Федеральное государственное бюджетное учреждение науки
Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского
Российской академии наук

На правах рукописи

Чаплыгин Алексей Владимирович

Экспериментальное исследование теплообмена пластин в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов

Специальность 01.02.05 —
«Механика жидкости, газа и плазмы»

Диссертация на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Научный руководитель:
доктор физико-математических наук,
Колесников Анатолий Федорович

Москва — 2021

Оглавление

Стр.

Введение 5

Глава 1. Экспериментальные установки для исследования теплообмена пластин, обтекаемых под углом атаки диссоциированным газовым потоком 13

1.1 Введение 13

1.2 Обзор работ по исследованию теплообмена пластин и плиток в струях индукционных и электродуговых плазмотронов 13

1.3 Индукционные плазмотроны ИПМех РАН 17

1.3.1 Установка ВГУ-4 20

1.3.2 Установка ВГУ-3 23

1.3.3 Средства измерения и регистрации данных 26

1.3.4 Щелевые сопла 28

1.4 Выводы 29

Глава 2. Некоторые особенности режимов работы высокочастотного индукционного плазмотрона и течения плазмы при использовании щелевых сопел . . 30

2.1 Введение 30

2.2 Область существования разряда в канале плазмотрона 30

2.3 Измерения давлений 35

2.3.1 Динамические давления в струе за щелевым соплом 35

2.3.2 Оценка скорости потока за выходным сечением щелевого сопла для одного из экспериментальных режимов 43

2.3.3 Давления на поверхности пластины под углом атаки . . . 45

2.4 Визуализация течения у поверхности пластины под углом атаки . 48

2.5 Выводы 51

Глава 3. Экспериментальное исследование теплообмена в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов 53

Стр.

3.1 Введение 53
3.2 Влияние каталитических свойств материалов на тепловой поток . 54
3.3 Теплообмен на охлаждаемых поверхностях металлов и кварца в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха 55
3.4 Определение тепловых потоков к высококаталитической медной поверхности пластины 59
3.4.1 Теплообмен медной пластины в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевых сопел с выходными сечениями 80×15 мм и 120×9 мм . 62
3.4.2 Теплообмен медной пластины в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 40×8 мм 68
3.5 Определение тепловых потоков к низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» 70
3.5.1 Теплообмен теплозащитной плитки в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм 72
3.5.2 Теплообмен теплозащитной плитки в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 120×9 мм 76
3.5.3 Теплообмен крупногабаритной панели из теплозащитных плиток в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 200×30 мм 78
3.6 Реализация метода спектральной пирометрии в задачах исследования теплообмена пластин 79
3.7 Экспериментальное исследование эффекта сверхравновесного нагрева поверхности 83
3.7.1 Исследование нагрева образца с участками поверхности, покрытыми хромоникелевой шпинелью 84
3.7.2 Исследование нагрева образца с участком поверхности, покрытым ниобием 89

Стр.

3.8 Выводы 94

Заключение 96

Список литературы 99

Список рисунков 116

Список таблиц 121

Приложение А. Результаты измерений, проведенных в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов ВГУ-4 и ВГУ-3 . . 125

Введение

Важнейшими этапами на пути создания воздушно-космических самолетов и возвращаемых космических аппаратов являются разработка и экспериментальные исследования теплозащитных материалов, способных длительное время противостоять воздействию высокоэнтальпийного газового потока. Велика роль экспериментов в установках, моделирующих натурные условия термохимического взаимодействия диссоциированного потока с поверхностью материалов. В лабораторной практике широко применяются электродуговые и индукционные плазмотроны. Опыт работы с использованием установок этих типов накоплен в России (ЦНИИМаш [1; 2], ЦАГИ им. профессора Н.Е. Жуковского [3; 4], ИПМех РАН [5—7]), США [8; 9] и Европе [10]. Следует отметить, что Россия обладает уникальными компетенциями в части испытаний материалов в струях мощных индукционных ВЧ-плазмотронов и лидирует в этом направлении.

Работы Г.И. Бабата по исследованию безэлектродных разрядов и идея вихревой стабилизации, предложенная Т. Ридом, а также прогресс в разработке отечественных ВЧ-генераторов позволили ИПМех РАН с 1964 года успешно создавать и совершенствовать высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ для высокотемпературных газодинамических исследований теплозащитных материалов. Работы на этих установках долгое время велись под руководством М.И. Якушина, основавшего данное научное направление в ИПМех РАН. Теория высокочастотного индукционного разряда в плазмотроне предложена Ю.П. Райзером. Теория локального моделирования аэродинамического нагрева в ВЧ-плазмотроне разработана и развивается А.Ф. Колесниковым. Существенный вклад в экспериментальные исследования на установках серии ВГУ внес А.Н. Гордеев.

ВЧ-плазмотроны ИПМех РАН ВГУ-3 и ВГУ-4 [11] позволяют проводить продолжительные (до 1 часа) эксперименты по исследованию термохимической стойкости образцов в до- и сверхзвуковых струях диссоциированных газов высокой химической чистоты. В данных установках проводятся фундаментальные научные исследования процессов теплообмена поверхности материалов и катализа по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов в диссоциированных потоках воздуха, азота и углекислого газа.

Представленная работа посвящена экспериментальному исследованию новых режимов теплообмена пластины под углом атаки, реализованных в ВЧ-плазмотронах ИПМех РАН с использованием щелевых сопел. Пластина как объект исследования представляет интерес при моделировании теплообмена боковой поверхности летательного аппарата и в случаях, когда необходимо обеспечить относительно низкий уровень тепловых потоков. Эксперименты с образцами в форме пластин востребованы организациями авиационно-космической отрасли, в особенности при исследованиях теплозащитных материалов для многоразовых возвращаемых космических аппаратов планирующего спуска.

При испытаниях пластины в струях диссоциированных газов, создаваемых плазмотронами ВГУ-3 и ВГУ-4, течение у ее поверхности приобретает сложный пространственный характер, обусловленный геометрией струи и закруткой потока в разрядном канале из-за конструктивных особенностей установок. Задача численного моделирования подобного течения для условий ВЧ-плазмотронов ИПМех РАН до настоящего времени не решена, что делает актуальными вопросы экспериментального исследования режимов теплообмена пластины в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевых сопел ВЧ-плазмотронов, которые ранее систематически не изучались. Такие экспериментальные данные критически важны для корректного планирования работ по исследованию термохимической стойкости образцов материалов в виде пластин и повышения достоверности прогноза поведения тепловой защиты в условиях эксплуатации.

Целью данной работы является экспериментальное исследование теплообмена пластин, обтекаемых под углами атаки струями высокоэнтальпийных газов, истекающими из водоохлаждаемых щелевых сопел с различными размерами выходных сечений, а также экспериментальное исследование особенностей режимов течений, которые реализуются в высокочастотных индукционных плазмотронах ВГУ-3 и ВГУ-4 при использовании щелевых сопел.

Для достижения поставленной цели были решены следующие **задачи**:

1. Проведены экспериментальные исследования особенностей режимов работы высокочастотных плазмотронов и течений плазмы при установке за разрядным каналом щелевых сопел с различными размерами выходных сечений, включающие: определение области существования разряда в канале плазмотрона; измерения динамических давлений в дозвуковых струях диссоциированных газов, формируемых щелевыми

соплами; измерения избыточных давлений на плоской поверхности, обтекаемой под различными углами атаки; оценки температуры и скорости потока за выходным сечением щелевого сопла для одного из характерных режимов истечения.

2. Разработан и реализован метод визуализации течения воздушной плазмы у поверхности пластины.
3. Экспериментально исследовано влияние каталитических свойств материалов по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов на тепловой поток к поверхности, нагреваемой в дозвуковых струях диссоциированного воздуха, выбраны эталонные высоко- и низкокаталитические материалы для последующего исследования теплообмена пластин.
4. Экспериментально исследован теплообмен пластин с высоко- и низкокаталитическими поверхностями, обтекаемых струями высокоэнтальпийных газов при различных углах атаки, давлениях в барокамере установки и мощностях ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию.
5. В условиях установки ВГУ-4 реализован метод спектральной пирометрии для определения в процессе экспериментов температуры поверхности образцов, излучательная способность которых сильно зависит от длины волны.
6. Экспериментально исследован эффект сверхравновесного нагрева поверхности с разрывом каталитических свойств в дозвуковой струе диссоциированного воздуха.

Научная новизна:

1. Впервые проведено систематическое исследование теплообмена пластин в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевых сопел ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4. Получены новые экспериментальные данные о режимах теплообмена пластин различных габаритов с высоко- и низкокаталитической поверхностями для широкого спектра режимов обтекания.
2. Существенно расширены диапазоны параметров теплообмена и возможные геометрические конфигурации экспериментов для моделей различной формы и габаритов, исследуемых в ВЧ-плазмотронах ВГУ-3 и ВГУ-4.

3. Предложен оригинальный метод визуализации течения воздушной плазмы у поверхности пластины под углом атаки, основанный на вдуве в пограничный слой ацетилена или пропана. Метод позволил получить картины обтекания пластины при различных углах атаки и выявить систематическое отклонение линий тока из-за остаточной закрутки потока на выходе из щелевого сопла.
4. В условиях установки ВГУ-4 реализован метод спектральной пирометрии, позволивший определить температуру нагреваемой поверхности образца из теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием, измерение которой традиционными методами оптической пирометрии затруднено из-за выраженной зависимости спектральной излучательной способности поверхности от длины волны.
5. Впервые наблюдался эффект сверхравновесного нагрева поверхности пластины в потоке диссоциированного воздуха при переходе от области с низкокаталитическим покрытием к среднекаталитическому участку, покрытому ниобием. Ранее данный эффект преимущественно исследовался с использованием высококаталитических покрытий, таких как платина и хромоникелевая шпинель.

Практическая значимость. Получен и систематизирован большой объем экспериментальных данных для новых режимов теплообмена, которые реализуются в высокочастотных плазмотронах ВГУ-4 и ВГУ-3 при обтекании струями высокоэнтальпийных газов пластины под углом атаки. Эти данные могут быть использованы для планирования испытаний на термохимическую стойкость образцов перспективных высокотемпературных материалов в виде пластин и плиток, что существенно сократит число предварительных экспериментов по отработке соответствующих режимов и повысит качество прогноза поведения материалов тепловой защиты в условиях эксплуатации. Некоторые результаты представленного исследования уже применялись при выполнении научно-исследовательских работ в интересах ведущих предприятий авиационно-космической отрасли (ФГУП «ВИАМ», ПАО РКК «Энергия», АО «ВПК «НПО Машиностроения», АО «Корпорация «МИТ», АО «Композит» и др.) и работ по темам государственных заданий №АААА-А17-117021310383-2 и №АААА-А20-120011690135-5. Результаты работы также могут быть полезны специалистам в области численного моделирования при валидации программных кодов по расчету течений плазмы в проточных трактах высокочастотных

индукционных плазмотронов и обтекания моделей различной геометрии неравновесными струями диссоциированных газов.

Методология и методы исследования. Потоки плазмы воздуха и газовых смесей в установках ВГУ-3 и ВГУ-4 мощностью 1 МВт и 100 кВт были получены методом высокочастотного индукционного нагрева. В работе использованы методы определения тепловых потоков, основаннные на применении нестационарных калориметрических датчиков и водоохлаждаемых калориметров. Температура поверхности нагреваемых образцов определялась традиционными методами оптической пирометрии (яркостной и двухцветовой пирометрии), а также методом спектральной пирометрии. Давления в струях плазмы измерялись с использованием водоохлаждаемых трубок Пито. Для визуализации течения у поверхности пластины под углом атаки разработан новый метод, основанный на вдуве в пограничный слой ацетилена или пропана.

Основные положения, выносимые на защиту:

1. Совокупность результатов экспериментальных исследований особенностей режимов работы высокочастотных индукционных плазмотронов и течения плазмы при использовании щелевых сопел, включающая: результаты измерений динамических давлений в дозвуковых струях воздушной плазмы установок ВГУ-3 и ВГУ-4; оценки скорости и температуры за выходным сечением щелевого сопла для одного из характерных режимов работы установки ВГУ-4; результаты измерений избыточных давлений на плоской поверхности, обтекаемой под углом атаки дозвуковыми струями воздушной плазмы; данные о влиянии щелевых сопел на область существования индукционного разряда в плазмотроне ВГУ-4; результаты визуализации течения у поверхности пластины под углом атаки путем вдува в пограничный слой ацетилена или пропана, демонстрирующие систематическое отклонение линий тока от вертикальной оси из-за остаточной закрутки потока на выходе из щелевого сопла плазмотрона ВГУ-4.
2. Результаты экспериментального исследования теплообмена на охлаждаемых поверхностях ряда металлов (меди, серебра, тантала, молибдена, бериллия, ниобия, золота) и кварца в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4.
3. Результаты экспериментального исследования теплообмена медных пластин разных габаритов, теплозащитных плиток и крупногабарит-

ной теплозащитной панели в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из водоохлаждаемых щелевых сопел ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4.

4. Результаты экспериментов по нагреву в дозвуковом потоке диссоциированного воздуха поверхности образца из теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием, имеющим выраженную зависимость спектральной излучательной способности поверхности от длины волны. Измерение температуры поверхности образца традиционными методами оптической пирометрии затруднено. Был использован метод спектральной пирометрии, который позволил определить температуру нагреваемой поверхности и на ее основе сделать оценку интегральной излучательной способности поверхности в условиях эксперимента.
5. Результаты экспериментального исследования эффекта сверхравновесного нагрева поверхности в дозвуковых струях диссоциированного воздуха, наблюдавшегося при переходе от низкокаталитического участка поверхности нагреваемого образца из материала ТЗМК-10 к высококаталитическому участку, дополнительно покрытому хромоникелевой шпинелью, а также при переходе от низкокаталитического участка поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» к среднекаталитическому участку, покрытому ниобием.

Достоверность результатов диссертации обусловлена строгостью и физической обоснованностью постановок экспериментальных задач, адекватностью и корректностью проводимых экспериментов, применением общепринятых и апробированных методов измерений в потоках плазмы, использованием в экспериментах, где это возможно, двух и более независимых средств измерений, повторяемостью результатов экспериментов, критическим анализом результатов экспериментов с учетом доступных расчетных и экспериментальных данных других авторов.

Апробация работы. Основные результаты работы докладывались и обсуждались на всероссийских и международных профильных научных конференциях и семинарах: XXX Научно-техническая конференция по аэродинамике (Московская обл., ЦАГИ, 2019); XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Уфа, 2019); 13-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классиче-

ских и квантовых систем» (Москва, 2019); Всероссийская научно-техническая конференция «Современные достижения и тенденции развития в области теплозащитных керамических и металлических композиционных материалов» (Москва, 2019); XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства (Москва, 2020); XXXI Научно-техническая конференция по аэродинамике (Московская обл., ЦАГИ, 2020); XX Международная конференция по методам аэрофизических исследований (Новосибирск, 2020); 14-я Всероссийская школа-семинар «Аэрофизика и физическая механика классических и квантовых систем» (Москва, 2020); IV Всероссийская научно-техническая конференция «Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия» (Москва, 2020); XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королева и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства (Москва, 2021).

Личный вклад. Все представленные в настоящей работе научные результаты получены лично автором. Все эксперименты в установках ВГУ-3 и ВГУ-4 были проведены под руководством А. В. Чаплыгина. В работах [12—18] постановка задач исследований проводилась А. В. Чаплыгиным совместно с А. Н. Гордеевым, но руководство проведением экспериментов, обработка и анализ их результатов осуществлялись лично автором. Работа [19] выполнена и опубликована А. В. Чаплыгиным единолично. В работе [20] А.В. Чаплыгиным выполнены эксперименты по исследованию теплообмена образцов материалов. Автор принимал активное участие в постановке задач и анализе результатов исследований [21; 22] совместно с А. Н. Гордеевым и А. Ф. Колесниковым, экспериментальная часть работ и подготовка соответствующих разделов публикаций выполнены А. В. Чаплыгиным полностью самостоятельно.

Публикации. Основные результаты по теме диссертации изложены в 11 печатных изданиях, 6 из которых изданы в журналах, рекомендованных ВАК и/или индексируемых Web of Science и Scopus, 5 — в сборниках материалов и тезисах докладов конференций.

Объем и структура работы. Диссертация состоит из введения, трех глав, заключения и приложения. Полный объем диссертации составляет 138 страниц, включая 53 рисунка и 28 таблиц. Список литературы содержит 160 наименований.

Во *введении* обоснована актуальность экспериментальных исследований, проводимых в рамках данной диссертационной работы, сформулирована цель, поставлены задачи работы, изложена научная новизна и практическая значимость представляемой работы, описаны методы исследований, сформулированы результаты, выносимые на защиту.

В *первой главе* приведен обзор экспериментальных установок, позволяющих исследовать теплообмен пластин, обтекаемых под углом атаки диссоциированным газовым потоком. Представлено описание ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4, на которых выполнено данное исследование.

Во *второй главе* рассмотрены особенности режимов работы высокочастотных индукционных плазмотронов и течения плазмы при использовании водоохлаждаемых щелевых сопел, устанавливаемых за разрядным каналом. Приведены результаты экспериментальных исследований, включающие: данные о влиянии щелевых сопел на область существования индукционного разряда; результаты измерений динамических давлений в дозвуковых струях воздушной плазмы; оценки скорости и температуры за выходным сечением щелевого сопла для одного из характерных режимов работы установки ВГУ-4; результаты измерений избыточных давлений на плоской поверхности, обтекаемой под углом атаки дозвуковыми струями воздушной плазмы; результаты визуализации течения у поверхности пластины под углом атаки.

Третья глава посвящена исследованию теплообмена в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4. Представлены результаты экспериментального исследования теплообмена на охлаждаемых поверхностях ряда металлов и кварца в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха. Приведены результаты экспериментального исследования теплообмена медных пластин разных габаритов, теплозащитных плиток и крупногабаритной теплозащитной панели в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из водоохлаждаемых щелевых сопел ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4. Приведены результаты экспериментов по нагреву в диссоциированном потоке воздуха поверхности образца из теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием, температура которого определялась методом спектральной пирометрии. Представлены результаты экспериментального исследования эффекта сверхравновесного нагрева поверхности с разрывом каталитических свойств в дозвуковых струях диссоциированного воздуха.

В *заключении* кратко сформулированы основные результаты работы.

Глава 1. Экспериментальные установки для исследования теплообмена пластин, обтекаемых под углом атаки диссоциированным газовым потоком

1.1 Введение

Исследования образцов теплозащитных материалов (ТЗМ) в условиях, моделирующих аэродинамический нагрев при движении с высокой скоростью в атмосфере, проводятся в газодинамических установках различных типов. Наибольшее распространение получили плазмотроны (электродуговые и индукционные). В них, как правило, используются осесимметричные образцы материалов (цилиндр с плоским торцом или сферическим притуплением, «Евромодель» и др.) [10; 23—26]. Однако многие современные установки позволяют проводить испытания образцов в форме пластин, плиток или панелей, также востребованные в аэрокосмической отрасли.

1.2 Обзор работ по исследованию теплообмена пластин и плиток в струях индукционных и электродуговых плазмотронов

Обширными возможностями в части исследования образцов теплозащитных материалов различной формы располагает ЦНИИМаш. В работах [1; 27] приведены конфигурации испытаний плиток и клиньев в электродуговых плазмотронах ТТ-1 мощностью 10 МВт и У-15Т-1 мощностью 50 МВт. В установке ТТ-1 испытывались пластины с размерами 500×150 мм, в сверхзвуковом потоке с числом Маха 2.5 были реализованы тепловые потоки от 100 до 1000 кВт/м^2 при давлениях торможения от 4 до 12 бар. В установке У-15Т-1 испытывались клинья с размерами 600×1000 мм, в сверхзвуковом потоке ($M = 6$) достигнуты тепловые потоки от 100 до 200 кВт/м^2 при давлении торможения 0.15 бар. Отдельно необходимо отметить эксперименты, проводившиеся в индукционном ВЧ-плазмотроне У13-ВЧП с выходной мощностью генератора 1 МВт. В [28] исследован теплообмен пластины под углом атаки 60° в диссоциированном потоке

азота. В работах [29—31] для формирования потока, обтекающего пластину под углом атаки, было использовано водоохлаждаемое щелевое сопло с размерами выходного сечения 50×270 мм. В [32] исследовался теплообмен конструктивно подобного элемента в виде плоской пластины с имитатором антенны спутниковой навигации спускаемого аппарата «Союз». Пластина устанавливалась под углом атаки 30° за цилиндрическим соплом диаметром 180 мм, при этом был реализован тепловой поток 60 кВт/м^2.

В ЦАГИ имени профессора Н. Е. Жуковского эксперименты по теплообмену плоских и волнистых пластин проводились в сверхзвуковых струях диссоциированного воздуха индукционного плазмотрона ВАТ-104 [33]. В работе использовалось щелевое сопло с размерами выходного сечения 116×30 мм, исследовались пластины из теплозащитного материала с размерами $20 \times 150 \times 150$ и $20 \times 150 \times 300$ мм. На поверхности пластин были достигнуты температуры от 800 до 1200°C и реализованы тепловые потоки от 650 до 2000 кВт/м^2

В Исследовательском центре Эймса (Ames Research Center, ARC) испытания образцов в форме пластин осуществляются в специализированной установке Panel Test Facility (PTF) с мощностью электродугового подогревателя 20 МВт [34; 35]. Пластина может устанавливаться за выходным сечением сверхзвукового полуэллиптического сопла под углами атаки от $-4°$ до 15°, однако при углах атаки выше 6° нарушается однородность потока. Установка обеспечивает нагрев участка поверхности пластины с примерными размерами 350×350 мм при энтальпии набегающего воздушного потока от 4.6 до 32 МДж/кг на протяжении 30 минут. При этом могут быть реализованы тепловые потоки до 850 кВт/м^2. Для диагностики потока используется калибровочная водоохлаждаемая панель с размещенными на поверхности двадцатью датчиками теплового потока (датчиками Гардона) и двенадцатью датчиками давления [36—38], создана также модель меньших размеров с двенадцатью датчиками теплового потока для применения в другой конфигурации установки (Truncated Panel Test Facility, TPTF) [39]. Наряду с экспериментами в установке PTF возможны испытания панелей в струях электродугового плазмотрона мощностью 60 МВт, истекающих из конического или полуэллиптического сопла. Установка Interaction Heating Facility (IHF) [35] позволяет испытывать пластины с размерами до 610×610 мм при энтальпии потока от 7 до 46 МДж/кг, при этом (в случае использования полуэллиптического сопла) тепловые потоки к поверхности образца составляют от 6 до 510 кВт/м^2. Для диагностики

потока используется водоохлаждаемая калибровочная пластина с двадцатью датчиками теплового потока и пятью датчиками давления [40]. В рамках работ по программе Orion возможности установки IHF были существенно расширены за счет применения лазерных источников излучения, обеспечивающих дополнительный радиационный нагрев поверхности пластины при ее обтекании диссоциированным газовым потоком, образован комплекс Laser-Enhanced Arc-jet Facility (LEAF) [41—43].

В Институте гидродинамики фон Кармана (VKI) эксперименты с образцами в форме прямоугольных пластин проводятся в индукционном плазмотроне мощностью 1.2 МВт [44]. Для этих целей разработана водоохлаждаемая медная модель, которая вводится в поток диссоциированного воздуха, истекающий из цилиндрического разрядного канала диаметром 160 мм [45]. Модель представляет собой пластину со скругленной передней кромкой. На боковой поверхности модели, в прямоугольном гнезде, устанавливается исследуемый образец. Модель позволяет проводить эксперименты только при нулевом угле атаки. В работах [46—48] приведены результаты экспериментального исследования образцов аблирующего теплозащитного материала для летательного аппарата ESA (European Space Agency) IXV (Intermediate eXperimental Vehicle). В экспериментах [47] тепловой поток к абсолютно каталитической холодной стенке на расстоянии 110 мм от лобовой точки модели составлял 180 кВт/м^2 при давлении 15 гПа. В [49; 50] представлены данные численного моделирования течения для реализованных экспериментальных режимов. В [51; 52] описан способ экстраполяции натурных условий полета на эксперименты с образцами в форме прямоугольных пластин, обтекаемых под нулевым углом атаки. К недостатком используемой в Институте гидродинамики фон Кармана экспериментальной модели следует отнести невозможность изменения угла атаки, что позволило бы существенно расширить диапазон реализуемых тепловых потоков, а также строгие ограничения допустимых размеров исследуемых образцов (пластины 200×30 мм толщиной не более 20 мм).

Крупнейший в мире электродуговой плазмотрон Итальянского центра аэрокосмических исследований CIRA SCIROCCO введен в строй в 2001 году. Мощность его электродугового подогревателя составляет 70 МВт, расход воздуха варьируется от 0.1 до 3.5 кг/с при давлениях от 1 до 16.7 бар, максимальная полная энтальпия газового потока достигает 45 МДж/кг [53—55]. В рамках программ ESA Future Launchers Preparatory Programme (FLPP) и IXV в установке

проводились исследования крупногабаритной модели в виде несимметричного клина с габаритами $680 \times 500 \times 600$ мм (Д×Ш×В) со скругленной передней кромкой и плоской боковой панелью под углом 45° [56; 57]. Температура на поверхности панели в ходе экспериментов по данным пирометра спектрального отношения составляла $\sim$ 1500 K [56]. В статье [58] рассмотрены модели, включающие панели или пластины под углом атаки, для экспериментального исследования теплообмена элементов конструкции летательных аппаратов EXPERT, USV-X и FTB-X. В работах [59—62] представлены данные экспериментального и численного моделирования теплообмена аэродинамического щитка аппарата EXPERT в высокоэнтальпийном потоке. В [63] аналогичные исследования проведены для модели, имитирующей крыло перспективного аппарата FTB-X. В [64] показано влияние каталитичности материалов на тепловой поток к поверхности панели под углом атаки при воздействии струй диссоциированного воздуха, создаваемых плазмотроном SCIROCCO.

В Германском аэрокосмическом центре (DLR), в электродуговой установке L2K мощностью 1 МВт, являющейся частью комплекса LBK [65], проведены измерения теплового потока к боковой поверхности пластины, обтекаемой под нулевым углом атаки высокоэнтальпийным воздушным потоком [66; 67]. Исследовано влияние смещения оси симметрии пластины относительно оси струи на тепловой поток, сравнивались показания различных датчиков теплового потока. При давлении в камере установки 1300 гПа и расходе воздуха 49 г/с в зависимости от используемого датчика теплового потока и положения пластины зарегистрированы тепловые потоки от 14 до 23 кВт/м^2. В работе [68] опубликованы результаты исследования теплообмена плоских, выпуклых и вогнутых пластин из углерод-керамического композиционного материала (УККМ), обтекаемых диссоциированным воздухом под углами атаки 10° и 20° в установке с электродуговым нагревом L3K мощностью 6 МВт. Температура поверхности пластин в процессе нагрева достигала 1400 K. В установке L3K также проводились исследования модели закрылка («Flap model») под углами атаки от 15° до 30° и плоской панели из теплозащитных плиток (в рамках эксперимента HYFLEX) с размерами $250 \times 270 \times 25.5$ мм [65].

Во Франции создана установка SIMOUN с электродуговым подогревателем мощностью 6 МВт [69]. В установке могут быть реализованы давления торможения от 1 до 15 бар при энтальпии воздушного потока $4 \div 14$ МДж/кг. Применение полуэллиптического сопла позволяет проводить эксперименты с

панелями размерами 300×300 мм. В [70] приведены результаты исследования образцов теплозащитного материала для аппарата HUYGENS. Образцы в виде пластин обтекались под углом атаки 16.5° чистым азотом, при этом на поверхности были достигнуты тепловые потоки от 740 до 973 кВт/м^2. В работе [71] показано, что в установке SIMOUN на поверхности пластин $420 \times 340 \times 120$ мм могут быть реализованы тепловые потоки $50 \div 1600$ кВт/м^2.

В Китайском центре аэродинамических исследований и разработок (China Aerodynamics Research and Development Center) в плазмотроне мощностью 50 МВт изучалась абляция образцов теплозащитных материалов в форме пластин с размерами $20 \times 120 \times 20$ мм, которые устанавливались под углом атаки 15° в водоохлаждаемой модели [72]. Тепловые потоки к поверхности образцов составляли от 334 до 2720 кВт/м^2 при динамических давлениях от 640 до 1090 гПа.

В Национальной аэрокосмической лаборатории Японии (National Aerospace Laboratory in Choufu, Japan) пластины теплозащитных материалов с размерами 100×100 мм испытываются внутри плоского сопла электродугового плазмотрона мощностью 750 кВт [73; 74]. Установка в такой конфигурации обеспечивает тепловые потоки до 300 кВт/м^2 при давлении 25 гПа.

Рассмотренные работы свидетельствуют о сохраняющейся актуальности задач, связанных с экспериментами в области теплообмена пластин в условиях воздействия диссоциированного газового потока. Научный интерес представляют как испытания образцов новых материалов в форме пластин и плиток, так и систематическое изучение режимов теплообмена соответствующих моделей, оснащенных датчиками теплового потока и давления.

1.3 Индукционные плазмотроны ИПМех РАН

В настоящее время в ИПМех РАН находится в эксплуатации комплекс из двух индукционных плазмотронов: 100-киловаттного ВГУ-4 и мегаваттного ВГУ-3. Комплекс включен в перечень уникальных научных установок (УНУ) Российской Федерации (URL: `https://ckp-rf.ru/usu/441568/`). Внешний вид установок по состоянию на конец 2020 года представлен на рисунке 1.1. Основ-

ные характеристики плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 приведены в Таблице 1.1, более подробное их описание дано в [11; 75].

Разрядное устройство высокочастотного индукционного плазмотрона состоит из разрядного канала, охватываемого соленоидом-индуктором, по которому течет ток высокой частоты. Переменное осевое магнитное поле внутри соленоида индуцирует вихревое электрическое поле, в газе происходит пробой и возникает разряд. Разряд поддерживается джоулевым теплом кольцевых токов, текущих в ионизированном газе в направлении силовых линий вихревого электрического поля. Джоулево тепло нагревает газ до температуры $T \sim 9000$–10000 К. Через формирователь газового потока в разрядный канал подается холодный плазмообразующий газ, который нагревается в зоне энерговыделения и вытекает из разрядного канала в виде плазменной струи. При необходимости на выходной части разрядного канала может быть установлено водоохлаждаемое сопло.

В индукционных плазмотронах ВГУ-3 и ВГУ-4 плазмообразующий газ подается в кварцевый разрядный канал с закруткой, что существенно снижает тепловой нагрузки на стенки и позволяет отказаться от какого-либо принудительного водяного охлаждения канала. Закрутка потока дополнительно обеспечивает более высокую устойчивость разряда, чем при аксиальной подаче газа.

Индукционной нагрев газа обеспечивает ряд преимуществ по сравнению с нагревом в установках с дуговым разрядом, к ним относятся:

- Практически неограниченное время работы.
- Высокая химическая чистота потока из-за отсутствия контакта элементов конструкции с плазмой.
- Хорошая воспроизводимость экспериментальных режимов и параметров потоков плазмы.
- Возможность работы с различными газами и смесями, в том числе агрессивными.

Недостатками существующих индукционных плазмотронов являются:

- Меньшая, чем у электродуговых установок, мощность.
- Техническая сложность устройства высокочастотных генераторов.
- Ограниченные по конструктивным причинам предельные давления (не выше атмосферного).

Отмеченные недостатки не могут нивелировать достоинства индукционных плазмотронов при циклических и ресурсных испытаниях высокотемпературных материалов. В плазменных струях индукционных плазмотронов наиболее близко к натурным условиям моделируется термохимическое воздействие на поверхность материалов тепловой защиты спускаемых аппаратов.

Таблица 1.1 — Основные параметры высокочастотных индукционных плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4

Параметр	ВГУ-3	ВГУ-4
Подведенная мощность, кВт	1000	100
Анодная мощность, кВт	$90 \div 850$	$12 \div 72$
Частота, МГц	0.44	1.76
Диаметр разрядного канала, мм	150/200	80
Давление в барокамере, гПа	$10 \div 1000$	$6 \div 1000$
Расход рабочего газа, г/с	$4 \div 14$	$1.8 \div 6$
Рабочие газы	Воздух, N_2	Воздух, N_2, O_2, CO_2, Ar и их смеси, органические газы

Индукционный плазмотрон мегаваттного класса ВГУ-3 самый мощный в серии ВГУ, он предназначен для исследования преимущественно крупногабаритных образцов материалов и моделей, приближенных к натурным элементам конструкции. В установке ВГУ-3 были проведены уникальные 100-цикловые испытания термохимической стойкости теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» [76] и испытывался иллюминатор его входного люка, максимальный диаметр которого составлял около 500 мм [77].

Плазмотрон ВГУ-4 является универсальной исследовательской установкой, обеспечивающей решение широкого круга научных и прикладных задач в области моделирования условий спуска в атмосфере Земли и Марса.

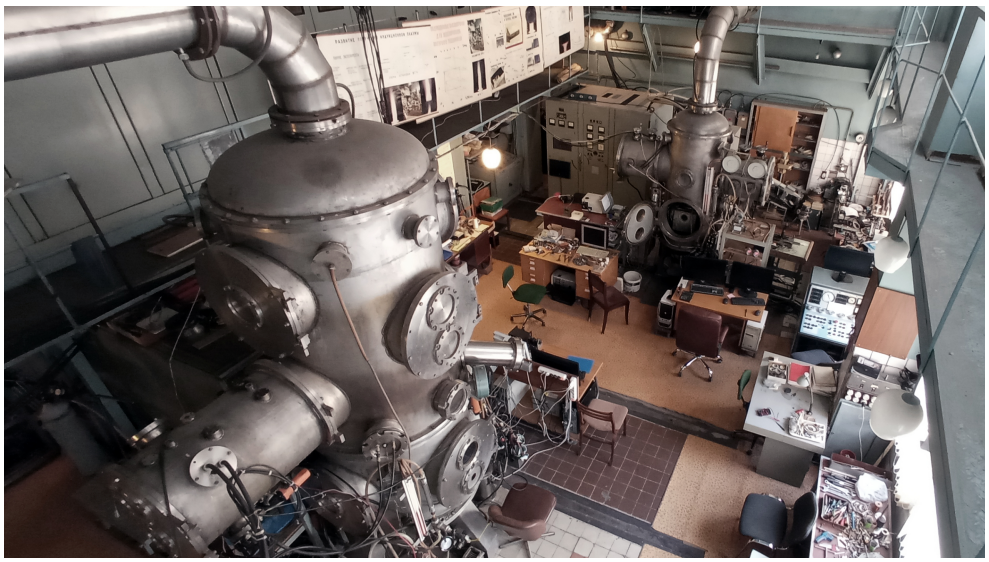


Рисунок 1.1 — Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 (слева) и ВГУ-4 (справа) в главном зале лаборатории взаимодействия плазмы и излучения с материалами ИПМех РАН (2020 г.)

1.3.1 Установка ВГУ-4

Принципиальная схема установки ВГУ-4 показана на рисунке 1.2. Схема испытательной камеры плазмотрона ВГУ-4 приведена на рисунке 1.3. Внешний вид испытательной камеры плазмотрона ВГУ-4 представлен на рисунке 1.4.

В качестве источника питания плазмотрона используется высокочастотный генератор ВЧИ-11-60/1.76.

Испытательная камера плазмотрона ВГУ-4 включает в себя барокамеру, индукторную камеру, координатные устройства и водоохлаждаемые экраны.

В барокамере может поддерживаться рабочее давление от 6 гПа до атмосферного. Корпус барокамеры цилиндрический с эллиптическими днищами, выполнен из нержавеющей стали. Доступ в барокамеру осуществляется через монтажный люк с проходным диаметром 600 мм. С двух сторон к барокамере пристыкованы отсеки, в которых размещены координатные устройства (с их помощью осуществляется позиционирование моделей, образцов или датчиков в потоке плазмы). В корпусе барокамеры на разных уровнях расположены окна из кварца, которые предназначены для визуальных наблюдений, измерений температуры исследуемых объектов средствами оптической пирометрии и спектральной диагностики потока плазмы. Стенки барокамеры защищены от нагрева водоохлаждаемыми экранами.

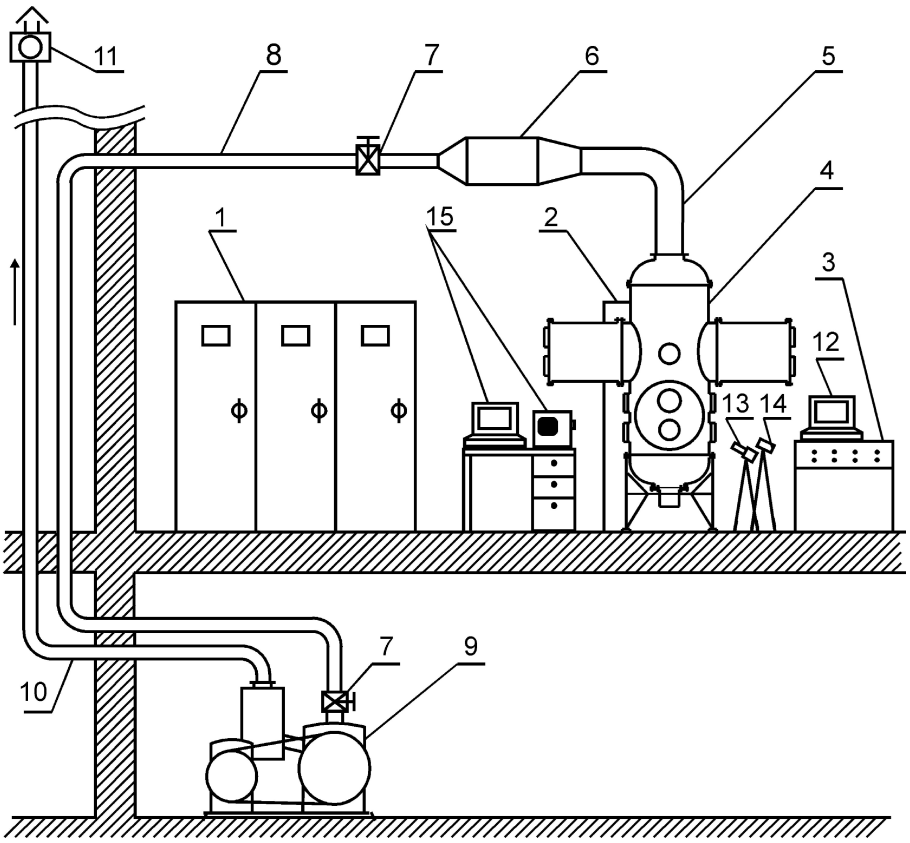


Рисунок 1.2 — Принципиальная схема установки ВГУ-4

1 – ВЧ-генератор; 2 – блок согласования плазменной нагрузки с ВЧ-генератором, 3 – пульт управления, 4 – испытательная камера, 5 – водоохлаждаемый вакуумный трубопровод, 6 – теплообменник «плазма–вода», 7 – вакуумные вентили, 8 – вакуумный трубопровод, 9 – вакуумный насос, 10 – вытяжной трубопровод, 11 – вытяжной вентилятор, 12 – компьютер системы сбора и регистрации данных, 13 – термовизор, 14 – пирометр, 15 – спектрометр

В индукторной камере поддерживается атмосферное давление вокруг пятивиткового водоохлаждаемого индуктора, что позволяет обезопасить последний от межвиткового пробоя, который может происходить при пониженном давлении. Индукторная камера прямоугольная, сзади к ней пристыкован ввод высокочастотного фидера.

Разрядное устройство, состоит из разрядного канала, индуктора, верхнего и нижнего интерфейсов и формирователя газового потока. С помощью формирователя газового потока плазмообразующий газ подается в разрядный канал с закруткой, чем обеспечивается вихревая стабилизация разряда, а кроме того создается холодная газовая завеса у стенок разрядного канала, что радикально снижает теплонапряженность конструкции.

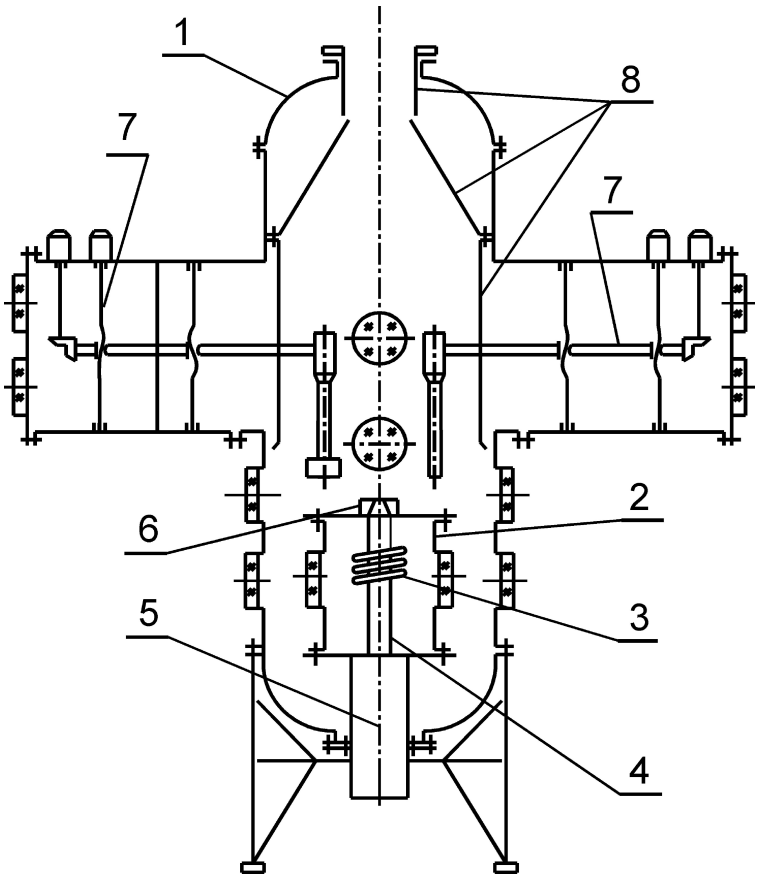


Рисунок 1.3 — Принципиальная схема испытательной камеры установки ВГУ-4
1 – барокамера, 2 – индукторная камера, 3 – индуктор, 4 – кварцевый разрядный канал, 5 – формирователь потока газа, 6 – сопло, 7 – устройства ввода-вывода образцов, моделей и датчиков, 8 – водоохлаждаемые экраны

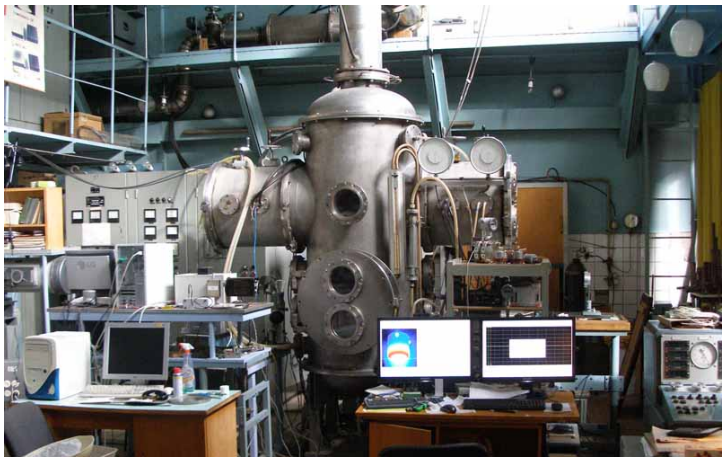


Рисунок 1.4 — Испытательная камера установки ВГУ-4

В разрядном канале происходит горение высокочастотного индукционного разряда. Разрядный канал представляет собой кварцевую трубу диаметром 80 мм и длиной 400 мм, толщина стенок составляет $\sim$ 5 мм.

На верхний интерфейс разрядного канала могут монтироваться сопла, насадки и теплообменники различной конструкции. При исследованиях осе-

симметричных образцов и моделей для формирования потока плазмы и его ускорения могут использоваться конические водоохлаждаемые звуковые сопла с диаметрами выходного сечения 16, 24, 30, 40 и 50 мм. Для испытаний пластин, обтекаемых под углом атаки, разрабатываются и применяются щелевые сопла, описание которых приведено ниже в §1.3.4.

При работе плазмотрона поток плазмы из разрядного канала истекает в барокамеру, а затем по водоохлаждаемой отводной трубе диаметром 300 мм поступает в теплообменник. Охлажденный газ откачивается вакуумными насосами и выводится в атмосферу.

Вакуумные насосы (плунжерный форвакуумный насос НВЗ-300 и два насоса НВЗ-500) объединены в вакуумную станцию суммарной производительностью 1.3 м^3/с и могут использоваться в установках ВГУ-4 и ВГУ-3 как по отдельности, так и одновременно (например, при реализации сверхзвуковых режимов течения).

Система подачи газа позволяет работать с различными газами и их смесями (см. таблицу 1.1). Расход газов регулируется с помощью электронных газовых ротаметров Bronkhorst MV-306. При давлениях ниже 500 гПа возможно проведение экспериментов с забором воздуха непосредственно из помещения лаборатории, при этом расход задается расходомерной шайбой, протарированной по расходомеру-контроллеру MKS-1559.

Все теплонапряженные элементы индукционного плазмотрона (анод генераторного триода, индуктор, индукторная камера, сопла, теплообменник и др.) включены в индивидуальные контуры водяного охлаждения, оборудованные ротаметрами для измерения расхода воды. Температура воды на входе и на выходе контура охлаждения измеряется термометрами.

1.3.2 Установка ВГУ-3

Ключевые компоненты плазмотрона ВГУ-3 схематично показаны на рисунке 1.5. В основном схема установки ВГУ-3 идентична ВГУ-4, отличия обусловлены в первую очередь большими размерами плазмотрона ВГУ-3 по сравнению с ВГУ-4.

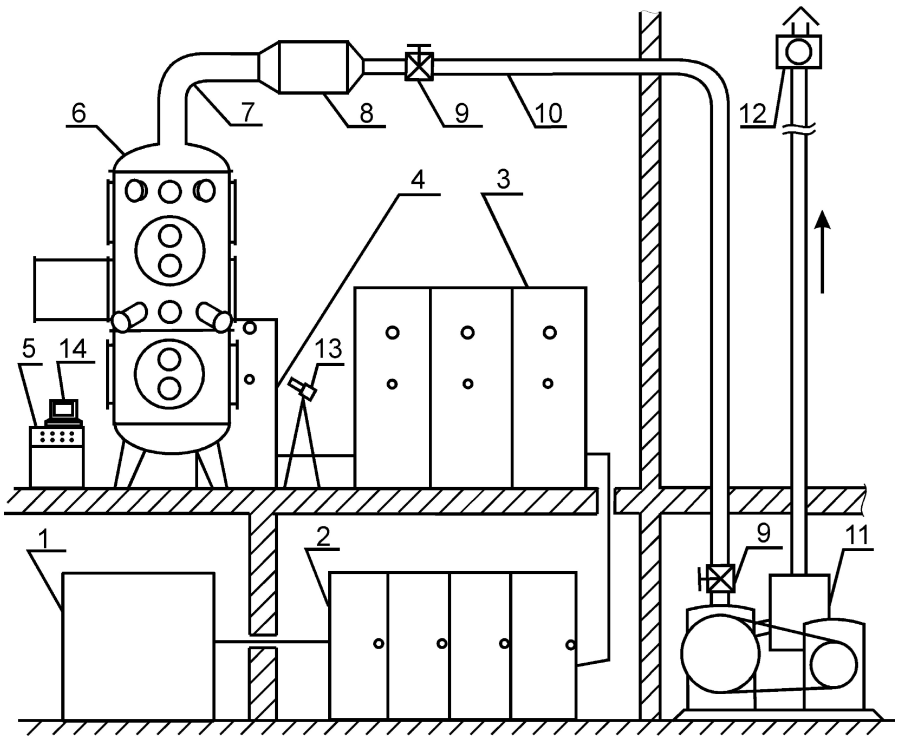


Рисунок 1.5 — Принципиальная схема установки ВГУ-3

1 – повышающий высоковольтный трансформатор, 2 – выпрямитель, 3 – ВЧ-генератор, 4 – блок согласования ВЧ-генератора с плазменной нагрузкой, 5 – пульт управления, 6 – испытательная камера, 7 – водоохлаждаемый вакуумный трубопровод, 8 – теплообменник «плазма–вода», 9 – вакуумные вентили, 10 – вакуумный трубопровод, 11 –вакуумный насос, 12 – вытяжной вентилятор, 13 – термовизор, 14 – компьютер системы сбора и регистрации данных

Так в лабораторном зале расположена только генераторная часть установки (генератор ВЧС1-630/0.44) и испытательная камера, выпрямитель и повышающий высоковольтный трансформатор находятся в отдельных помещениях.

Вакуумная станция – общая с установкой ВГУ-4 и допускает одновременную работу двух плазмотронов. Вакуумный трубопровод имеет диаметр 150 мм, кроме участка камера–теплообменник, где поверхность трубопровода охлаждается водой и имеет диаметр 300 мм.

Прямоточный теплообменник для охлаждения потока нагретого газа имеет многократно перекрестный ток охлаждающей воды и выполнен из медных трубок с суммарной поверхностью теплообмена 100 м^2.

Вид испытательной камеры показан на рисунке 1.6.

Цилиндрическая камера диаметром 1.2 м и высотой 3.8 м с эллиптическими днищами выполнена из нержавеющей стали. Камера разделена жесткой

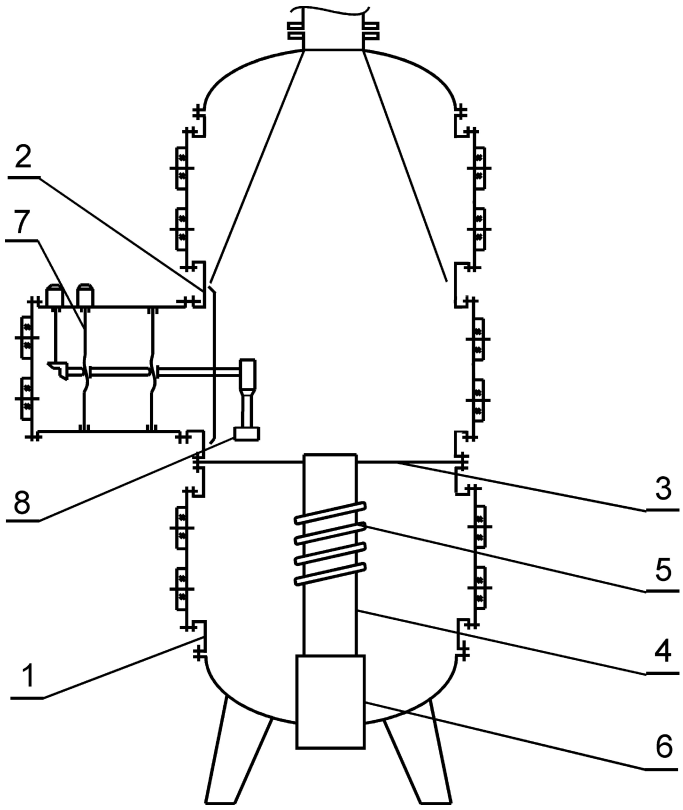


Рисунок 1.6 — Принципиальная схема испытательной камеры установки ВГУ-3 1 – индукторная секция, 2 – секция низкого давления, 3 – разделительный фланец, 4 – кварцевый разрядный канал, 5 индуктор, 6 – формирователь газового потока, 7 – устройства ввода-вывода образцов, моделей и датчиков, 8 – державка с моделью

герметичной диафрагмой на две секции (верхнюю и нижнюю). В нижней секции размещается четырехвитковый индуктор, охватывающий кварцевый разрядный канал (диаметром 150 или 200 мм). Разрядный канал верхним концом соединяется с диафрагмой. В нижней секции поддерживается атмосферное давление, а верхняя секция и полость разрядного канала откачиваются до требуемых давлений. Первоначально к барокамере были пристыкованы два цилиндрических отсека с координатными устройствами, но в 2020 году один из этих отсеков был демонтирован.

При работе плазмотрона поток плазмы из разрядного канала истекает в верхнюю секцию испытательной камеры, а затем по отводной трубе поступает в теплообменник. Охлажденный газ откачивается вакуумными насосами и выводится в атмосферу. Индукционный разряд в воздушном потоке мегаваттного плазмотрона ВГУ-3 показан на рисунке 1.7.

Как и в установке ВГУ-4, на верхнем интерфейсе разрядного канала могут монтироваться сопла и насадки различной конструкции.

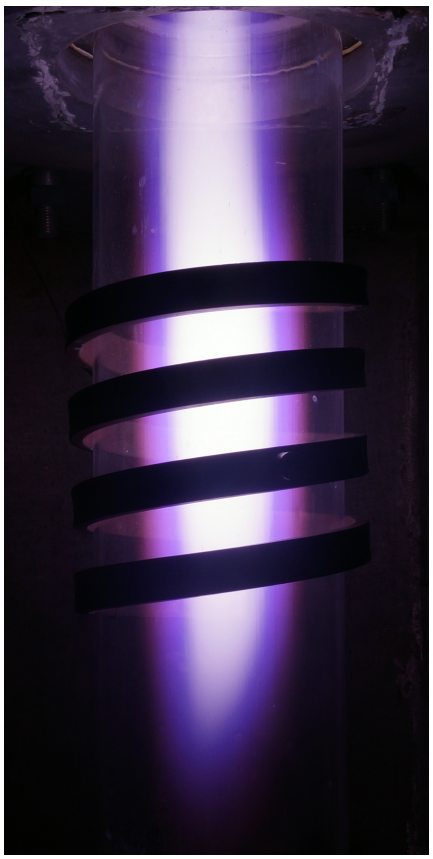


Рисунок 1.7 — Высокочастотный индукционный разряд в мегаваттном плазмотроне ВГУ-3

1.3.3 Средства измерения и регистрации данных

В установках ВГУ-4 и ВГУ-3 используются однотипные средства измерения и регистрации данных. Большинство средств измерения можно перемещать с одной установки на другую в зависимости от решаемых задач. Рассмотрим подробнее систему измерения и регистрации данных на примере установки ВГУ-4.

Регистрация параметров экспериментов производится программным комплексом AC-Test с помощью внешнего модуля ввода медленно меняющихся параметров АЦП E-270 (16 каналов с частотой опроса до 100 Гц на канал). Используемый АЦП позволяет измерять сигналы с высокой степенью защиты от импульсных помех. Каждая цепь имеет индивидуальную гальваническую развязку для применения неизолированных датчиков. Установка разнотипных субмодулей позволяет конфигурировать изделие для измерения напряжения ($\pm$10 В), тока (0...20 мА), сигналов термопар ($-$25...+75 мВ) и термосопротивлений. Тарировочные характеристики приборов вводятся в программный комплекс AC-Test и регистрация параметров экспериментов осуществляется в

виде размерных величин. Если требуется большая скорость измерений, то может быть использован внешний АЦП Е-140 (16 каналов с частотой опроса до 100 кГц на канал).

Регистрация мощности анодного питания осуществляется с помощью построенных на высокоточных шунтах сенсоров, входящих в состав ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 и АЦП Е-270. Далее результаты экспериментов будут приводиться именно в зависимости от мощности анодного питания установки, а не энтальпии набегающего потока. Энтальпия потока зависит от мощности нелинейно и требует определения расчетно-экспериментальным [78] или экспериментальным [79] методами. При оценке уровня энтальпии в зависимости от мощности ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 можно опираться на данные, приведенные в [80] для конических сопел с диаметрами выходных сечений 30, 40 и 50 мм.

Регистрация давлений в интервале от 0 до 1100 гПа осуществляется преобразователями давления «Элемер» АИР-20/М2 с точностью измерения ±0.2 %.

Расход газов измеряется с помощью электронных газовых ротаметров Bronkhorst MV-306 с точностью ±1.5 %.

Цветовая температура нагреваемых поверхностей измеряется пирометром Mikron M770S, работающем в режиме пирометра спектрального отношения, точность измерения пирометра в диапазоне 1000 ÷ 3000 °C составляет ±15 °C. С 2020 года для измерения цветовой температуры также используется пирометр спектрального отношения Термоконт-ТЦ5С8М со схожими характеристиками. Для серых тел (большинство ТЗМ близко к серым телам) цветовая температура совпадает с истинной или близка к ней и не зависит от излучательной способности поверхности.

Распределение температуры на нагреваемой поверхности регистрируется термовизором Тандем VS415-U, прокалиброванным по модели абсолютно черного тела (АЧТ) в диапазоне температур 700 ÷ 2300 °C (четыре калибровки для различных наборов светофильтров). Инструментальная погрешность измерений не превышает ±15 °C. В показания термовизора вносятся поправки на пропускание оптического окна испытательной камеры и излучательную способность материала.

Для измерения радиационной температуры нагреваемой поверхности используется пирометр полного излучения Кельвин-2100, прокалиброванный по модели АЧТ в диапазоне температур 1100 ÷ 2300 °C.

Для оптического спектрального анализа используются три спектрометра Ocean Optics HR-4000 на различные спектральные интервалы ($200 \div 650$ нм, $500 \div 950$ нм и $200 \div 1050$ нм). В качестве приемника излучения в данных спектрометрах применен линейный ПЗС-детектор Toshiba TCD1304AP, содержащий 3648 элементов.

1.3.4 Щелевые сопла

При исследованиях в установках ВГУ-3 и ВГУ-4 образцов материалов и моделей в виде пластин, обтекаемых под углом атаки, для формирования потока за разрядным каналом устанавливаются водоохлаждаемые щелевые сопла (рисунок 1.8).

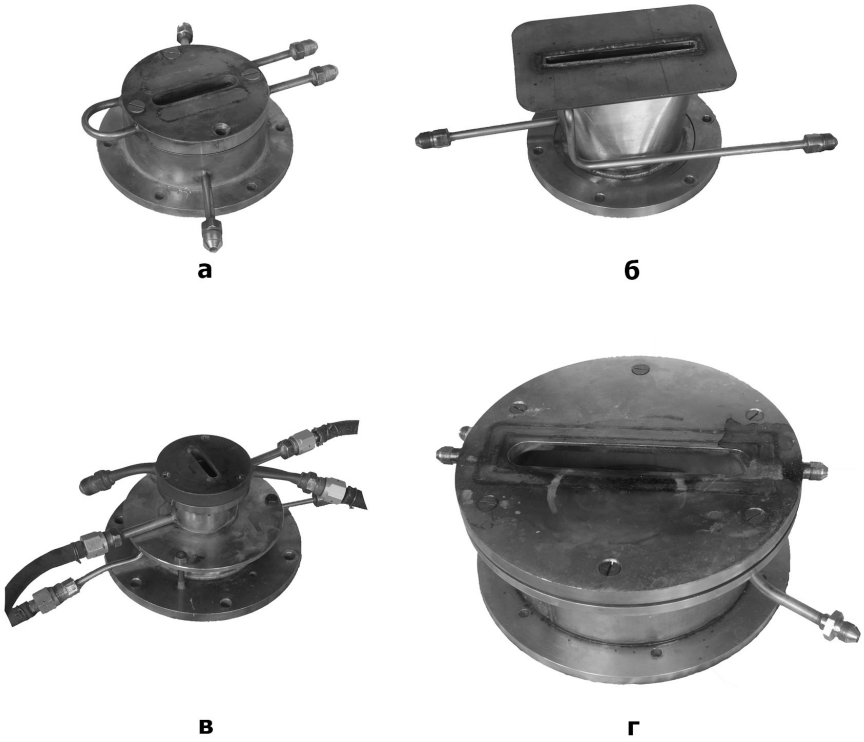


Рисунок 1.8 — Щелевые сопла с различными размерами выходного сечения
а – 80×15 мм; б – 120×9 мм; в – 40×8 мм; г – 200×30 мм

Применение сопел такого типа обеспечивает более однородное распределение теплового потока на плоской поверхности образца или модели. Первым было разработано и изготовлено цельносваренное щелевое сопло из листовой нержавеющей стали с размерами щели выходного сечения 120×9 мм и длиной

120 мм [81]. Пробные эксперименты показали, что сопло обладает достаточно низкой дальнобойностью струи из-за неудачно выбранной ширины щели. С учетом приобретенного опыта было изготовлено щелевое сопло с размерами выходного сечения 80 × 15 мм [11]. За счет использования в новой конструкции плоской стальной водоохлаждаемой пластины-заглушки со щелью вместо профилированного сужающегося участка была существенно уменьшена длина сопла. Сопло с такими же размерами выходного сечения, но с пластиной-заглушкой из меди, изготовлено специально для экспериментов с высоким энерговкладом в разряд в установке ВГУ-3. Для реализации максимальных тепловых потоков создано сопло с размерами выходного сечения 40 × 8 мм, позволяющее проводить эксперименты с пластинами размерами 50 × 50 мм.

На всех представленных соплах в условиях установки ВГУ-4 может быть реализован сверхкритический перепад давлений, т.е. возможны эксперименты в недорасширенных струях диссоциированных газов.

В 2019 году специально для плазмотрона ВГУ-3 было изготовлено водоохлаждаемое щелевое сопло с выходным сечением 200 × 30 мм, установка которого дает возможность испытывать крупногабаритные теплозащитные панели.

1.4 Выводы

Представленный в §1.2 обзор экспериментальных работ в области теплообмена пластин под углом атаки в струях диссоциированных газов индукционных и электродуговых плазмотронов демонстрирует сохраняющийся интерес к данному классу задач и их актуальность для выбора режимов испытаний теплозащитных материалов перспективных авиационно-космических систем.

Описание современного состояния высокочастотных индукционных плазмотронов ИПМех РАН позволяет заключить, что они отвечают мировому уровню научных установок подобного класса и дают возможность проводить исследования моделей и образцов различной формы (в том числе пластин и плиток) в условиях воздействия высокоэнтальпийного газового потока.

Глава 2. Некоторые особенности режимов работы высокочастотного индукционного плазмотрона и течения плазмы при использовании щелевых сопел

2.1 Введение

Изучение процессов теплообмена пластин и плиток, в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевых сопел, требует предварительного исследования особенностей режимов, которые реализуются в индукционном плазмотроне при использовании последних. Необходимо определить влияние щелевого сопла на область существования разряда в канале плазмотрона, измерить скоростные напоры в струях, создаваемых щелевыми соплами при различных параметрах работы установки, оценить скорость потока за выходным сечением щелевого сопла, провести эксперименты по измерению избыточных давлений на поверхности пластины, обтекаемой под различными углами атаки, найти способ визуализации течения у поверхности пластины.

2.2 Область существования разряда в канале плазмотрона

Одной из важнейших характеристик индукционного плазмотрона является область существования высокочастотного индукционного разряда, которую часто представляют в координатах «$p_{dc} - N$» (где p_{dc} - давление в разрядном канале плазмотрона, N - мощность ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию). На рисунке 2.1 показана область существования разряда в плазмотроне ВГУ-4 для случая, когда истечение плазмы в рабочую область камеры происходит непосредственно из цилиндрического разрядного канала диаметром 80 мм без установленного за ним сопла (конического или щелевого) [82].

Верхняя граница представленной области (мощность 72 кВт) определяется возможностями ВЧ-генератора плазмотрона. Правая граница обусловлена проектными требованиями к установке, которые не предполагали проведения экспериментов при давлениях выше атмосферного.

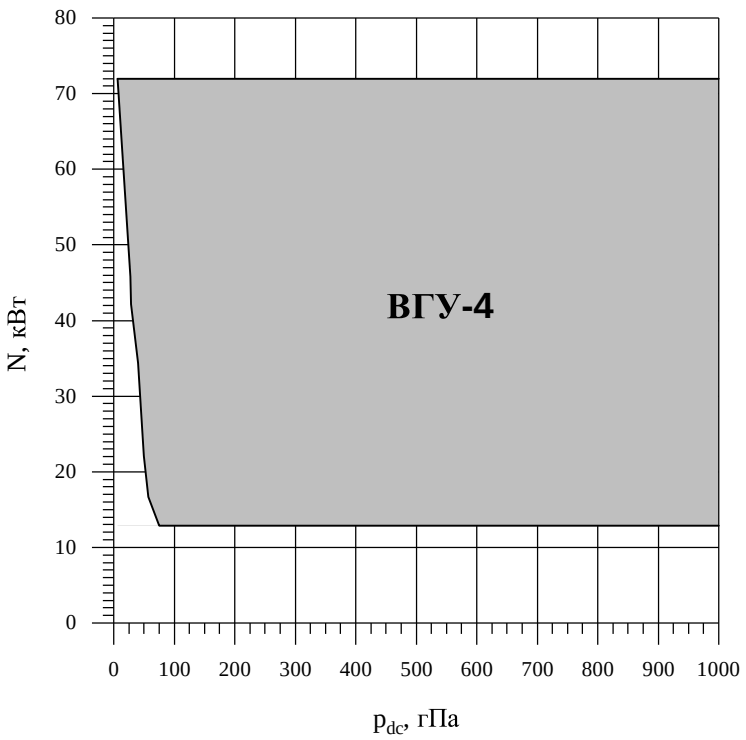


Рисунок 2.1 — Область существования разряда в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 [82]

Левая и нижняя границы в основном зависят от устойчивости индукционного разряда для соответствующего режима и в определенной степени от конструкции формирователя газового потока.

Установка сопла позволяет получать сверхзвуковые режимы истечения, когда оказывается достигнут критический перепад между давлением в барокамере плазмотрона и давлением в разрядном канале. Этот момент может быть легко установлен в эксперименте по показаниям соответствующих датчиков давления (рисунок 2.2). Известно, что возмущение потока не может передаваться вверх по сверхзвуковому течению, поэтому после перехода к сверхзвуковому режиму истечения дальнейшее изменение давления в барокамере не влияет на давление в разрядном канале. В этом случае давление в разрядном канале постоянной геометрии зависит только от расхода рабочего газа и подводимой к индуктору мощности. Примечательно, что давление в барокамере установки все еще может поддерживаться в пределах возможностей вакуумного насоса. Однако левая граница области существования в координатах «$p_{dc} - N$» в этом случае трансформируется и смещается вправо.

Щелевое сопло потенциально может влиять на устойчивость разряда и способствовать его преждевременному срыву для некоторых предельных режимов работы плазмотрона. Это связано с особенностями течения, реализуемого при установке щелевого сопла за цилиндрическим разрядным каналом.

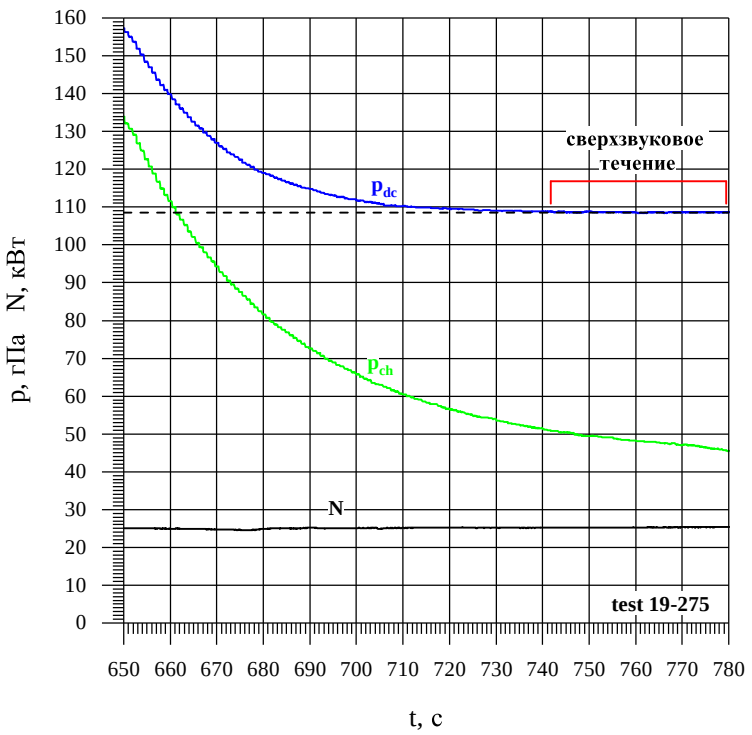


Рисунок 2.2 — Переход от дозвукового к сверхзвуковому режиму истечения для щелевого сопла 40 × 8 мм

p_{ch} – давление в барокамере, p_{dc} – давление в разрядном канале, N – мощность ВЧ-генератора по анодному питанию

Плазмообразующий газ подается на вход в разрядный канал с закруткой для стабилизации разряда и оттеснения горячего ядра потока от стенок неохлаждаемой кварцевой трубки. Закрученный поток, проходящий через узкую щель сопла, может образовывать вихри в разрядном канале, что приводит к срыву разряда. Численное моделирование этих процессов сложно, поэтому область существования разряда для каждого сопла определяется экспериментально. Для щелевых сопел с размерами выходных сечений 40 × 8, 120 × 9 и 80 × 15 мм выполнена серия экспериментов по исследованию их влияния на область существования разряда в канале плазмотрона ВГУ-4.

Все эксперименты проведены при постоянном расходе воздуха 2.4 г/с, который контролировался с помощью расходомерной шайбы. Исследованы дозвуковые и сверхзвуковые режимы истечения. В процессе экспериментов установка выводилась на требуемый уровень давлений в разрядном канале и барокамере при максимальной (или близкой к максимальной) мощности ВЧ-генератора по анодному питанию, после чего мощность плавно снижалась оператором до момента срыва разряда. Пример регистрировавшихся экспериментальных данных приведен на рисунке 2.3. Момент срыва разряда

сопровождается скачкообразным падением давления в разрядном канале и барокамере.

Основные результаты экспериментов приведены на рисунке 2.4 в сравнении с данными для режимов, реализуемых без установки сопла за разрядным каналом плазмотрона (при истечении дозвуковой струи плазмы непосредственно из цилиндрического разрядного канала диаметром 80 мм).

Вопреки ожиданиям, щелевые сопла не оказывают существенного влияния на нижнюю границу области существования разряда. При давлениях выше 100 гПа срыв разряда для рассматриваемых щелевых сопел происходит при мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию от 11 до 13 кВт, в зависимости от выбранного сопла. В случае истечения из цилиндрического разрядного канала диаметром 80 мм срыв разряда при давлениях выше 100 гПа происходит при мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию $11 \div 12$ кВт. Поскольку индукционный разряд недостаточно стабилен на режимах, близких к срыву, длительные испытания материалов целесообразно проводить при мощностях от 20 кВт и выше. Левая граница области существования разряда изменилась сильнее из-за реализации упомянутых выше режимов сверхзвукового истечения. Это наиболее заметно для щелевого сопла с выходным сечением 40×8 мм, так как выходной диаметр эквивалентного конического сопла для него составляет всего ~ 20 мм и сверхзвуковой режим истечения достигается при больших давлениях в барокамере, чем для сопел с выходными сечениями 80×15 и 120×9 мм. Границы областей существования разряда для сопел с выходными сечениями 80×15 и 120×9 мм очень близки друг к другу. В дозвуковых режимах истечения они практически эквивалентны случаю истечения плазмы из разрядного канала без установленного за ним сопла.

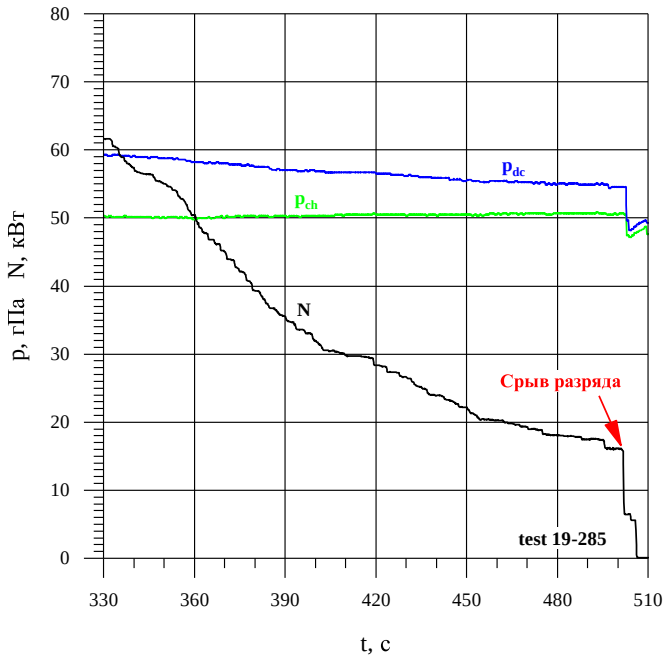


Рисунок 2.3 — Срыв индукционного разряда при снижении мощности ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4

p_{ch} – давление в барокамере, p_{dc} – давление в разрядном канале, N – мощность ВЧ-генератора по анодному питанию

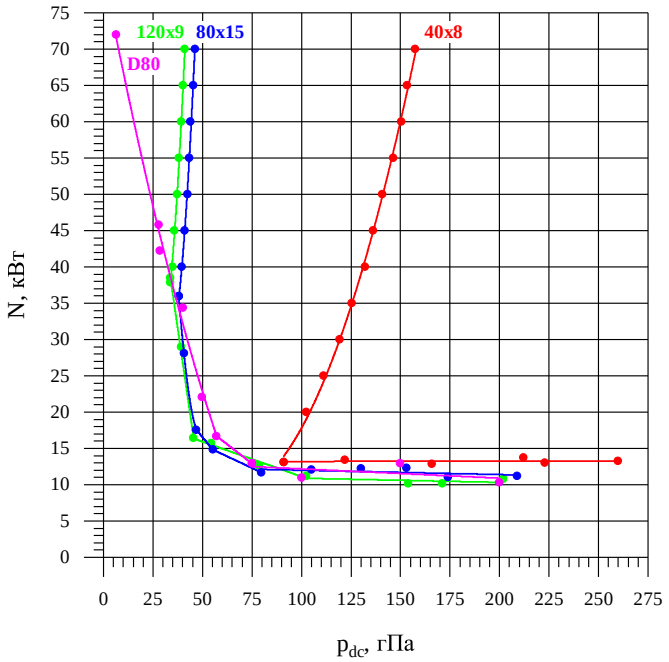


Рисунок 2.4 — Область существования разряда при использовании различных сопел

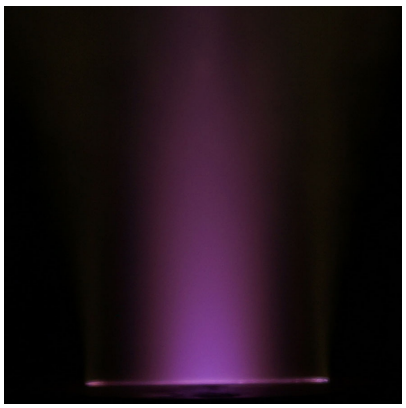
p_{dc} – давление в разрядном канале, N – мощность ВЧ-генератора по анодному питанию

2.3 Измерения давлений

Для измерения давлений в высокоэнтальпийных потоках чаще всего используются методы, основанные на введении в струю водоохлаждаемых приемников полного и статического давления [83]. Скоростные напоры (динамические давления) в дозвуковой струе воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла, зависят от давления в затопленном пространстве (давления в барокамере установки). На рисунке 2.5 показано влияние давления в барокамере установки ВГУ-4 на дозвуковую струю воздушной плазмы, истекающую из щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм при постоянной мощности анодного питания $N = 45$ кВт и расходе воздуха 2.4 г/с. Как видно из рисунков 2.5ж и 2.5и с ростом давления в затопленном пространстве происходит распад струи и ее дальнобойность существенно снижается. Наибольший интерес при испытаниях материалов с применением щелевых сопел представляет область относительно низких давлений (до 100 гПа).

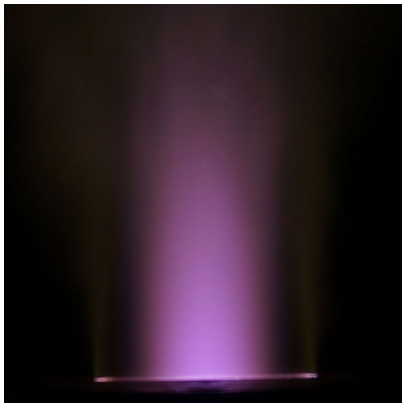
2.3.1 Динамические давления в струе за щелевым соплом

Для щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм в дозвуковом режиме истечения были измерены динамические давления p_{dyn} в зависимости от мощности ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию при постоянном массовом расходе воздуха g_{air}, составлявшем 2.4 г/с. Динамическое давление измерялось как разность между давлением торможения p_0 в струе и статическим давлением на стенке барокамеры p_t. Измерения осуществлялись с помощью дифференциального мембранного преобразователя давления «Элемер» АИР-20/М2-ДД модель 400 (максимальный верхний предел измерений 1.6 кПа, предел допускаемой основной приведенной погрешности ± 0.2 %). В основной серии экспериментов для измерения давления торможения p_0 применялась медная водоохлаждаемая трубка Пито с приемным отверстием диаметром 3.5 мм, выполненная в виде цилиндра с полусферическим притуплением радиусом 8 мм. Результаты измерений динамических давлений вдоль оси симметрии струи представлены на рисунках 2.6, 2.7 и в таблице А.1 Приложения А.



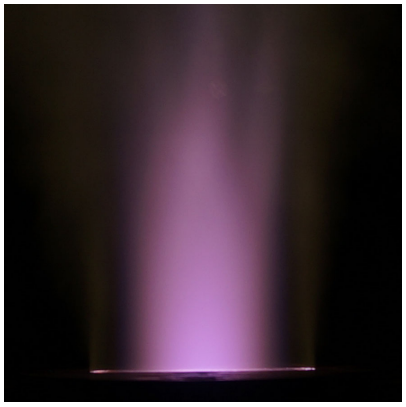
а) $p_{ch} = 50$ гПа, вид спереди

б) $p_{ch} = 50$ гПа, вид сбоку



в) $p_{ch} = 100$ гПа, вид спереди

г) $p_{ch} = 100$ гПа, вид сбоку



д) $p_{ch} = 400$ гПа, вид спереди

е) $p_{ch} = 400$ гПа, вид сбоку

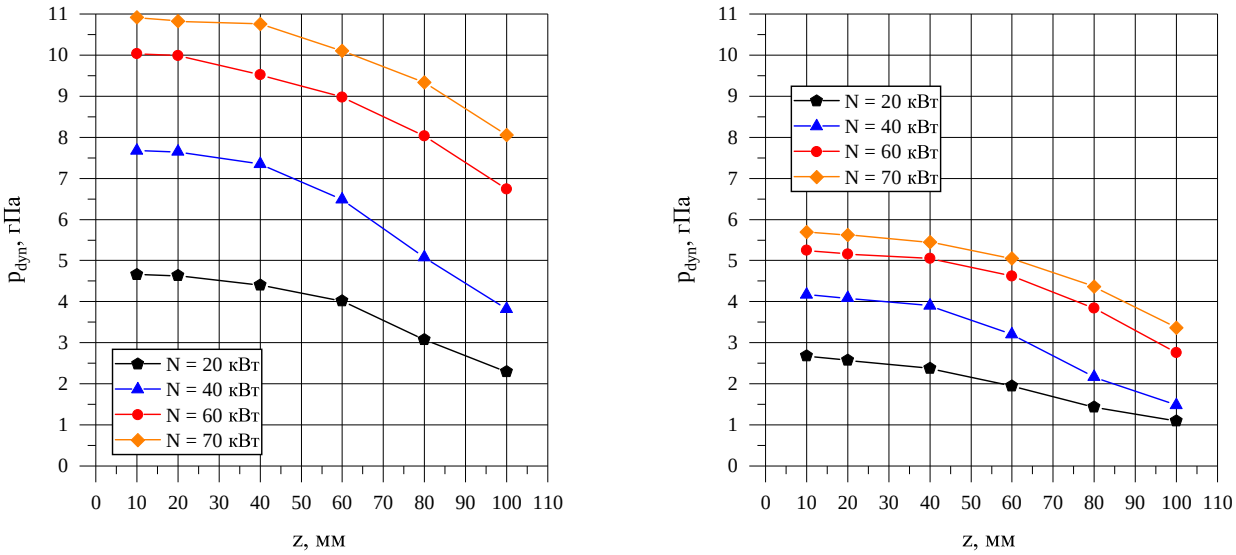
ж) $p_{ch} = 700$ гПа, вид спереди

и) $p_{ch} = 700$ гПа, вид сбоку

Рисунок 2.5 — Вид струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм при постоянной мощности анодного питания $N = 45$ кВт и различных давлениях в камере установки

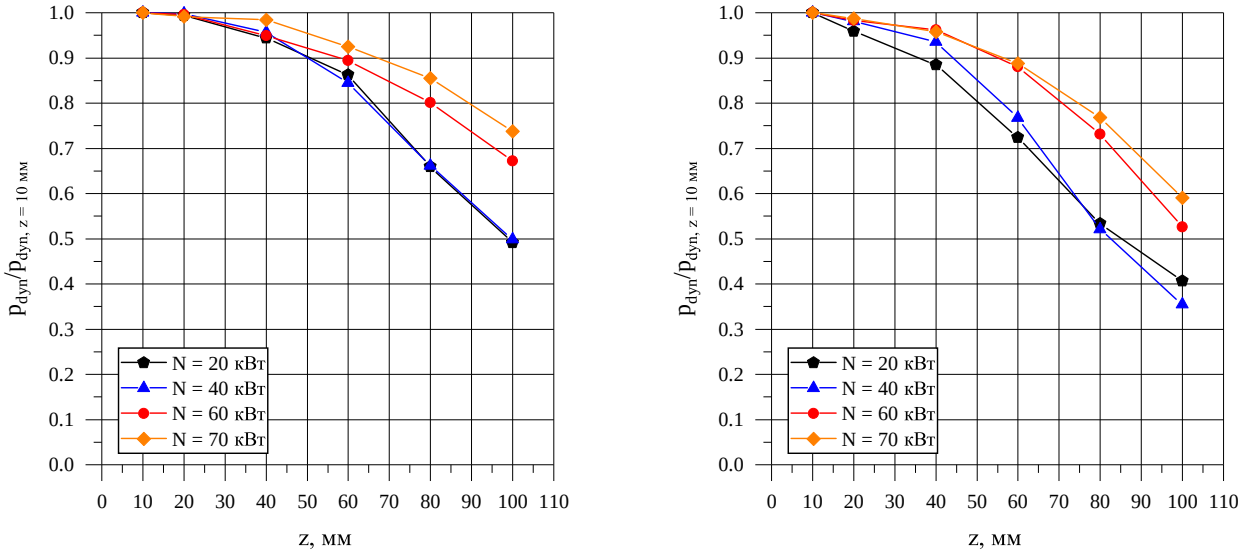
По мере удаления от выходного сечения сопла динамическое давление падает. Увеличение мощности, вкладываемой в разряд, приводит к росту динамического давления. Повышение давления в затопленном пространстве (статического давления на стенке барокамеры p_t) приводит к снижению динамического давления.

На рисунке 2.8 показано изменение динамического давления (его относительного значения) при смещении трубки Пито вдоль щели выходного сечения сопла (трубка была установлена на постоянной высоте $z = 10$ мм). Абсолютные значения динамического давления, измеренные при смещении трубки Пито вдоль щели выходного сечения сопла, представлены в таблице А.2 Приложения А. При высокой ($60 \div 70$ кВт) мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию динамическое давление у выходного сечения щелевого сопла остается практически постоянным на участке струи шириной ~ 40 мм. При давлении $p_t = 100$ гПа участок квазипостоянного динамического давления несколько шире, чем при $p_t = 50$ гПа (что особенно проявляется по мере снижения подводимой мощности). Таким образом, снижение давления в барокамере установки позволяет повысить дальнобойность струи, но потенциально может приводить к сужению ядра потока. Оба этих фактора следует учитывать при выборе режимов экспериментального исследования образцов в виде пластин в плазменных струях, истекающих из щелевых сопел.



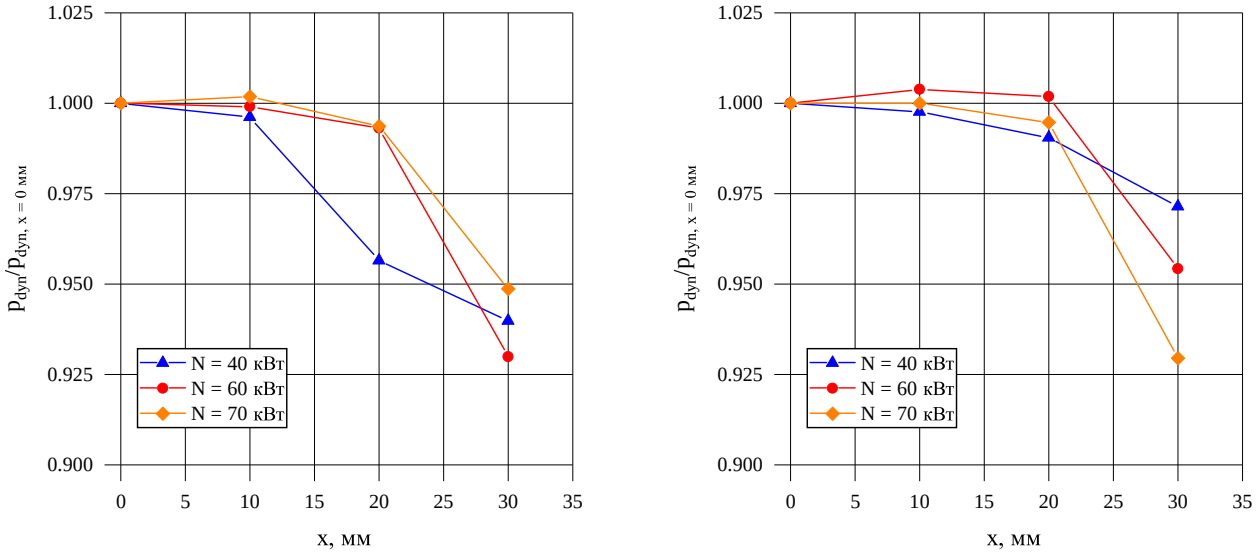
а) $p_t = 50$ гПа б) $p_t = 100$ гПа

Рисунок 2.6 — Динамические давления на оси струи, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от расстояния z до выходного сечения сопла



а) $p_t = 50$ гПа б) $p_t = 100$ гПа

Рисунок 2.7 — Относительные значения динамических давлений на оси струи, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от расстояния z до выходного сечения сопла



а) $p_t = 50$ гПа б) $p_t = 100$ гПа

Рисунок 2.8 — Относительные значения динамических давлений, измеренных трубкой Пито, расположенной на высоте $z = 10$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от величины смещения x трубки вдоль щели сопла относительно оси струи

Динамическое давление связано со скоростью дозвукового потока соотношением:

$$p_{dyn} = \frac{\rho v^2}{2} \tag{2.1}$$

где p_{dyn} – измеряемое динамическое давление, ρ – плотность, v – скорость потока.

При измерениях с помощью насадков полного напора необходимо учитывать влияние эффектов, связанных с вязкостью, смещением эффективного центра трубки, пульсациями скорости [84]. Соотношение (2.1) в этом случае следует дополнить поправочным коэффициентом (коэффициентом давления):

$$p_{dyn} = \xi \frac{\rho v^2}{2} \tag{2.2}$$

Рассмотрим основные факторы, влияющие на коэффициент давления ξ. Для ламинарного струйного течения поправка, обусловленная пульсациями скорости, пренебрежимо мала [85]. Для измерений, проводившихся вдоль оси симметрии струи, также можно не учитывать смещение эффективного центра трубки, обусловленное поперечным градиентом скорости.

При низких числах Рейнольдса ($\mathrm{Re} < 100$) действие вязких сил уже не пренебрежимо мало по сравнению с силами инерции. