

# Определение адиабатной температуры стенки в высокоскоростных потоках газа с использованием тепловизионной съемки

Н.С. Маластовский<sup>1</sup>, Н.А. Киселёв<sup>2</sup>, А.Г. Здитовец<sup>3</sup>, А.Ю. Виноградов<sup>4</sup>

Научно-исследовательский институт механики МГУ имени М.В. Ломоносова,  
Москва, Россия

<sup>1</sup> ORCID: 0000-0002-1285-1748, [nik\\_malans@mail.ru](mailto:nik_malans@mail.ru)

<sup>2</sup> ORCID: 0009-0009-5552-5457, [kiselev.nick.a@yandex.ru](mailto:kiselev.nick.a@yandex.ru)

<sup>3</sup> ORCID: 0000-0002-4532-1014, [zditovets@mail.ru](mailto:zditovets@mail.ru)

<sup>4</sup> ORCID: 0009-0004-8647-0405, [vinograd@imec.msu.ru](mailto:vinograd@imec.msu.ru)

## Аннотация

В работе представлен способ бесконтактного определения адиабатной температуры стенки в высокоскоростных потоках газа. Он основан на обработке последовательности термограмм, полученной тепловизором, в разработанной программе на языке Python 3.10. Данный способ показал высокую эффективность при работе с большими массивами опытных данных с точки зрения минимизации временных и вычислительных затрат. Адиабатная температура стенки определялась как на стационарном режиме течения непосредственно в эксперименте, так и на нестационарном режиме - с помощью экстраполяции зависимости плотности теплового потока от текущей температуры исследуемой теплообменной поверхности. Продемонстрирована эффективность такого подхода при исследовании безмашинного энергоразделения в сжимаемых газовых потоках.

**Ключевые слова:** высокоскоростные потоки, теплообмен, пограничный слой, адиабатная температура стенки, термометрия, бесконтактные методы.

## 1. Введение

К настоящему времени вопросы совершенствования методов экспериментальных исследований теплообмена в высокоскоростных газовых потоках не потеряли своей актуальности. Это связано с тем, что проведение зондовых измерений в таких потоках в значительной степени затруднено из-за малых физических толщин пограничных слоев. Зачастую в экспериментальных работах авторы ограничиваются низкоскоростными потоками, в которых скорость редко превышает 10 м/с [1]. Исходя из подобия процессов, определяющих формирование пограничных слоев, результаты, полученные для таких условий, обобщаются и для высокоскоростных течений, с введением поправок на сжимаемость, неизотермичность и т.п. В этой связи закономерным выглядит рост интереса к косвенным – бесконтактным методам определения величин, определяющих теплообмен на поверхностях раздела сред: тепловым потокам, коэффициентам теплоотдачи и температурам теплоизолированной (адиабатной) стенки [2].

К подобным методам следует отнести тепловизионную съемку (инфракрасную термографию), которая позволяет регистрировать температуры поверхностей, обтекаемых потоком газа. Как и другие методы экспериментальных исследований, инфракрасная термография имеет особое значение при валидации математических моделей, встроенных в промышленное программное обеспечение [3]. Однако в отличие от классических задач обработки изображений, нашедших применение в теплофизике и механике

жидкости и газа, например, при анализе законов эволюции пузырьков пара в потоке жидкости [4–6] или при отслеживании распространения возмущений – скачков уплотнения и иных неоднородностей [7,8], значения в каждой точке термограммы связаны между собой в рамках общей задачи теплопроводности. Эта связь дает дополнительные возможности для исследований тепловых режимов технических объектов [9], и оценки влияния теплообмена на параметры газовых потоках [10].

Изображение, полученное тепловизором, само по себе представляет целостный набор данных, зачастую не требующий применения специальных методов, характерных для системы компьютерного зрения [11]. В этом случае главным становится интерпретация и дальнейшее использование полученных изображений для установления взаимосвязей между физическими процессами, определяющими текущее состояние температурного поля исследуемых объектов.

На поверхностях раздела (газ-твердое тело) наиболее рациональным способом описания теплообмена является задание граничных условий третьего рода – коэффициента теплоотдачи и адиабатной температуры стенки. Определение адиабатной температуры стенки также имеет важное значение при описании влияния сжимаемости и не-изотермичности в пограничных слоях высокоскоростных газовых потоков. Уже в работе [12] было показано, что при обтекании плоской теплоизолированной пластины температура торможения потока может изменяться по толщине пограничного слоя. Как следствие газ, непосредственно прилегающий к поверхности теплоизолированного тела, имеет температуру, отличную от температуры ядра потока. Эту температуру, величина которой даже для простейшего случая течения вдоль плоской пластины зависит от температуры торможения, чисел Маха, Рейнольдса и Прандтля, принято называть адиабатной температурой стенки  $T_{aw}$ . В инженерных задачах зачастую она может быть выражена в следующем виде:

$$T_{aw} = T_0 \frac{1 + r \frac{k-1}{2} M^2}{1 + \frac{k-1}{2} M^2} \quad (1)$$

где  $r$  – коэффициент восстановления температуры,  $M$  – число Маха,  $T_0$  – температура торможения в невозмущенном потоке (вне теплового пограничного слоя),  $k$  – показатель адиабаты. Из многочисленных экспериментальных данных [13,14], значение коэффициента восстановления температуры на плоской пластине практически не зависит от чисел Маха и Рейнольдса и для развитого ламинарного и турбулентного воздушного потока составляет  $0.85 \pm 0.01$  и  $0.89 \pm 0.01$  соответственно. При обработке экспериментальных данных в случае турбулентного потока его значение обычно задается в диапазоне  $r=0.89-1.0$ , в случае ламинарного –  $0.85$  [15–22]. Однако для более сложных видов течений коэффициент восстановления может существенно отличаться от этих значений и зачастую требует экспериментального определения.

Знание величины адиабатной температуры стенки важно при оценке эффективности температурного разделения в устройствах безмашинного энергоразделения [23]. Принцип их работы основан на отличии адиабатной температуры стенки  $T_{aw}$  от температуры торможения потока и зависимости этой разницы от числа Маха  $M$  набегающего потока [24] и других внешних условий. Потоки, имеющие одинаковую температуру торможения, но различные температуры адиабатной стенки и разделенные теплопроводной перегородкой будут участвовать в теплообмене друг с другом. С точки зрения проектирования подобных устройств экспериментальное определение температуры адиабатной стенки представляется важной практической задачей, решение которой может быть достигнуто с использованием тепловизионной съемки.

