступенчатом изменении параметров процесса, то разность температур тела приближается по экспоненте к величине $\frac{k_1(T^* - T_{\text{шо}})}{k_1 + k_2}$.

При ненулевых k_2 и $T_{\text{шо}} < T^*$ температура датчика всегда остается ниже T^* . Только в случае $k_2 \cong 0$ температура датчика достигает температуры окружающей среды и $T^* - T$ является функцией $(T^* - T_{\text{шо}}) e^{-t/\tau}$, где $\tau = 1/k_1 = c/aS$ — характерное время релаксации температуры, а C , α , S — теплоемкость, коэффициент теплоотдачи и площадь поверхности тела соответственно.

Показания измеренного сигнала $f(t)$ описываются интегралом вида свертки истинного сигнала $g(t)$ с ядром (аппаратной функцией) $K(t)$, описывающей реакцию приемника температуры на импульсное воздействие:

$$f(t) = \int g(t')K(t-t')dt'.$$

Задача восстановления истинного сигнала связана с определением аппаратной функции $K(t)$, для чего, в частности, может быть применен метод «двух термопар». В этом методе (называемом также двухтемпературным методом), предложенным в работе [9], не учитывается теплоотвод от термопар в элементы приемника температуры.

До начала эксперимента два одинаковых датчика предварительно нагревались до разной температуры (либо один датчик в двух идентичных опытах имел разные начальные температуры). Основное допущение данного подхода состоит в том, что нормированное поведение разности температур датчиков при $t > 0$ не зависит от температуры набегающего потока и определяется сверткой обратной функции Хэвисайда с аппаратной функцией датчика. Поэтому производная нормированной разности показаний термопар представляет собой аппаратную функцию.

При наличии теплоотвода нормированная разность показаний двух одинаковых термопар, предварительно нагретых до $T_{\text{шо}1}$ и $T_{\text{шо}2}$, в ступенчатом процессе составляет

$$\frac{T_2 - T_1}{T_{\text{шо}2} - T_{\text{шо}1}} = \frac{k_2}{k_1 + k_2} + \frac{k_1}{k_1 + k_2} e^{-(k_1 + k_2)t}. \quad (3)$$

Эта разность не зависит от T^* . Вследствие теплоотвода в элементы приемника нормированная разность температур термопар с увеличением времени процесса будет приближаться к значению $k_2/(k_1 + k_2)$. Производная нормированной разности сигналов по аналогии с исследованиями [9, 10] опишется экспоненциальной зависимостью. Различия в аппаратной функции между случаями с теплообменом и без него будут обнаруживаться в величине показателя экспоненты при сохранении множителя k_1 при экспоненте в обоих случаях. При этом в диапазоне времен $(0; t_k)$, где t_k — момент окончания газодинамического процесса, как в случаях с наличием теплообмена, так и без него, будет сохраняться возможность восстановления значений T^* по известной аппаратной функции методом деконволюции, подробно изложенным, например, в работе [3].

Результаты численного эксперимента

Восстановление температуры торможения по расчетным данным проводилось методом деконволюции с использованием процедур, описанных в работах [9, 10] и включающих аппроксимацию сигналов, дополнение интервалов времени, а также выбор значения параметра регуляризации. Для определения аппаратной функции использовалась разность температур $T_2(t) - T_1(t)$, полученных в численном эксперименте при начальных $T_{ш0}$, равных 900 и 300 К (рис. 4, кривая 1). Проводилось численное дифференцирование нормированной разности температур $(T_2 - T_1)/(T_{ш02} - T_{ш01})$ и ее аппроксимация экспоненциальной зависимостью $a e^{-bt}$, которая является аппаратной функцией $K(t)$, показанной на рис. 4 кривой 2.

Отклонения производной разности температур от экспоненциальной аппроксимации составили не более 5 % при значениях коэффициентов $a = 19,1 \text{ с}^{-1}$ и $b = 44,8 \text{ с}^{-1}$, что свидетельствует о соответствии производной разности экспоненциальной зависимости; а значения коэффициентов k_1 и k_2 из (1) составляют 19,1 и 25,7 с^{-1} соответственно. Отметим, что значения коэффициентов k_1 и k_2 имеют один порядок.

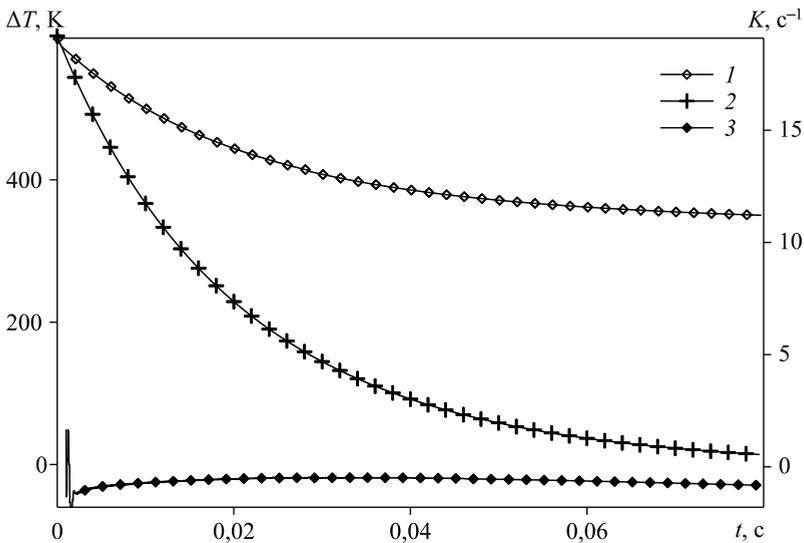


Рис. 4. Аппаратная функция и восстановленная разность температур датчиков по методу двух термопар.

1 — разность температур датчиков с начальными температурами 900 и 300 К, 2 — аппаратная функция, 3 — восстановленная разность температур.

Из (2) следует, что тепловые потери в элементы приемника в данном случае сопоставимы с теплопередачей в датчик из газовой среды.

Для оценки точности восстановления температур и выбора параметра регуляризации проводилось восстановление разности температур. Восстановленная разность должна быть равна 0 для $t > 0$. Результат восстановления разности температур, нормированный на $|T_{ш02} - T_{ш01}|$, представлен на рис. 4 кривой 3 для пары $T_{ш01} = 600$ К и $T_{ш02} = 900$ К. Видно, что данная величина во время протекания процесса от 2 (момента установления течения в приемной трубке) до 80 мс имеет среднее отклонение от нуля, равное 23 градусам, с максимальным отклонением, не превышающим 40 градусов, что составляет соответственно 2,2 и 3,8 % от температуры в приемнике. Отклонение среднего значения восстановленного сигнала от нуля вызвано, по-видимому, влиянием изменения температуры T_n во время процесса, не учитываемом в рамках принятой модели.

На рис. 5 кривые 1–3 соответствуют различным температурам датчика в численном эксперименте с различными начальными температурами, равными 300, 600 и 900 К соответственно. Процесс предполагается ступенчатым с $T^* = 1130$ К и длительностью от 0 до 80 мс.

Кривая 7 на рис. 5 показывает температуру $T_{пр}^*$ на расстоянии 1 диаметра шара на оси приемника температуры. Видно, что в интервале времени от 0 до 2 мс, происходит процесс установления течения в камере торможения, после чего температура сохраняется практически постоянной со значением 1112,7 К, что составляет 98,5 % от температуры торможения.

В течение времени измерений температуры в центре шара (1–3 на рис. 5) растут и выходят на некие асимптотические значения, которые ниже значений температуры газа. Если определить асимптотические значения температур в центре шара из соотношения (2) с учетом полученных коэффициентов k_1 и k_2 , то они приблизительно составят

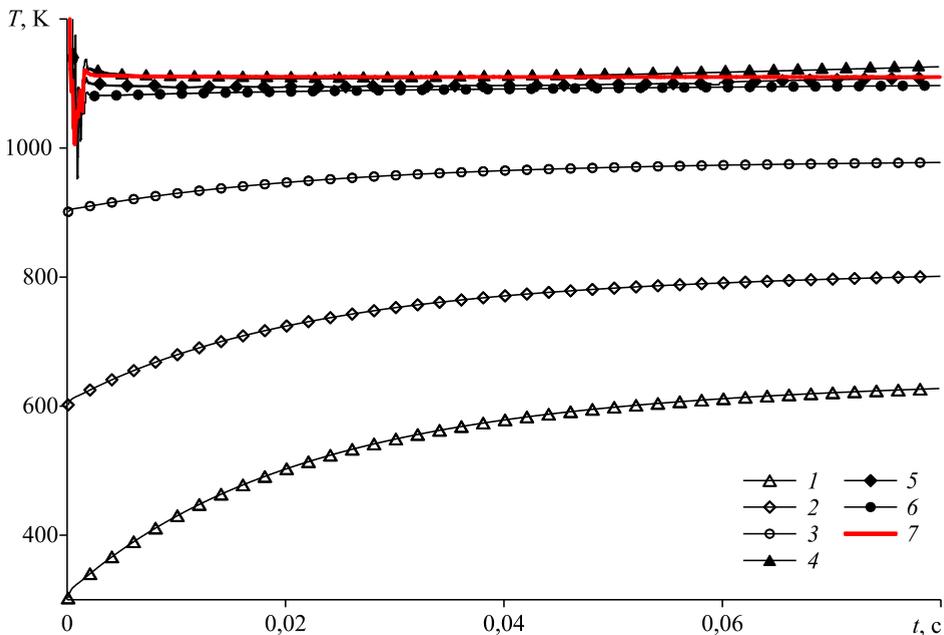


Рис. 5. Температура торможения потока в ступенчатом процессе, восстановленная с применением двухтемпературного метода.

1–3 — значения температур в центре датчика в численном эксперименте, 4–6 — восстановленные температуры торможения, 7 — температура потока в приемнике.

Таблица

Результаты восстановления температуры торможения

Начальная температура термопары, К	Среднее значение восстановленной температуры $\langle T \rangle$, К	Отклонение среднего значения $\langle T \rangle$ от $T_{пр}^*$ (T^*), %	Наибольшее отклонение значения T от $\langle T \rangle$, %
300	1113,8	0,1 (1,4)	1,1
600	1099,0	1,2 (2,7)	1,0
900	1090,9	2,0 (3,5)	1,0

650, 815 и 990 К для рассматриваемых $T_{ш0} = 300, 600$ и 900 К соответственно. Это согласуется с полученными при достаточно большом времени измерения численными результатами, приведенными на рис. 5.

Кривыми 4–6 на рис. 5 отмечены результаты восстановления температур потока для термопар с указанными выше начальными температурами. Видно, что значения восстановленных температур хорошо совпадают со значениями статической температуры на временах процесса от 2 до 80 мс, а также качественно описывают поведение температуры в приемнике при установлении течения в канале на временах до 2 мс.

В таблице приведены осредненные значения восстановленных температур для различных начальных $T_{ш01}$ для установившегося течения в приемнике (столбец 2), отклонения средних значений $\langle T \rangle$ от $T_{пр}^*$ и от T^* (столбец 3), а также наибольшее отклонение $T(t)$ от $\langle T \rangle$ (столбец 4) на временах процесса.

Из таблицы видно, что применение двухтемпературного метода для восстановления температуры торможения, как правило, приводит к небольшому занижению температуры относительно температуры потока в приемнике, что ранее отмечалось в работе [10]. В отличие от данных [10] наибольшее занижение восстановленной температуры происходит при увеличении начальной температуры датчика до значений, близких к температуре потока. Вероятно, более точное восстановление температуры требует оптимизации выбора пар начальных температур для определения $K(t)$, что не рассматривается в представленной работе. Однако, как видно из таблицы, минимальные полученные отклонения не превышают 3 % от температуры в приемнике и 4,5 % — от заданного в расчете значения T^* . Близкие значения максимальных отклонений при восстановлении ступенчатого процесса для модели термопары без учета теплоотдачи были получены и в исследовании [10].

Заключение

С целью адаптации использования приемников температуры в аэродинамических трубах кратковременного действия, в настоящей работе представлены результаты численного моделирования поля течения внутри камеры торможения приемника. Решена сопряженная задача, учитывающая процесс теплопередачи в измерительный элемент и теплоотвод в элементы приемника. Определена температура датчика, установленного в торце камеры торможения, при ступенчатом процессе запуска внешнего течения. Данные виртуального эксперимента обработаны двухтемпературным методом, используемом в экспериментальных исследованиях. Для температур торможения порядка 1000 К получены оценки точности восстановления температуры при использовании этого метода.

Показано, что двухтемпературный метод (метод «двух термопар») может быть успешно применен для определения температуры торможения даже в случае значительных тепловых потерь в элементы приемника.

Список литературы

1. **Strahle W.C., Muthukrishnan M.** Thermocouple time constant measurement by cross power spectra // AIAA J. 1976. Vol. 14, No. 11. P. 1642–1644.
2. **Pickalov V.V., Goldfeld M.A.** High temperatures measurement and reconstruction in high-speed flow // Conf. Abstracts of 6th European Conference on Computational Fluid Dynamics (ECFD VI) July 20–25, Barcelona, Spain, 2014. P. 1–2.
3. **Goldfeld M.A., Pickalov V.V.** Application of method of deconvolution at temperature measurements in high-enthalpy impulse wind tunnels // Applied Thermal Engng. 2017. Vol. 113. P. 731–738.
4. **Goldfeld M.A., Pickalov V.V.** Correction of inertance of temperature sensing devices in high-speed flow // J. of Phys.: Conference Series. 2019. Vol. 1404, No. 1. P. 012081-1–012081-5.
5. **Fomin V.M., Kharitonov A.M., Maslov A.A., Shpiyuk 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 Vol. 9). Berlin: Springer, 2016. P. 315–346.
6. **Bryson S., Levit C.** The virtual wind tunnel // IEEE Computer Graphics and Applications. 1992. Vol. 12, Iss. 4. P. 25–34.
7. **Strumolo G.S.** VAWT: the virtual aerodynamic/aeroacoustic wind tunnel // J. of Engng Mathematics. 2002. Vol. 43, No. 2. P. 173–187.
8. **Корнев А.В., Козелков А.С.** Применение отечественных суперкомпьютерных технологий для создания перспективных образцов авиационной техники // Современные информационные технологии и ИТ-образование. 2021. Т. 17, № 2. С. 250–264.
9. **Тсырюльников И.С., Комаров В.И., Маслов А.А.** 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. 101863-1–101863-9.
10. **Цырюльников И.С., Коротаева Т.А., Маслов А.А.** Численное моделирование течения в датчике для измерения температуры торможения потока в импульсных аэродинамических установках // Прикл. механика и техн. физика. 2022. № 3. С. 75–87.
11. **Петунии А.Н.** Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). М: Машиностроение, 1972. 332 с.

*Статья поступила в редакцию 6 апреля 2023 г.,
после доработки — 11 мая 2023 г.,
принята к публикации 16 июня 2023 г.*