

Heat fluxes Measurements in a Aerodynamic Shock Tube by Calorimetric Sensors

L. B. Ruleva, S. I. Solodovnikov

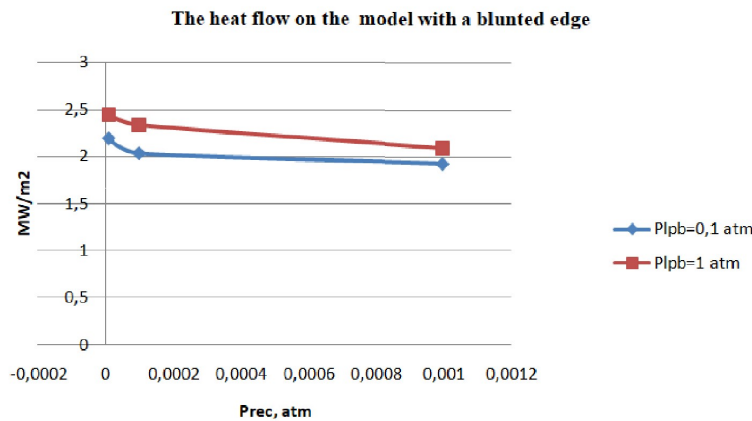
*Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS,
Moscow, 119526, Russia*

ruleva@ipmnet.ru

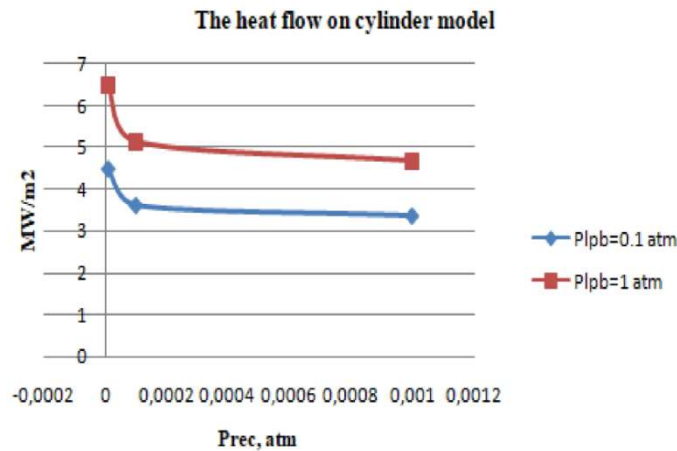
Abstract

The results of measuring heat fluxes on a model of a flat channel with a blunt edge and on a model of a cylinder in an oncoming high-speed gas flow are presented. Produced calorimetric sensors were used simultaneously with a certified coaxial thermocouple. The obtained measurements results were shown the applicability of calorimetric sensors in the framework of test modes in gas dynamic experiments.

Keywords: shock wave, calorimetric sensor, experiment.



a



b

The steady-state heat flow: *a*) on the blunted edge canal model in dependence on pressure in low pressure block; *b*) on the cylinder model in the incoming high – speed gas flow

УДК 533.6.071.3

Измерение тепловых потоков в аэродинамической ударной трубе с помощью калориметрических датчиков

Л. Б. Рулева, С. И. Солодовников

*Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН,
Россия, Москва, 119526, пр-т Вернадского, д. 101, корп. 1*

ruleva@ipmnet.ru

Аннотация

Представлены результаты измерения тепловых потоков на моделях затупленной кромки плоского канала и на цилиндре в набегающем скоростном потоке газа. Применены изготовленные калориметрические датчики одновременно с коаксиальной термопарой. Полученные результаты измерений тепловых потоков показали применимость калориметрических датчиков в рамках тестовых режимов газодинамических экспериментов.

Ключевые слова: ударная волна, калориметрический датчик, эксперимент.

1. Введение

Математическое моделирование [1, 2] нагрева поверхности конструкций летательных аппаратов в скоростных потоках требует экспериментального подтверждения. Физическое моделирование проводится на моделях в аэродинамических и ударных трубах [3, 4] как продолжительного, так и кратковременного действия. Для последних, большое значение имеет низкая инерционность регистратора теплового потока и высокая чувствительность. Известен метод люминесцентных преобразователей (ЛПТ) [5, 6]. Он позволяет получить целиком картину нагрева поверхности моделей. Однако для целей валидации расчетов применение его проблематично, т.к. метод содержит расчетную часть и выполняется не в одном эксперименте. Для валидационных целей предпочтителен метод прямых измерений с помощью датчиков теплового потока, размещенных в локальных областях на поверхности моделей. Тепловая инерция преобразователя теплового потока не должна превышать времени начального квазистационарного истечения газового потока из сопла на модель на высоких числах Маха. Размеры датчиков для моделей должны быть минимальными.

В связи с отсутствием серийного производства малогабаритных и быстродействующих датчиков теплового потока для высокоскоростных экспериментов, научные центры изготавливают датчики самостоятельно. Сложные в производстве авторские градиентные анизотропные датчики теплового потока [7] успешно используются в ударных трубах [8].

Наиболее распространенная группа тонкопленочных датчиков сопротивления имеет тенденцию к более тонкому слою напыления теплочувствительного элемента для снижения времени отклика датчика. Выходной сигнал таких датчиков мал, требует не только усиления, но и питания датчика постоянным током. Для аэродинамического блока, находящегося под высоким вакуумом, ввод питания в него для датчиков технически труден.

Радиационные датчики регистрируют нагрев от свечения газа и конвективно – кондуктивный теплообмен. Теплоперенос излучением может вносить дестабилизирующий вклад в результаты контактных измерений температуры твердых тел и газов [9, 10]. Существуют спо-

события снижения погрешностей, обусловленных радиационными потерями. Например, для исключения влияния лучистого теплового потока на поверхность тепловоспринимающего элемента датчика наносятся зеркальные покрытия с коэффициентом поглощения, близким к нулю. А для измерения чисто лучистой составляющей и исключения конвективной составляющей осуществляют защиту тепловоспринимающего элемента специальными оптическими окнами, пропускающими лучистую составляющую к датчику.

Известны коаксиальные термопарные датчики теплового потока [11], наиболее чувствительный вариант которых, с микросекундной инерционностью, имеет существенный недостаток в эксплуатации. Поверхность датчика, размещенного на модели в вакуумном блоке, требует периодической чистки полированной головки для создания моста между электродами хромель-константан для снижения сопротивления в нулевом сигнале. Обеспечение регулярного доступа к датчику, размещенного в вакуумном блоке, увеличивает нагрузку экспериментальных работ.

Для экспериментов с моделями в аэродинамическом блоке «Гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы» (ГУАТ) ИПМех РАН, в потоке, на числах Маха $M = 7 \div 9$, были созданы датчики теплового потока калориметрического типа. Выбор данного типа датчиков обусловлен относительной простотой изготовления в требуемом количестве, отсутствием ввода питания к датчикам в вакуумный блок и отсутствием регламентных работ при их эксплуатации. Экспериментальные исследования по измерению теплового потока в рамках тестовых задач [12], с градуировкой по контрольному датчику в потоке, позволили применить данные калориметрические датчики для экспериментов в газодинамических экспериментах ГУАТ.

2. Экспериментальная установка

Эксперименты проводились в аэродинамическом блоке (ресивере) многорежимной гиперзвуковой ударной установке (ГУАТ). Она включает в себя также ударную трубу с камерами высокого (КВД) и низкого (КНД) давлений. Виды ГУАТ со стороны ударной трубы и аэродинамического блока показаны на рис. 1.



Рис. 1. Виды ГУАТ со стороны ударной трубы и ресивера

Габаритные размеры секций ГУТ приведены на рис. 2. Внутренний канал ударной трубы – 0.08 м. Диаметр ресивера – 0.50 м, его длина – 4 м. Имеются сменные сопла. Настоящие эксперименты проводились по тестовым заданиям с коническим соплом, длина которого – 350 мм, диаметр выходного сечения – 175 мм [12].

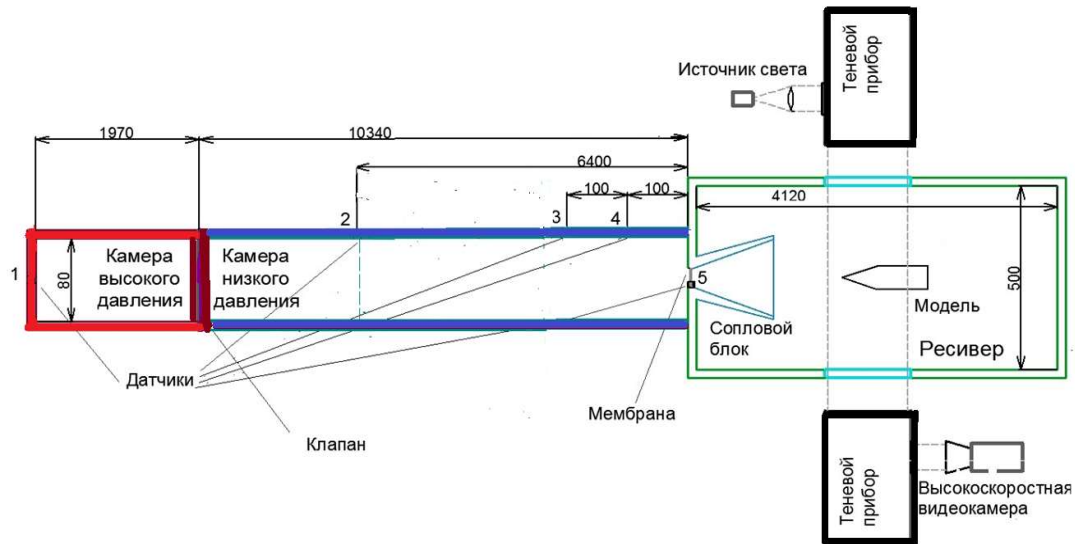


Рис. 2. Схема ГУАТ

Заданные параметры потока, истекающего из сопла, обеспечиваются инициацией ударной волны в ударной трубе в заданных тестовых режимах [13] по давлениям в КВД и КНД. Гарантированная повторяемость от эксперимента к эксперименту обеспечивается быстродействующим (6 мс) электромагнитным клапаном КБ80-50. Сертифицированные высокочастотные (500 КГц) датчики давления РСВ серии 113В встроены в тракт ударной трубы (цифры 1–5 на рис. 2) и в модели. Регистрирующая аппаратура представлена 32 канальными блоками аналого-цифровых преобразователей (АЦП), 14 бит/10 МГц серии L-CARD E20-10, с встроенной программой PowerGraph, обеспечивающей осциллографирование, фильтрацию и математическую обработку результатов экспериментов в полном объеме. Ударно-волновые структуры, возникающие при обтекании моделей гиперзвуковым потоком, регистрируются с помощью теневого прибора ИАБ – 451 и высокоскоростной, до 3×10^4 кадров/с, видеокамерой MEGA. Безмасляные высокопроизводительные откачные турбомолекулярные посты: «Вихрь» для ударной трубы и SST-551 для ресивера; позволяют откачивать на высокий вакуум до 10^{-10} атм. Для вывода сигналов внедренных датчиков теплового потока в ресивере сделаны люки с многопиновыми специализированными гермовводами.

По результатам численного моделирования параметров газового потока в рабочей и измерительной частях ГУАТ выявлены [12, 13] характерные режимы для экспериментальных проверок: в КВД $P_{квд} = 36$ атм; в КНД $P_{кнд} = 0.001 \div 1$ атм; в аэродинамическом блоке (ресивере) $P_{рес} = 10^{-3} \div 10^{-5}$ атм. Фиксировались давления и моменты времени прохождения фронта падающей ударной и отраженной волны в реперных точках, где размещены датчики, помеченные цифрами № 1, 2, 3, 4, 5 на рис. 1 для контроля расчетного давления на критическом сечении сопла перед его запуском.

3. Калориметрические датчики теплового потока

Для измерения тепловых потоков были разработаны, изготовлены и внедрены в аэродинамические модели несколько конструкций калориметрических датчиков для быстрых процессов. Все конструкции датчиков были градуированы стационарно при известных температурах среды и известной мощности лазера. Главной явилась градуировка в динамике, в высокоскоростном потоке, путем сравнения их измерений с контрольным, датчиком теплового потока – коаксиальной термопарой, инерционностью 3 мкс. Для этого контрольный и изготовленные датчики теплового потока размещались на моделях на одном расстоянии от сопла.

Тепловая инерция теплоприемной поверхности (таблетки) калориметрического датчика характеризуется временем прогрева и определяется из решения одномерной задачи теплопередачи через пластину. Для уменьшения тепловой инерции выбран материал с меньшей плотностью и теплоемкостью, но с большей теплопроводностью (медь, нержавеющей сталь). Тепловая инерция преобразователя теплового потока для ГУАТ не должна превышать времени t_{gf} квазистационарного истечения из сопла на модель. При наличии теплоизолирующей втулки и ограниченного времени измерения на установке кратковременного действия ГУАТ, теплоотвод на тыльную поверхность теплоприемной пластины и от датчика к корпусу в начальных экспериментах предполагался несущественным, в отличие от установок продолжительного действия.

Тепло Q подводимое к калориметру теплоприемника известной массы и геометрической формы имеет вид

$$Q = c \cdot m \frac{dT(x, \tau) \cdot \Delta \tau}{d\tau}, \quad (1)$$

где $\Delta \tau$ – время измерения теплового потока; c – удельная теплоемкость материала таблетки; m – масса теплоприемной таблетки

$$m = \rho \cdot F \cdot h, \quad (2)$$

где ρ, F, h – плотность, площадь таблетки и ее толщина, соответственно.

Для сверхбыстрых процессов, происходящих в ГУАТ, временной интервал измерения теплового потока должен быть согласован с временем квазистационарного истечения из сопла ($0.5 \div 7$ мс)

$$\Delta \tau \leq t_{gf} \quad (3)$$

В начальной фазе регистрации изменения температуры отклонение от линейности предполагается малым. Удельный тепловой поток определится выражением

$$q = \rho \cdot c \cdot h \frac{\Delta T}{\Delta \tau}, \quad (4)$$

где ρ, c, h – стационарный коэффициент датчика, характеризующий его тепловоспринимающие свойства.

Приведение измеренных сигналов датчиков теплового потока в мВ к тепловым параметрам осуществляется через коэффициент передачи датчика, размерностью мВ/К, включающий в себя также коэффициент усилителя сигнала. Коэффициент передачи фильтра нижних частот (ФНЧ) учитывается в коэффициенте усилителя.

Погрешности измерений тем меньше, чем меньше размеры датчика, его собственная теплоемкость, термическое сопротивление, а также меньше влияние побочных видов теплопередачи. Кратковременность начального, квазистационарного истечения из сопла нивелирует погрешности от прогрева тыльной стороны датчика и его термоизолятора от поверхности модели. Отсутствует также погрешность от нагрева чувствительного элемента элементами питания постоянным током, как это имеет место быть в термометрах сопротивления.

Две конструкции изготовленных калориметрических датчиков показаны на рис. 3.

Варианты снятия информации с датчика (рис. 3, б) при подключении электродов: (2а, 3б) – (3а, 2б) = оценка ошибки измерений пары электродов; ((2а, 3б) + (3а, 2б))/2 = среднее значение; (3а, 3б) + (2а, 2б) = усиление сигнала вдвое; (2а, 3а) – (2б, 3б) = увеличение точности измерения теплового потока.

Снижение погрешностей изготовленных калориметрических датчиков направлено на минимизацию диаметра и толщины тепловоспринимающей поверхности, а также на минимальный размер припоя. После апробации первых датчиков, было замечено большое влияние размера капли спая на инерционность. Для быстрой тепловой реакции необходимо минимизировать каплю спая. Были исследованы разные технологии крепления электродов: лазерной

сваркой (датчики СТ1), пайкой (СТ2–СТ7). Теплопередающая пластина датчиков СТ выполнена из медного листа плотностью 8.92 г/см^2 , удельной теплоемкостью $0.4 \text{ Дж/г}^\circ\text{C}^0$, диаметром не более $d = 5 \text{ мм}$ и толщиной $h = 0.15 \text{ мм}$. Заготовки датчиков были собраны пакетом в цилиндр и, из-за малой толщины, обрезаны по диаметру до минимального размера на токарном станке. К внутренней поверхности таблеток приварены или припаяны проводники диаметром 0.2 мм . Датчики СТНп и СТНтс – выполнены из нержавеющей стали, с пайкой и точечной сваркой проводников, соответственно. Лазерной сваркой удалось минимизировать каплю припоя. Работоспособность изготовленных датчиков проверялась воздействием на него стационарным лазером, мощностью 31 мВт , которая определена измерителем средней мощности и энергии лазерного излучения (ИМО-2Н). Скорость нарастания импульса при воздействии лазером составило 25 мВ/с и 250 мВ/с при конвективном нагреве от источника (200° C).

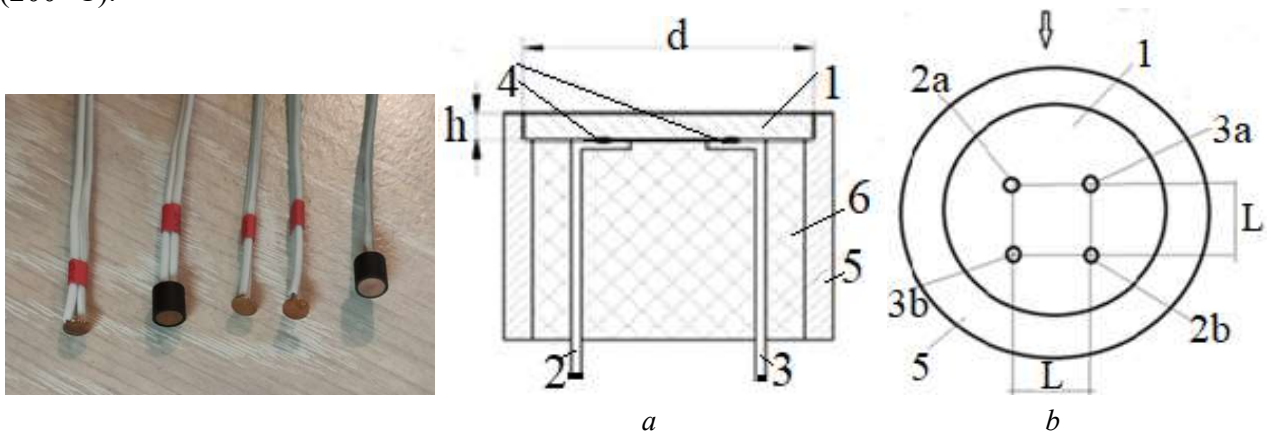


Рис. 3. Фото и эскизы калориметрических датчиков: *a*) с парой электродов; *b*) с двумя парами электродов: 1 – медный диск (таблетка), 2 – электрод хромель (-), 3 – электрод копель (+), 4 – сварка серебром, 5 – изоляционная втулка, 6 – эпоксидная смола. Стрелкой показано направление потока

Основные свойства изготовленных датчиков проявились при динамических испытаниях в потоке на моделях. В начальных экспериментах с изготовленными калориметрическими датчиками измерялся установившийся тепловой поток на моделях. В рамках решения обратной задачи, восстановление нестационарного теплового потока требует вычисления производных от измеряемой температуры в каждой точке [8].

4. Результаты экспериментов. Обтекание нижней кромки плоского канала

Калориметрические датчики теплового потока были установлены заподлицо на нижней кромке модели плоского канала, показанного на рис. 4.

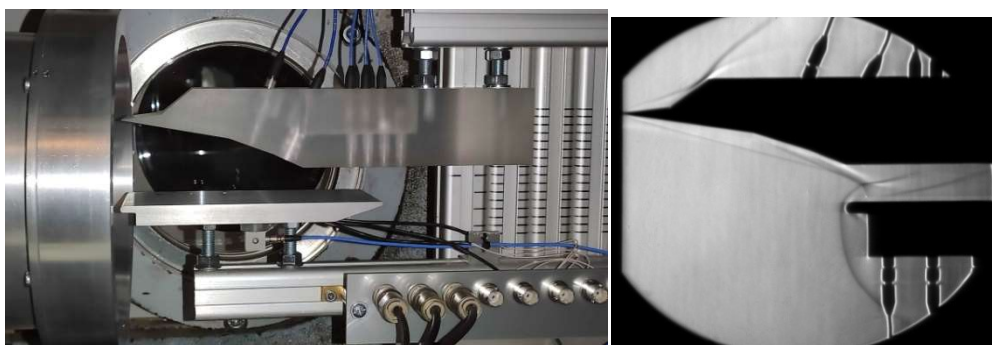


Рис. 4. Модель плоского канала и ее теневая картина в потоке

Нижняя модель сдвигалась по осевой линии сопла до положения, когда скачки уплотнения, отраженные от верхней модели, оказывали наибольшее давление торможения в локальных областях нижней кромки. При перемещении нижней кромки относительно среза сопла картина волновых структур менялась. Тестовые режимы были исследованы при расположении нижней кромки на расстояниях 50 мм и 100 мм от среза сопла и на 20 мм от верхней модели.

На поверхности нижней модели были внедрены датчики теплового потока собственного производства СТ1, СТ2 и СТ3. На одной линии от кромки модели расположены контрольный датчик МСТ, датчик СТ1 и датчик давления РСВ. Размещение датчиков теплового потока показано на эскизе и фото рис. 5.



Рис. 5. Эскиз и фото нижней модели с метками установок датчиков: 1 – СТ1, СТ2, СТ3, 2– РСВ, 3 –МСТ

Данная конфигурация моделей была испытана при заданных тестовых режимах давлений КВД/КНД: 36/1; 36/0,5; 36/0.1 (атм) в аэродинамическом блоке (ресивере) под вакуумом $10^{-3} \div 10^{-5}$ атм на числах Маха $M=7$.

При срабатывании сопла характерные области квазистационарного начального процесса, сменяются нестационарным процессом. Временной интервал квазистационарного течения, пригодного для валидации, составил экспериментов $1.6 \div 7$ мс. Для выделения интересных областей увеличивают масштаб по амплитуде и по времени. Измерение масштабов амплитуд сигналов датчиков выполняется программой PowerGraph по выделенным локальным областям с шагом 0.4 мкс. Для синхронизации блоков АЦП при опросе, один из каналов (датчик № 2) дублирован на каждом его блоке.

Можно предположить большой тепловой поток в области размещения датчиков передней линии от кромки на рис. 5. Это видно из теневой картины плотности рис. 4 и выбора дистанции нижней модели от сопла. Проведенные ранее испытания дубликата нижней модели, оснащенной датчиками давления, показали, что наибольшее давление торможения скачков уплотнения приходилось на область, близкую к кромке. На рис. 6 приведены графики зависимости давления на разных дистанциях от кромки в зависимости от давления в КНД.

Тепловые потоки, измеренные датчиком МСТ, расположенном на расстоянии 20 мм от кромки в зависимости от давлений в КНД и ресивере приведены на рис. 7.

В экспериментах было выявлено, что нулевой сигнал датчиков теплового потока снижается при вакуумировании ресивера тем больше, чем выше вакуум. Это наблюдалось для установок с быстрым вакуумированием и коротким временем на эксперимент, как в ГУАТ [14].

Зафиксированное снижение нулевого сигнала на датчиках теплового потока МСТ и СТ1 на этапах «а-е» непрерывного вакуумирования и возрастание сигнала при запуске сопла на этапе «б» показано на рис. 8. Сигналы датчиков МСТ и СТ1 на рис. 8 показаны в увеличенном масштабе по сравнению с сигналами датчиков давления № 2, № 3 и № 4, приведенных на рис. 2.

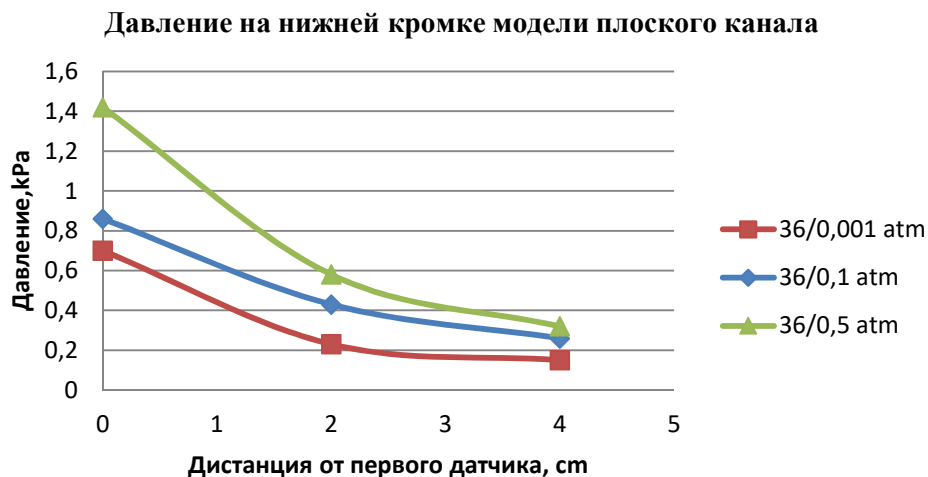


Рис. 6. Измеренное давление в областях размещения датчиков теплового потока. Первый датчик расположен на расстоянии 20 мм от кромки

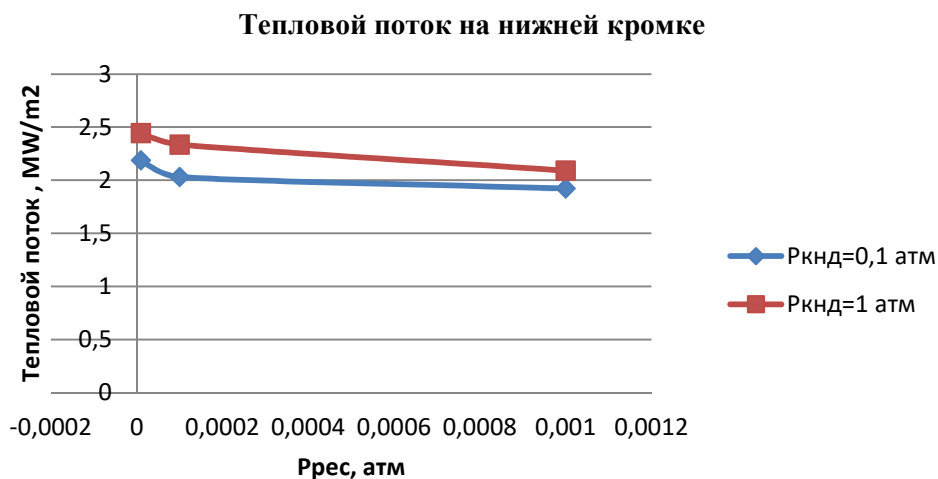


Рис. 7. Тепловые потоки, измеренные датчиком МСТ

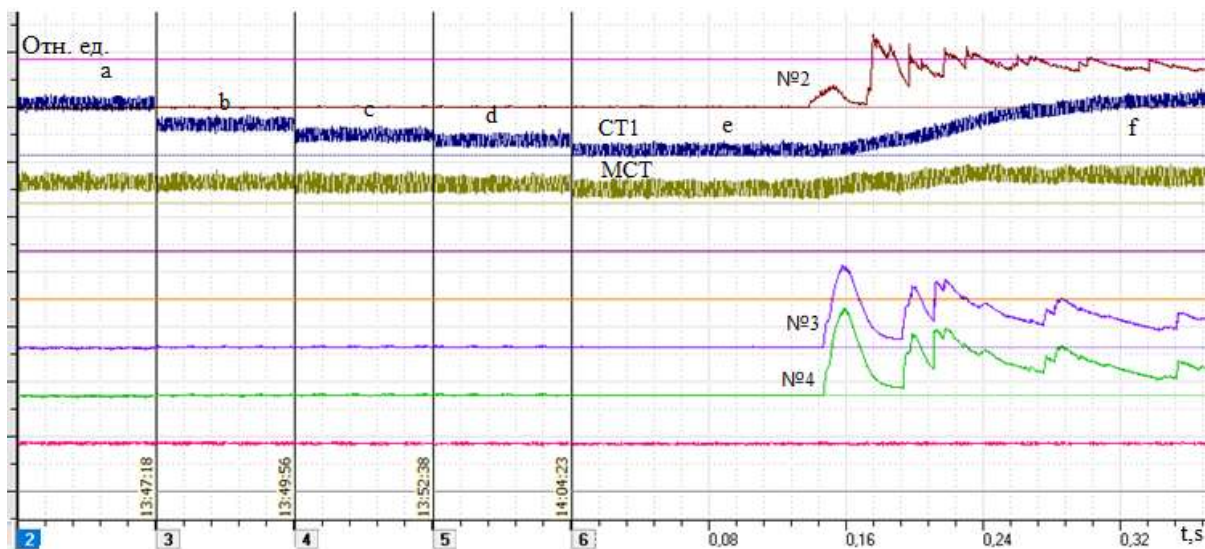


Рис. 8. Снижение нулевого сигнала датчика теплового потока при вакуумировании

Нулевой сигнал датчиков теплового потока на этапе «а» приводился в соответствие с комнатной температурой. Затем температура пересчитывалась на этапе «е» до запуска сопла и пересчитывалась на этапе «ф» после запуска сопла. В экспериментах нулевой сигнал измерялся дважды: при комнатной температуре, а затем, повторно, перед пуском сопла. Это позволяет определять приращение температуры на модели в потоке точнее.

5. Результаты экспериментов. Обтекание цилиндра в набегающем потоке

Для исследования и градуировки датчиков теплового потока была изготовлена модель, цилиндра из металла, схема которой приведенная на рис. 9.

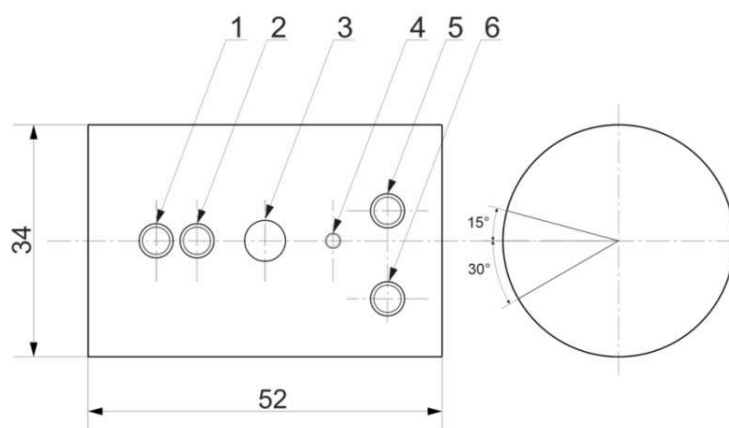


Рис. 9. Схема модели для исследования датчиков теплового потока: 1 – СТНп, 2 – СТ1, 3 – датчик давления РСВ, 4 – МСТ, 5 – СТ2-15, 6 – СТ3-30

На одной линии лобовой поверхности цилиндра к набегающему потоку расположены: высокочастотный датчик давления РСВ, контрольный датчик теплового потока МСТ, датчики теплового потока собственного изготовления: СТ1 и СТНп. Датчики СТ2-15 и СТ3-30 расположены под углами 15 и 30 градусов к образующей цилиндра, соответственно. Изготовленная модель с датчиками и она же перед соплом представлена на рис. 10.

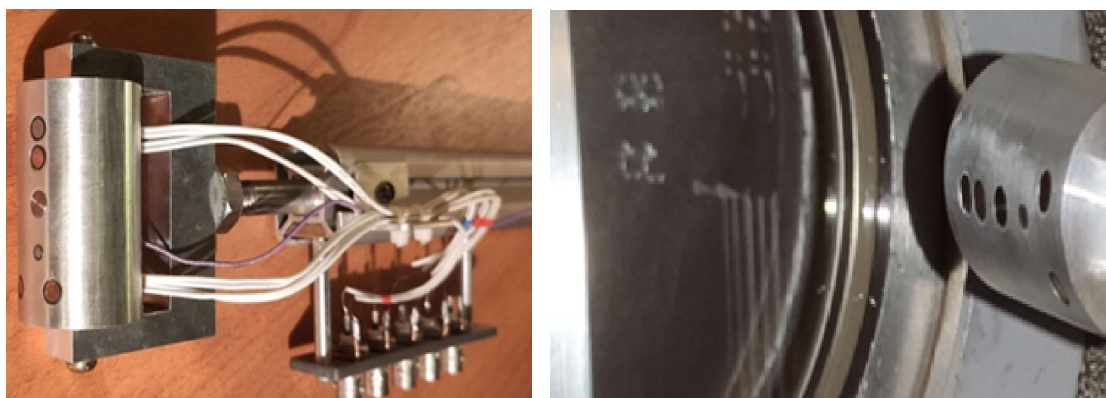


Рис. 10. Фото модели с датчиками

Экспериментальные исследования модели были направлены на градуировку изготовленных датчиков теплового потока по показаниям контрольного датчика МСТ, накопления статистики по тестовым вариантам [12] и получения более точных данных о газодинамических параметрах ударно-волновых структур при торможении потока в области среза сопла.

Экспериментальные исследования модели в ГУАТ проводились по всем вариантам тестовых задач [12]. Датчик СТНтс, с целью его апробации, изготовленный после формирования модели, был прикреплен за цилиндром на расстоянии 100 мм на кронштейне модели.

Типовые сигналы датчиков теплового потока цилиндра в набегающем потоке приведены на рис. 11.

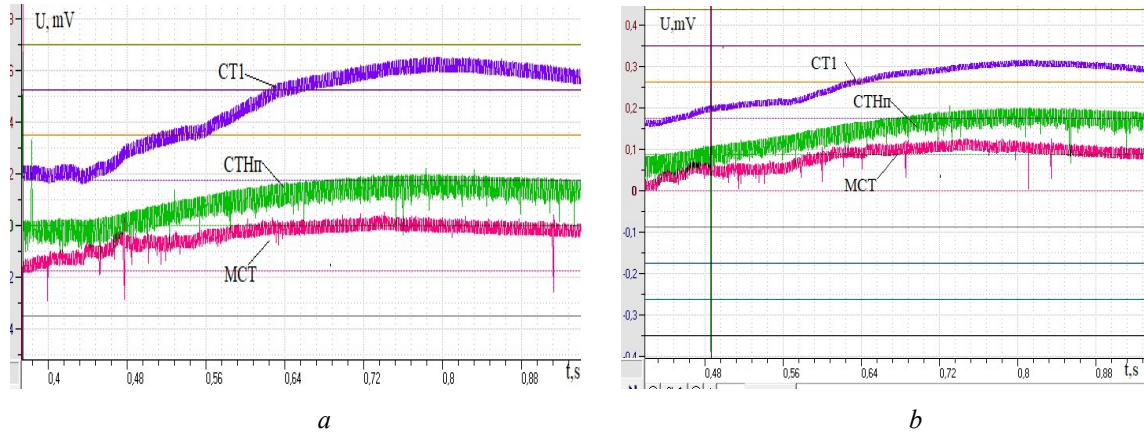


Рис. 11. Пример осциллограмм сигналов датчиков теплового потока: а) $P_4/P_1/P_{pec} \sim 36/1/10^{-3}$; б) $P_4/P_1/P_{pec} \sim 36/1/10^{-5}$

Датчик СТ1 не имеет искажений импульсными помехами, в отличие от датчиков СТНп и МСТ. Все датчики рис. 11 устанавливались в металлическую модель. Теплопринимающая поверхность СТ1 – медная, а СТНп – нержавеющая сталь. Помехи имеет также и контрольная коаксиальная термопара. Теплоизоляция всех датчиков одинаковая. Все датчики теплового потока внутри аэродинамического блока изолированы от земли через специальные гермовводы. Заземление выполнено через усилители сигналов вне ресивера для исключения двойного заземления (петли). Первоначальный вывод о предпочтительности медной теплопринимающей таблетки будет изучен в дальнейшем.

Стационарный коэффициент $\rho \cdot c \cdot h$ в формуле (4) для определения теплового потока сертифицирован для датчика МСТ. Измеренный тепловой поток в тестовых режимах показан на рис. 12.

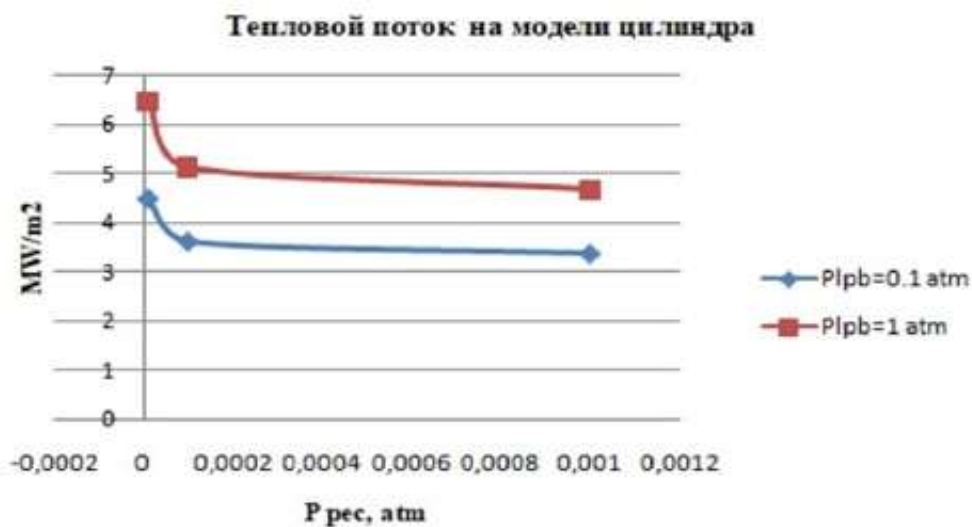


Рис. 12. Тепловой поток на датчике МСТ

Погрешность измерения приращения температуры датчиками собственного изготовления составила от $0.1 \div 10 \%$, что позволяет осуществлять их отбраковку. Наименьшая погрешность датчиков характерна для режима $P_{квд}/P_{кнд}/P_{рес} \sim 36/0.1/10^{-3}$ атм. Градуировка датчиков в этом режиме выявила единый коэффициент передачи изготовленных датчиков теплового потока. Данные в виде screenshot Excel, продемонстрированы на рис. 13.

36/0,1/ 10-3 атм	каналы:	канал8	каналб	канал 7	канал 2	канал 3	канал 4
22,6град		МСТ	СТ1	СТНп	СТ2-15	СТ3-30	СТНтс
Тк,С		22,6	22,6	22,6	22,6	22,6	22,6
Тк,К		295,6	295,6	295,6	295,6	295,6	295,6
"0", мВ		4	4	8	16	15	14
макс,мВ		64,4	129,6	135	86	66,3	24
"макс"- "0"		60,4	125,6	127	70	51,3	10
Твыстр		10,05661	10,048	10,16	5,6	4,104	0,8
Тв,С		32,65661	32,648	32,76	28,2	26,704	23,4
Тв,К		305,6566	305,648	305,76	301,2	299,704	296,4
К, мВ/К		6,006	12,5	12,5	12,5	12,5	12,5
Тв(МСТ-СТ)%			0,0028169	0,0338255			

Рис. 13. Пример расчета приращения температуры датчиками модели.

Режим $P_{квд}/P_{кнд}/P_{рес} : 36/0.1/10^{-3}$ атм

Измеренная температура, с погрешностью 0.03 % датчиками СТ1 и СТНп в этом примере, соизмерима с измеренной контрольным датчиком МСТ, расположенным с ними на одном расстоянии от сопла при едином коэффициенте передачи для всех изготовленных датчиков.

4. Заключение

Представлены результаты измерения тепловых потоков с помощью калориметрических датчиков на модели затупленной кромки плоского канала и на цилиндре в набегающем высокоскоростном потоке. Результаты одновременных измерений изготовленных калориметрических датчиками и контрольной коаксиальной термопарой показали согласие. Изготовленные калориметрические датчики испытаны в рамках тестовых режимов в ГУАТ и готовы к применению в газодинамических экспериментах.

Благодарности и ссылки на гранты

Работа выполнена в рамках гранта РФФ № 22-11-00062.

Литература

1. Суржиков С. Т. Расчетный анализ экспериментальных данных по аэротермодинамике гиперзвукового аппарата HIFiRE-I//Доклады Российской академии наук. Физика, технические науки. М: РАН. – 2020. –Т. 495.– № 1.– С. 68–72. DOI: 10.31857/s2686740020060176
2. Япучно Д. С., Суржиков С. Т. Метод расщепления по физическим процессам в задаче моделирования обтекания перспективного высокоскоростного летательного аппарата//Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 1. С. 20–33. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-20-33

3. Knauss H., Gaisbauer U., et al. Calibration experiments of a new active fast response heat flux sensor to measure total temperature fluctuations. https://www.researchgate.net/publication/255499103_January_2002_pp_93-102
4. Сайпракаш М. и др. Исследование обтекания тонких тел при гиперзвуковых числах Маха//Известия РАН. Механика жидкости и газа № 2, 2021. С. 113. Doi: 10.31857/S0568528121020080
5. Hubner J. P., Carroll B. F. and Schanze K. S. Heat transfer measurements in hypersonic flow using luminescent coating techniques//J. of Thermophysics and Heat Transfer. —2002. — October–December 16 (4), pp. 516–522. — DOI: 10.2514/2.6726
6. Mosharov V. E., Radchenko V. N., et al. Preliminary experimental results of heat flux surface field registration at the hypersonic aerodynamic shock tube using temperature sensitive paint //J. of Physics: Conf. Series 1009(1) 012036.
7. Добров Ю.В., Лашков В.А. и др. Измерение существенно нестационарных тепловых потоков градиентным датчиком на основе висмута//Журнал технической физики, 2021, том 91, вып. 2. С. 240–242.
8. Попов П.А., Сахаров В.А. и др. Измерение тепловых потоков датчиками на анизотропных термоэлементах в газодинамическом эксперименте на ударных трубах// Физико-химическая кинетика в газовой динамике 2021. Т. 22, вып. 3. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-3/articles/939/>
9. Данилевич А.И. О радиационно-калориметрическом методе измерения теплового потока в сверхзвуковых течениях газа//Ученые записки ЦАГИ. Том 12, № 2. 1981. С. 64–72.
10. Кашин М.В., Коньков А.А. и др. Радиационно-кондуктивный теплообмен при отражении ударной волны от твердой стенки//Научный журнал «Технологии техносферной безопасности». Вып. № 1 (59), 2015. С. 7.
11. Попович С.С. Аэродинамическое охлаждение стенки в следе сверхзвукового потока за уступом //Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2019. Т. 20, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-1/articles/781/>
12. Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в измерительной секции гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/>
13. Суржиков С. Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в рабочей зоне гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 1. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/>
14. Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Влияние вакуумирования на газодинамические параметры// сборник Материалов XXII Международной конференции по вычислительной механике и современным прикладным программным системам (ВМСППС'2021). Изд-во МАИ (М.), С. 444–446.
15. Панасенко А. В. Расчет структуры течения при взаимодействии со встречным потоком струи, вытекающей из лобовой поверхности тела вращения//Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2021. Т. 22, вып. 5. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-5/articles/954/>

Reference

1. Surzhikov, S. T., “Computational analysis of experimental data on aerothermodynamics of hypersonic vehicle HIFiRE-I,” *Reports of the Russian Academy of Sciences. Physics, technical sciences*. М: RAN. Vol. 495, No. 1, 2020, pp. 68–72. DOI: 10.31857/s2686740020060176
2. Yatsukhno, D. S., Surzhikov, S. T., “Splitting method by physical processes in the problem of modeling the flow around a promising high-speed aircraft,” *Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Mechanical Engineering*, 2018. No. 1, 2018, pp. 20–33. DOI: 10.18698/0236-3941-2018-1-20-33

3. Knauss, H., Gaisbauer, U., et al. Calibration experiments of a new active fast response heat flux sensor to measure total temperature fluctuations. https://www.researchgate.net/publication/255499103_January_2002_pp_93-102
4. Saiprakash, M., et al., “Investigation of the flow of thin bodies at hypersonic Mach numbers,” *News of the Russian Academy of Sciences. Fluid Mechanics*, No. 2, 2021, P. 113. Doi: 10.31857/S0568528121020080
5. Hubner, J. P., Carroll, B. F., and Schanze, K. S., “Heat transfer measurements in hypersonic flow using luminescent coating techniques,” *J. of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 4, 2002, p.p. 516–522. DOI: 10.2514/2.6726
6. Mosharov, V. E., Radchenko, V. N., et al., “Preliminary experimental results of heat flux surface field registration at the hypersonic aerodynamic shock tube using temperature sensitive paint,” *J. of Physics: Conf. Series*, 1009 (1) 012036.
7. Dobrov, Yu. V., Lashkov, V. A., et al., “Measurement of substantially unsteady heat flows by a gradient sensor based on bismuth,” *Journal of Technical Physics*, Vol. 91, No. 2, 2021, pp. 240–242.
8. Popov, P. A., Sakharov, V. A., et al., “Measurement of heat fluxes by sensors on anisotropic thermoelements in a gas-dynamic experiment on shock tubes,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 22, No. 3, 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-3/articles/939>
9. Danilevich, A. I., “On the radiation-calorimetric method of measuring heat flow in supersonic gas flows,” *Scientific notes of TsAGI*, Vol. 12, No. 2, 1981, pp. 64–72.
10. Kashin, M. V., Konkov, A. A., et al., “Radiation-conductive heat exchange in the reflection of a shock wave from a solid wall,” *Scientific Journal Technosphere Safety Technologies*, No. 1 (59), 2015, P. 7.
11. Popovich, S., “Aerodynamic cooling for supersonic wake flow behind a backward-facing step,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 20, No. 1, 2019. <http://chemphys.edu.ru/issues/2019-20-1/articles/781/>
12. Surzhikov, S. T., “Calculated initial data for solving test problems in the measuring section of the hypersonic shock wind tunnel (HSWT) of the RadGDLaboratory of IPMech RAS,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*. Vol. 22, No. 1. 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/>
13. Surzhikov, S. T., “Calculated initial data for solving test problems in the working area of the hypersonic shock wind tunnel HAST of theRadGDLaboratory of the IPMech RAS,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 22, No. 1, 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/>
14. Ruleva, L. B., Solodovnikov, S. I., “Influence of vacuuming on gas-dynamic parameters,” *Proceedings of the XXII International Conference on Computational Mechanics and Modern Applied Software Systems (VMSPPS'2021)* Publishing House of MAI Publishing House (Moscow), pp. 444–446.
15. Panasenko, A. V., “Calculation of flow structure in interaction with counter flow of jet flowing from frontal surface of body of revolution,” *Physical-Chemical Kinetics in Gas Dynamics*, Vol. 22, No. 5, 2021. <http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-5/articles/954/>

Статья поступила в редакцию 3 августа 2022 г.