Адиабатную температуру стенки в лабораторных условиях можно получить непосредственно из термограмм теплоизолированных объектов. Однако значительно чаще процесс обработки результатов включает в себя восстановления тепловых потоков для анализа условий теплообмена на характерных для данного случая режимах течения га-

зовой среды, когда присутствует разница между адиабатной и измеряемой температурами стенки [25–28]. Для таких задач могут применяться различные алгоритмы, учитывающие в том числе: высокую теплопроводность материала стенки канала [25], экстремальные режимы течения – до значений чисел Маха порядка 7.5 [26], сложную геометрическую конфигурацию исследуемого объекта [27,28].

Таким образом, разработка и совершенствование методов извлечения информации из последовательности термограмм, полученных при проведении теплофизических экспериментов, является актуальной прикладной задачей, решение которой направлено на совершенствование знаний в области теплообмена в высокоскоростных потоках газовых сред.

## **2. Постановка задач исследования**

В работе выполнены два исследования, связанные с определением адиабатной температуры стенки, обтекаемой сжимаемым воздушным потоком. В первом исследовании регистрируется квази-стационарное температурное поле теплоизолированных объектов (круговых цилиндров), во втором – нестационарное температурное поле охлаждаемой поверхности сверхзвукового канала. Как отмечалось выше, в случае теплоизолированных объектов при длительной выдержке и достижении квази-стационарного режима, температура их поверхности становится равной адиабатной температуре стенки. Однако для определения адиабатной температуры стенки в условиях теплообмена между стенкой и газом требуется экстраполяция зависимости плотности теплового потока от температуры стенки [2].

В обоих случаях для получения детализированной информации о полях адиабатной температуры стенки регистрировались температурные поля исследуемых поверхностей с помощью тепловизора INFRATEC 8800. В первом исследовании проводилось измерение квазистационарных режимов течения с кадровой частотой 0.2 Гц, во втором случае – 30 герц. Пространственное разрешение изображения составляло порядка 2 пикселей на 1 мм.

Сбор данных и первоначальная обработка термограмм осуществлялась в ПО «IRBIS-3» [29], далее выполнялся автоматизированный подбор оптических параметров объектов и окружающей среды, а после масштабирование и поворот изображений в разработанной программе на языке Python 3.10, в том числе для последующего использования данных при восстановлении тепловых потоков путем решения задачи теплопроводности [30].

## **3. Экспериментальное исследование**

### **3.1. Теплоизолированные объекты в стационарном воздушном потоке.**

Исследование проводилось на дозвуковой аэродинамической установке, рабочая часть которой представляет собой прямоугольный канал сечением 250×174 мм, осевая протяженность дозвукового сопла – 690 мм, осевое расстояние от входа в сопло до исследуемых цилиндров – 1575 мм (рисунок 1).

Сжатый воздух подавался в форкамеру установки из газгольдеров, которые наполнялись при помощи компрессоров осушенным атмосферным воздухом до давления 7 атм. В форкамере воздух «успокаивался» проходя через хонейкомб и систему дедурбулизирующих сеток. Изменение числа Маха в рабочей части осуществлялось за счет регулировки уровня давления воздуха в форкамере. Число Рейнольдса и число Маха не могли изменяться независимо. Число Маха набегающего на цилиндры потока менялось в диапазоне  $M=0.35-0.60$ . Верхний предел числа Маха соответствовал режиму «запирание» рабочей части аэродинамической установки. После рабочей части воздух поступал в диффузор и далее в атмосферу.

В качестве исследуемых теплоизолированных объектов в потоке газа использовались цилиндры круглого поперечного сечения (диаметр  $D = 20$  мм), изготовленные из оргстекла – материала с низким (порядка  $0.16$  Вт/м К) коэффициентом теплопроводности. Цилиндры располагались на расстоянии  $885$  мм от среза сопла и распространялись на всю высоту канала. Плоскость, проходящая через оси цилиндров, была перпендикулярна направлению скорости набегающего потока. В экспериментах регистрировалось поле температур в окрестности задней критической линии цилиндров. В этой области наблюдается наибольшее отклонение адиабатной температуры стенки от температуры торможения набегающего потока. Одна из целей экспериментального исследования – определить зависимость адиабатной температуры стенки в окрестности задней критической линии цилиндров от числа Маха набегающего потока и относительного расстояния между цилиндрами [31].

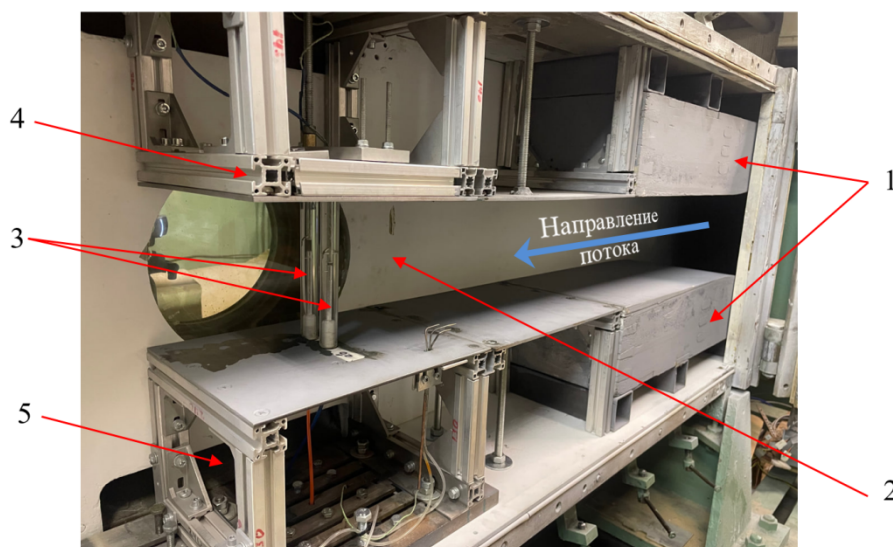
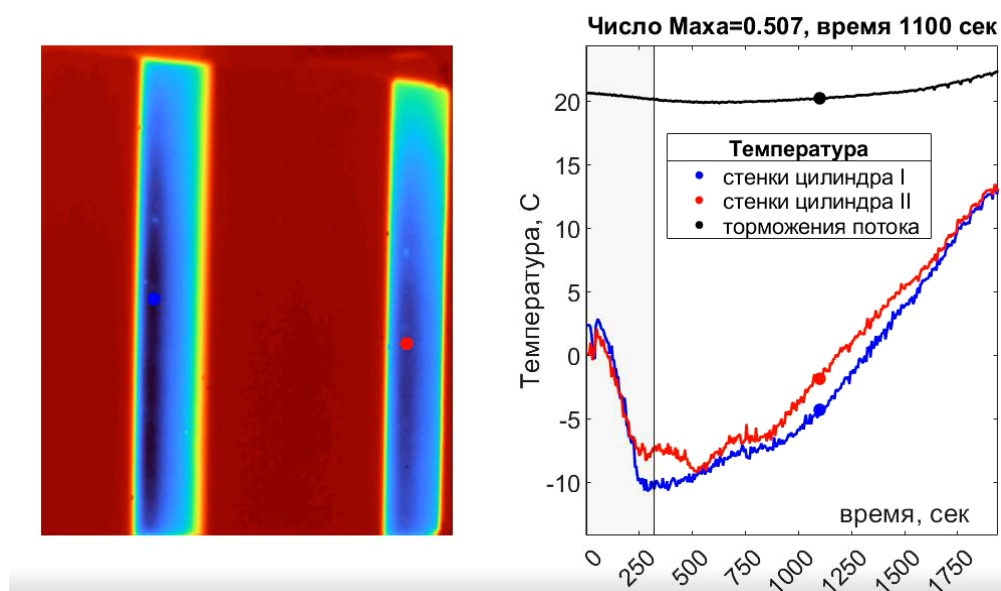
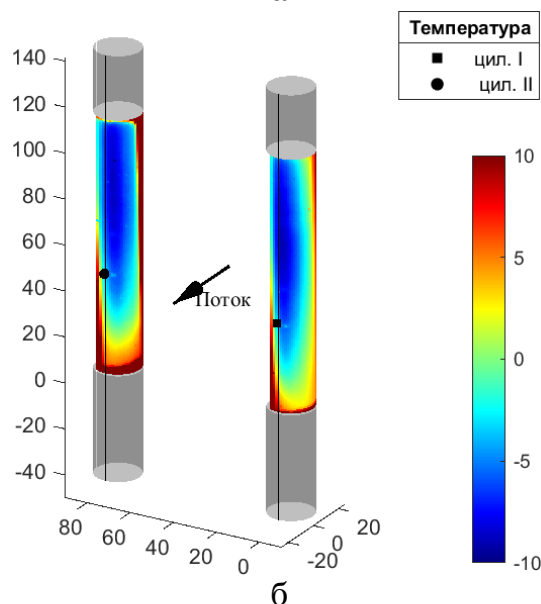


Рисунок 1. Общий вид (со стороны тепловизора) экспериментальной установки: 1 – форкамера; 1 – профилированное сопло; 2 – рабочий канал, 3 – исследуемые круговые цилиндры; 4-5 – крепление цилиндров в аэродинамической трубе.

Эксперимент проводился следующим образом. Число Маха в рабочей части плавно изменялось от значений соответствующих режиму запираания ( $M=0.6$ ) до  $M=0.35$ . Скорость изменения числа Маха в рабочем канале была незначительна: в диапазоне чисел Маха  $0.6-0.45$  она составляла  $5.5 \cdot 10^{-4}$  Мах/сек и изменялась из-за превышения скорости опорожнения газгольдеров над скоростью их наполнения компрессором, в диапазоне  $0.45-0.35$  она практически не менялась и переход от одного значения числа Маха к другому осуществлялся внешней регулировкой давления в форкамере. Во всем диапазоне изменении числа Маха температура торможения набегающего потока изменялась не более чем на два градуса. Временной интервал для установления стационарных показаний температуры составил  $5$  секунд (рисунок 2 а.), при этом число Маха снижалось на величину  $0.0055$ . Запись термограмм производилась непрерывно с частотой  $0.2$  Гц. При обработке результатов измерений выполняется их проецирование на цилиндрическую поверхность исследуемых стержней для дальнейшего анализа (рисунок 2 б.).



а



б

Рисунок 2. Температуры поверхности теплоизолированных объектов. а) зависимость адиабатная температура стенки от числа Маха в окрестности задней критической линии, б) адиабатная температура стенки цилиндра

На основе полученной зависимости  $T_{aw}(M)$  определяется зависимости коэффициента восстановления температур (1) от числа Маха набегающего потока, в рамках анализа эффекта аэродинамического охлаждения [31]. Регистрируемое поле температур поверхности плохообтекаемого тела позволяет не только исследовать распределение коэффициентов восстановления по окружности цилиндра, но и их неравномерность в направлении оси цилиндра, вызванную взаимодействием с пограничным слоем, формирующимся на стенках канала.

### 3.2. Стенка, охлаждаемая стационарным сверхзвуковым потоком.

Экспериментальные исследования проводились на малоразмерной аэродинамической установке (Рисунок 3) [32].

Сжатый воздух поступает в форкамеру (2), где происходит выравнивание потока в хонейкомбе. В форкамере регистрируются давление (3) и температура торможения (4).



После форкамеры (и шестикратного поджатия) установлена заслонка (5), направляющая поток воздуха либо в канал, либо напрямую в атмосферу. После дополнительного поджатия в диффузоре (в 4.2 раза) воздух поступает в исследуемый щелевой канал (6). Расчетное число Маха на выходе из сверхзвукового сопла –  $M=2.0$ .

Нижняя и верхняя стенки канала – плоские, при этом нижняя выполнена нагреваемой, а верхняя – сменной. Нагрев осуществляется за счет прокачки нагретого жидкого теплоносителя вдоль тыльной поверхности нижней стенки. Верхняя стенка имеет Zn-Se окно (7), прозрачное в ИК-области излучения, что обеспечивает возможность регистрации поля температур. Окно охватывает участок канала 0.05...0.26 м.

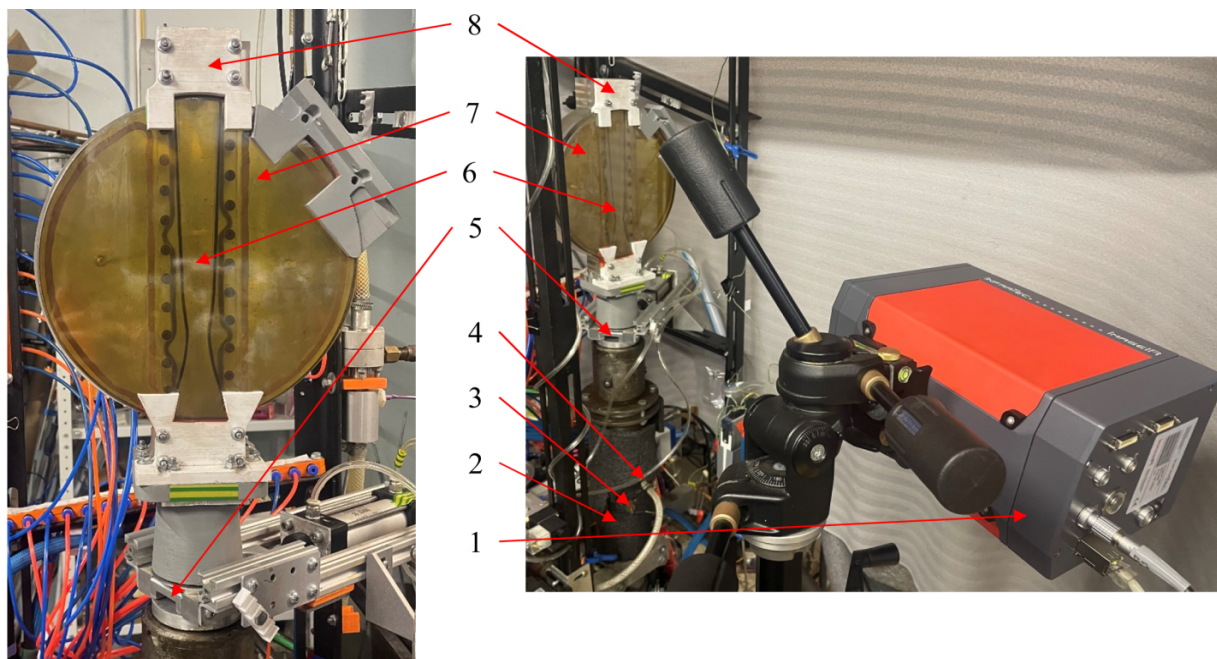


Рисунок 3. Экспериментальная установка 2: 1 - тепловизор, 2 – форкамера, 3, 4 – отборники температуры и давления торможения, 5 – заслонка, 6 – исследуемый канал, 7 – верхняя стенка и Zn-Se окно, 8 – диффузор

В условиях наличия теплообмена с сопряженными деталями и окружающей средой не удастся напрямую определить адиабатную температуру стенки. Здесь могут применяться методы восстановления граничных условий и экстраполяции температуры стенки до ее адиабатного значения. Однако они чувствительны к точности переноса данных на расчетную модель.

В рамках исследования разработана прикладная программа полуавтоматического масштабирования и поворота исходных термограмм для переноса содержащихся в них данных в качестве граничных условий задачи теплопроводности на конечно-элементную сетку. Разработка программы осуществлялась в интегрированной среде программирования PyCharm. В качестве основных библиотек по работе с данными используются: NumPy которая предоставляет поддержку работы с многомерными массивами и матрицами, Matplotlib для создания и извлечения информации из графических объектов, а также SciPy для интерполяции полученных термограмм на расчетную сетку.

Условия проведения эксперимента, связанные с предварительным подогревом канала, а также различная теплопроводность элементов крепления и стенок канала позволяют отчетливо фиксировать указанные объекты на изображении - термограмме (рисунок 4 а). Таким образом, в качестве шаблонных объектов могут быть использованы изотермы элементов крепления канала, расположенных с шагом 20 мм по длине и 45 мм по ширине. Пользователю предоставляется возможность последовательно выделить ограниченную область вокруг интересующих объектов (элемента крепления кана-

ла - для позиционирования изображения достаточно четырех), далее для вновь открывшегося окна с изображением поля температур осуществляется извлечение данных о изолиниях (элементов `matplotlib.collections`) как объектах состоящих из набора точек с помощью метода `get_paths()`. Для наиболее гладких изолиний, образующих concentric окружности осуществляется поиск их центра, который в конечном счете определяет расположение элемента крепления на термограмме. После последовательной обработки нескольких элементов, удастся определить угол поворота (установки канала/камеры), а также масштабы по длине и ширине канала. Так как в процессе видеофиксации положение объекта в кадре не меняется, полученные параметры применяются ко всем записанным термограммам.

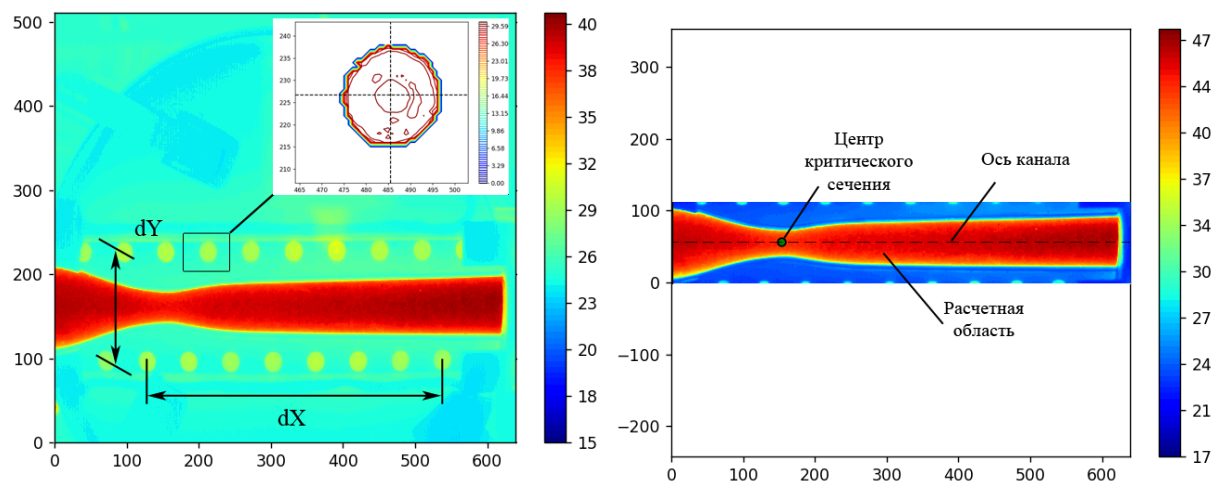


Рисунок 4. Процедура обработки термограмм: а) – масштабирование изображения по изотермам реперных объектов, б) – итоговая термограмма для интерполяции на конечно-элементную сетку

Далее данные скорректированных термограмм интерполируются на конечно-элементную модель, размер элемента в которой выбирается соизмеримым с пространственным разрешением тепловизора (рисунок 5). Значения интерполировались встроенными средствами Python (библиотека `SciPy`) на базе триангуляции Делоне.

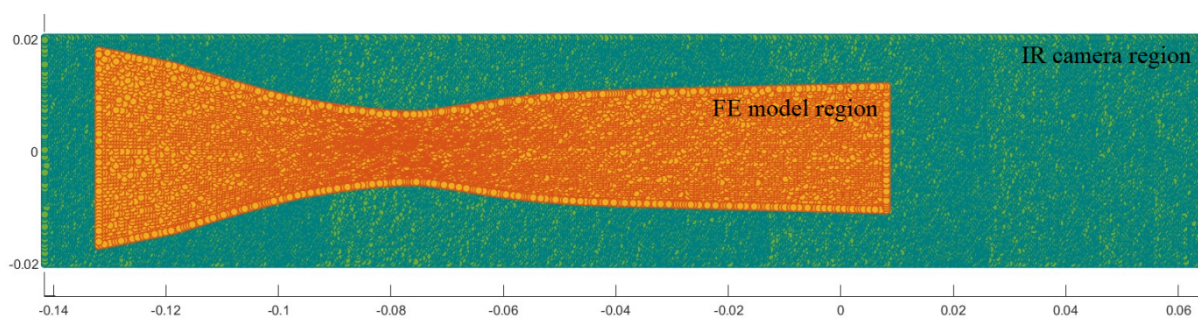


Рисунок 5. Интерполяция данных термограмм на КЭ модель стенки канала:

Результаты изменений (температура стенки канала) и расчетов (плотность теплового потока и адиабатная температура стенки) приведены на рисунке 6.

С момента открытия заслонки (6 – рисунок 3) сначала происходит запирание сопла и далее скачек уплотнения начинает смещаться к выходу из канала. Этот процесс можно наблюдать как по изменению значений температур стенки, полученным из термограмм так и по восстановленным тепловым потокам (рисунок 6 а).

Рост величины адиабатной температуры стенки на расстоянии 75 мм от критического сечения для конкретного установившегося режима течения позволяет идентифицировать положение скачка уплотнения (рисунок 6 б). При этом температура стенки и

плотность теплового потока продолжают непрерывно снижаться во времени на установившемся режиме течения.

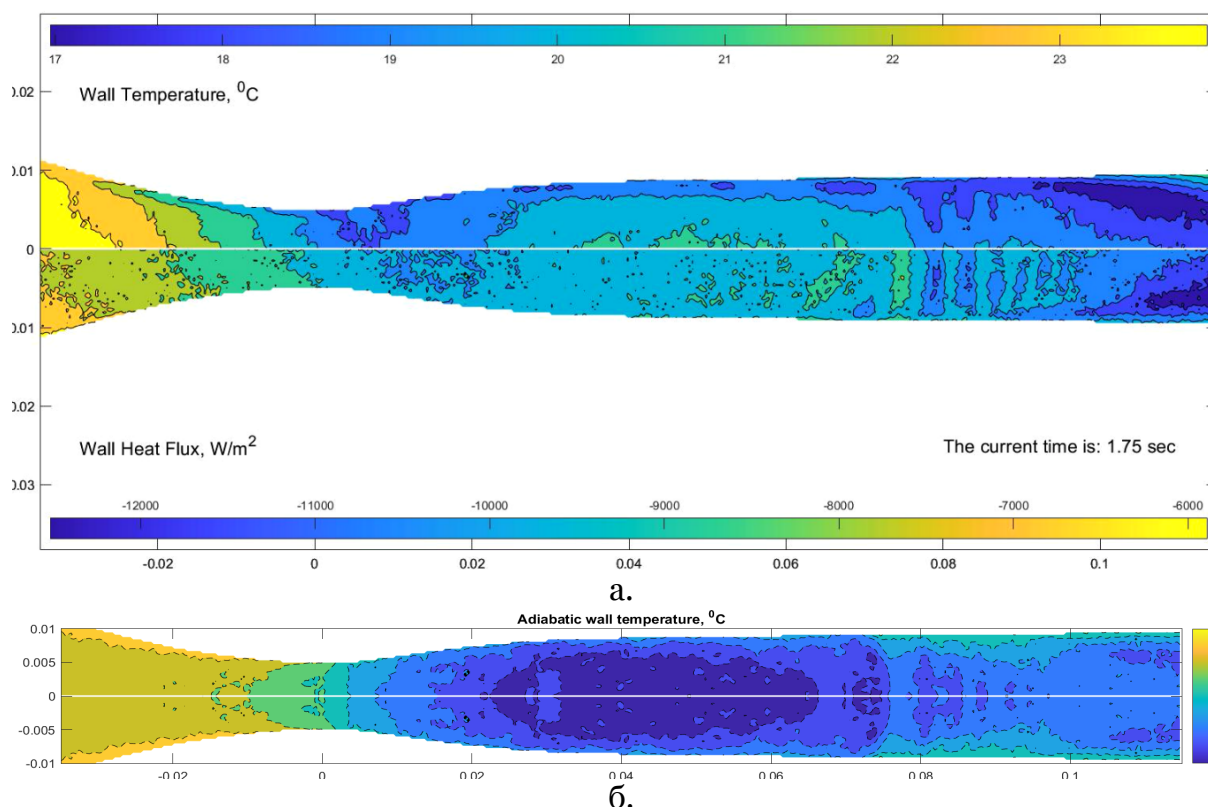


Рисунок 6. Значения на стенке канала: а) Изменение температуры поверхности и плотности теплового потока во время эксперимента, б) Адиабатная температура стенки поверхности канала

Распределение адиабатной температуры стенки по длине канала можно описать следующим образом: при разгоне потока в сопле происходит ее снижение от  $+10^{\circ}\text{C}$  до уровня  $+2^{\circ}\text{C}$  в критическом сечении и далее в сверхзвуковой части сопла до  $-5^{\circ}\text{C}$ , в области сверхзвукового течения за соплом значения изменяются в пределах  $(-5, -1)^{\circ}\text{C}$ . В скачке и ниже по потоку происходит ее частичное восстановление до  $+2^{\circ}\text{C}$ .

## 4. Заключение

Показаны возможности бесконтактной тепловизионной съемки при исследовании параметров теплообмена между телом и высокоскоростным газовым потоком. Разработана прикладная программа обработки последовательности термограмм, которая позволяет автоматизировать процесс работы с большими массивами экспериментальных данных.

Приведены два способа измерения адиабатной температуры стенки. Первый способ позволяет непосредственно в эксперименте измерить адиабатную температуру стенки и не требует создания начального температурного перепада между исследуемой поверхностью и потоком. Второй связан с обработкой последовательности термограмм, регистрирующих охлаждение/нагрев исследуемой поверхности, и требует создания начального температурного перепада, однако, позволяет существенно снизить продолжительность эксперимента по определению адиабатной температуры стенки и, кроме того, определить величины тепловых потоков и коэффициентов теплоотдачи.

Описанные способы получения адиабатных температур стенки позволяют проводить исследования влияния параметров потока и рельефа поверхности на распределения



коэффициента восстановления температуры, в том числе с целью оценки эффективности физических процессов, сопровождающих безмашинное энергоразделение.

## Благодарности

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 24-79-10035, <https://rscf.ru/project/24-79-10035/>.

## Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

## Список литературы

1. Escudier M.P., Abdel-Hameed A., Johnson M.W., Sutcliffe C.J. Laminarisation and re-transition of a turbulent boundary layer subjected to favourable pressure gradient // *Exp. Fluids*. 1998. Vol. 25, № 5–6. P. 491–502.
2. Mee D.J., Chiu H.S., Ireland P.T. Techniques for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals // *Int. J. Heat Mass Transf.* 2002. Vol. 45, № 16. P. 3287–3297.
3. Kiselev N.A., Malastowski N.S., Vinogradov Y.A., Zditovets A.G. Experimental and numerical study of heat transfer under laminarization condition in a small size supersonic nozzle // *Int. J. Therm. Sci.* 2023. Vol. 187. P. 108182.
4. Bartkus G. V., Kuznetsov V. V. Experimental Study of Gas-Liquid Flow Patterns in Slit Channel with Cross-Junction Mixer // *J. Eng. Thermophys.* 2021. Vol. 30, № 1. P. 14–18.
5. Vavilov S.N., Vasil'ev N. V., Zeigarnik Y.A. Vapor Explosion: Experimental Observations // *Therm. Eng.* 2022. Vol. 69, № 1. P. 66–71.
6. Vasil'ev N.V., Vavilov S.N., Zeigarnik Y.A., Lidzhiev E.A. Visualization of the Structure of Vapor-Liquid Flow During Subcooled R113 Refrigerant Boiling Under Preburnout Conditions // *Sci. Vis.* 2024. Vol. 16, № 3. P. 79–86.
7. Doroshchenko I.A., Znamenskaya I.A., Sysoev N.N., Lutsky A.E. High-speed Flow Structures Detection and Tracking in Multiple Shadow Images with Matching to CFD using Convolutional Neural Networks // *Sci. Vis.* 2022. Vol. 14, № 4.
8. Boiko A.V., Ivanov A.V., Borodulin V.I., Mischenko D.A. Quantification technique of transition to turbulence in boundary layers using infrared thermography // *Int. J. Heat Mass Transf.* 2022. Vol. 183. P. 122065.
9. Алифанов О.М., Будник С.А., Ненарокомов А.В., Салосина М.О. Исследование теплофизических свойств перспективных теплоизоляционных материалов для космической техники // *Теплофизика высоких температур*. 2023. Vol. 61, № 4. P. 559–566.
10. Kiselev N.A., Malastowski N.S., Zditovets A.G., Vinogradov Y.A. Reynolds analogy violation for a compressible turbulent boundary layer with pressure gradient in a small-size supersonic slot channel // *Int. J. Therm. Sci.* Elsevier Masson SAS, 2024. Vol. 200, № November 2023. P. 108973.
11. Devyatkov V. V., Alfimtsev A.N., Taranyan A.R. Multicamera Human Re-Identification based on Covariance Descriptor // *Pattern Recognit. Image Anal.* 2018. Vol. 28, № 2. P. 232–242.
12. Pohlhausen E. Der Wärmeaustausch zwischen festen Körpern und Flüssigkeiten mit kleiner reibung und kleiner Wärmeleitung // *ZAMM - Zeitschrift für Angew. Math. und Mech.* 1921. Vol. 1, № 2. P. 115–121.
13. Johnson H., Rubesin M.W. Aerodynamic heating and convective heat transfer - Summary of literature survey // *Trans. ASME*. 1949. Vol. 71, № 5. P. 447–456.
14. Леонтьев А.И., Луцик В.Г., Макарова М.С., Попович С.С. Коэффициент восстановления температуры в сжимаемом пограничном слое // *Теплофизика высоких температур*. 2022. Vol. 60, № 3. P. 1–26.

15. Hurst C., Schulz A., Wittig S. Comparison of calculated and measured heat transfer coefficients for transonic and supersonic boundary-layer flows // *Proc. ASME Turbo Expo*. 1994. Vol. 4, № April 1995. P. 248–254.
16. Nash-Webber J.L., Oates G.C. An Engineering Approach to the Design of Laminarizing Nozzle Flows // *J. Basic Eng.* 1972. Vol. 94, № 4. P. 897–903.
17. Schoenman L., Block P. Laminar boundary-layer heat transfer in low-thrust rocket nozzles // *J. Spacecr. Rockets*. 1968. Vol. 5, № 9. P. 1082–1089.
18. Stoll J., Straub J. Film cooling and heat transfer in nozzles // *J. Turbomach.* 1988. Vol. 110, № 1. P. 57–65.
19. Mutama K.R., Iacovides H. The Investigation of developing flow and heat transfer in a long converging duct // *J. Heat Transfer*. 1993. Vol. 115, № 4. P. 897–903.
20. Back L.H., Cuffel R.F. Turbulent Boundary Layer and Heat Transfer Measurements Along a Convergent-Divergent Nozzle // *J. Heat Transfer*. 1971. Vol. 93, № 4. P. 397.
21. Back L.H., Massier P.F., Gier H.L. Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle // *Int. J. Heat Mass Transf.* 1964. Vol. 7, № 5. P. 549–568.
22. Back L.H., Cuffel R.F., Massier P.F. Laminarization of a Turbulent Boundary Layer in Nozzle Flow—Boundary Layer and Heat Transfer Measurements With Wall Cooling // *J. Heat Transfer*. 1970. Vol. 92, № 3. P. 333–344.
23. Leontiev A.I., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Y.A., Strongin M.M. Experimental investigation of energy (temperature) separation of a high-velocity air flow in a cylindrical channel with a permeable wall // *Exp. Therm. Fluid Sci.* 2019. Vol. 105. P. 206–215.
24. Rubesin M.W. A modified Reynolds analogy for the compressible turbulent boundary layer on a flat plate // *NACA TN* 2917.
25. Modenini D., Schrijer F.F.J. Heat transfer measurements in a supersonic wind tunnel through inverse temperature data reduction: Application to a backward facing step // *Quant. Infrared Thermogr. J.* 2012. Vol. 9, № 2. P. 209–230.
26. Avallone F., Greco C.S., Schrijer F.F.J., Cardone G. A low-computational-cost inverse heat transfer technique for convective heat transfer measurements in hypersonic flows // *Exp. Fluids*. Springer Berlin Heidelberg, 2015. Vol. 56, № 4.
27. Sousa J.F.L., Lavagnoli S., Paniagua G., Villafañe L. Three-dimensional (3D) inverse heat flux evaluation based on infrared thermography // *Quant. Infrared Thermogr. J.* 2012. Vol. 9, № 2. P. 177–191.
28. Sousa J., Villafañe L., Paniagua G. Thermal analysis and modeling of surface heat exchangers operating in the transonic regime // *Energy*. 2014. Vol. 64, № January. P. 961–969.
29. Thermography software IRBIS® 3 active , 2025. Accessed: February 16th, 2025. [Online]. Available: <https://www.infratec.eu/thermography/thermographic-software/irbis3-active/>.
30. Kiselev N.A., Malastovskii N.S., Zditovets A.G., Vinogradov Y.A. Experimental Study of the Heat Transfer at Compressible Gas Flow with a Favorable Pressure Gradient // *High Temp.* 2023. Vol. 61, № 4. P. 535–543.
31. Zditovets A.G., Kiselev N.A., Popovich S.S., Vinogradov Y.A. Experimental investigation of the Eckert-Weise effect (aerodynamic cooling) of pair side-by-side circular cylinders in a compressible cross-flow // *Int. J. Heat Mass Transf.* 2024. Vol. 233. P. 126061.
32. Zditovets A.G., Kiselev N., Vinogradov Y.A., Popovich S. Adiabatic wall temperature in the supersonic flow of moist air with spontaneous condensation // *Exp. Therm. Fluid Sci.* 2024. Vol. 150. P. 111057.

# Determination of Adiabatic Wall Temperature in High-Speed Gas Flows Using Infrared Thermography

N.S. Malastowski<sup>1</sup>, N.A. Kiselev<sup>2</sup>, A.G. Zditovets<sup>3</sup>, Y.A. Vinogradov<sup>4</sup>

Lomonosov Moscow State University, Institute of Mechanics, Moscow, Russia

<sup>1</sup> ORCID: 0000-0002-1285-1748, [nik\\_malans@mail.ru](mailto:nik_malans@mail.ru)

<sup>2</sup> ORCID: 0009-0009-5552-5457, [kiselev.nick.a@yandex.ru](mailto:kiselev.nick.a@yandex.ru)

<sup>3</sup> ORCID: 0000-0002-4532-1014, [zditovets@mail.ru](mailto:zditovets@mail.ru)

<sup>4</sup> ORCID: 0009-0004-8647-0405, [vinograd@imec.msu.ru](mailto:vinograd@imec.msu.ru)

## **Abstract**

This paper presents a method for the non-contact determination of the adiabatic wall temperature in high-speed gas flows. The method is based on the processing of a sequence of thermograms obtained using an IR camera, within a program developed in Python 3.10. The approach demonstrated high efficiency when handling large datasets, particularly concerning minimizing temporal and computational demands. The adiabatic wall temperature was determined under both steady-state conditions, directly in the experiment, and transient conditions, through the extrapolation of the heat flux as a function of the current temperature of the examined surface. The effectiveness of this method was demonstrated in the investigation of non-mechanical energy separation in compressible gas flows.

**Keywords:** high-speed flows, heat transfer, boundary layer, adiabatic wall temperature, thermometry, non-contact methods.

## **References**

1. Escudier M.P., Abdel-Hameed A., Johnson M.W., Sutcliffe C.J. Laminarisation and re-transition of a turbulent boundary layer subjected to favourable pressure gradient // *Exp. Fluids*. 1998. Vol. 25, № 5–6. P. 491–502.
2. Mee D.J., Chiu H.S., Ireland P.T. Techniques for detailed heat transfer measurements in cold supersonic blowdown tunnels using thermochromic liquid crystals // *Int. J. Heat Mass Transf.* 2002. Vol. 45, № 16. P. 3287–3297.
3. Kiselev N.A., Malastowski N.S., Vinogradov Y.A., Zditovets A.G. Experimental and numerical study of heat transfer under laminarization condition in a small size supersonic nozzle // *Int. J. Therm. Sci.* 2023. Vol. 187. P. 108182.
4. Bartkus G. V., Kuznetsov V. V. Experimental Study of Gas-Liquid Flow Patterns in Slit Channel with Cross-Junction Mixer // *J. Eng. Thermophys.* 2021. Vol. 30, № 1. P. 14–18.
5. Vavilov S.N., Vasil'ev N. V., Zeigarnik Y.A. Vapor Explosion: Experimental Observations // *Therm. Eng.* 2022. Vol. 69, № 1. P. 66–71.
6. Vasil'ev N.V., Vavilov S.N., Zeigarnik Y.A., Lidzhiev E.A. Visualization of the Structure of Vapor-Liquid Flow During Subcooled R113 Refrigerant Boiling Under Preburnout Conditions // *Sci. Vis.* 2024. Vol. 16, № 3. P. 79–86.
7. Doroshchenko I.A., Znamenskaya I.A., Sysoev N.N., Lutsky A.E. High-speed Flow Structures Detection and Tracking in Multiple Shadow Images with Matching to CFD using Convolutional Neural Networks // *Sci. Vis.* 2022. Vol. 14, № 4.
8. Boiko A.V., Ivanov A.V., Borodulin V.I., Mischenko D.A. Quantification technique of transition to turbulence in boundary layers using infrared thermography // *Int. J. Heat Mass Transf.* 2022. Vol. 183. P. 122065.

9. Alifanov, O. M., Budnik, S. A., Nenarokomov, A. V., Salosina, M. O. (2023). Study of the Thermophysical Properties of Promising Thermal Insulation Materials for Space Engineering. *High Temperature*, 61(4), 517–524. <https://doi.org/10.1134/S0018151X23040016>
10. Kiselev N.A., Malastowski N.S., Zditovets A.G., Vinogradov Y.A. Reynolds analogy violation for a compressible turbulent boundary layer with pressure gradient in a small-size supersonic slot channel // *Int. J. Therm. Sci.* Elsevier Masson SAS, 2024. Vol. 200, № November 2023. P. 108973.
11. Devyatkov V. V., Alfimtsev A.N., Taranyan A.R. Multicamera Human Re-Identification based on Covariance Descriptor // *Pattern Recognit. Image Anal.* 2018. Vol. 28, № 2. P. 232–242.
12. Pohlhausen E. Der Wärmeaustausch zwischen festen Körpern und Flüssigkeiten mit kleiner reibung und kleiner Wärmeleitung // *ZAMM - Zeitschrift für Angew. Math. und Mech.* 1921. Vol. 1, № 2. P. 115–121.
13. Johnson H., Rubesin M.W. Aerodynamic heating and convective heat transfer - Summary of literature survey // *Trans. ASME*. 1949. Vol. 71, № 5. P. 447–456.
14. Leontiev, A. I., Lushchik, V. G., Makarova, M. S., Popovich, S. S. (2022). Temperature Recovery Factor in a Compressible Turbulent Boundary Layer. *High Temperature*, 60(3), 409–431. <https://doi.org/10.1134/S0018151X22030117>
15. Hurst C., Schulz A., Wittig S. Comparison of calculated and measured heat transfer coefficients for transonic and supersonic boundary-layer flows // *Proc. ASME Turbo Expo*. 1994. Vol. 4, № April 1995. P. 248–254.
16. Nash-Webber J.L., Oates G.C. An Engineering Approach to the Design of Laminarizing Nozzle Flows // *J. Basic Eng.* 1972. Vol. 94, № 4. P. 897–903.
17. Schoenman L., Block P. Laminar boundary-layer heat transfer in low-thrust rocket nozzles // *J. Spacecr. Rockets*. 1968. Vol. 5, № 9. P. 1082–1089.
18. Stoll J., Straub J. Film cooling and heat transfer in nozzles // *J. Turbomach.* 1988. Vol. 110, № 1. P. 57–65.
19. Mutama K.R., Iacovides H. The Investigation of developing flow and heat transfer in a long converging duct // *J. Heat Transfer*. 1993. Vol. 115, № 4. P. 897–903.
20. Back L.H., Cuffel R.F. Turbulent Boundary Layer and Heat Transfer Measurements Along a Convergent-Divergent Nozzle // *J. Heat Transfer*. 1971. Vol. 93, № 4. P. 397.
21. Back L.H., Massier P.F., Gier H.L. Convective heat transfer in a convergent-divergent nozzle // *Int. J. Heat Mass Transf.* 1964. Vol. 7, № 5. P. 549–568.
22. Back L.H., Cuffel R.F., Massier P.F. Laminarization of a Turbulent Boundary Layer in Nozzle Flow—Boundary Layer and Heat Transfer Measurements With Wall Cooling // *J. Heat Transfer*. 1970. Vol. 92, № 3. P. 333–344.
23. Leontiev A.I., Zditovets A.G., Kiselev N.A., Vinogradov Y.A., Strongin M.M. Experimental investigation of energy (temperature) separation of a high-velocity air flow in a cylindrical channel with a permeable wall // *Exp. Therm. Fluid Sci.* 2019. Vol. 105. P. 206–215.
24. Rubesin M.W. A modified Reynolds analogy for the compressible turbulent boundary layer on a flat plate // *NACA TN* 2917.
25. Modenini D., Schrijer F.F.J. Heat transfer measurements in a supersonic wind tunnel through inverse temperature data reduction: Application to a backward facing step // *Quant. Infrared Thermogr. J.* 2012. Vol. 9, № 2. P. 209–230.
26. Avallone F., Greco C.S., Schrijer F.F.J., Cardone G. A low-computational-cost inverse heat transfer technique for convective heat transfer measurements in hypersonic flows // *Exp. Fluids*. Springer Berlin Heidelberg, 2015. Vol. 56, № 4.
27. Sousa J.F.L., Lavagnoli S., Paniagua G., Villafañe L. Three-dimensional (3D) inverse heat flux evaluation based on infrared thermography // *Quant. Infrared Thermogr. J.* 2012. Vol. 9, № 2. P. 177–191.
28. Sousa J., Villafañe L., Paniagua G. Thermal analysis and modeling of surface heat exchangers operating in the transonic regime // *Energy*. 2014. Vol. 64, № January. P. 961–969.



29. Thermography software IRBIS® 3 active , 2025. Accessed: February 16th, 2025. [Online]. Available: <https://www.infratec.eu/thermography/thermographic-software/irbis3-active/>.

30. Kiselev N.A., Malastovskii N.S., Zditovets A.G., Vinogradov Y.A. Experimental Study of the Heat Transfer at Compressible Gas Flow with a Favorable Pressure Gradient // High Temp. 2023. Vol. 61, № 4. P. 535–543.

31. Zditovets A.G., Kiselev N.A., Popovich S.S., Vinogradov Y.A. Experimental investigation of the Eckert-Weise effect (aerodynamic cooling) of pair side-by-side circular cylinders in a compressible cross-flow // Int. J. Heat Mass Transf. 2024. Vol. 233. P. 126061.

32. Zditovets A.G., Kiselev N., Vinogradov Y.A., Popovich S. Adiabatic wall temperature in the supersonic flow of moist air with spontaneous condensation // Exp. Therm. Fluid Sci. 2024. Vol. 150. P. 111057.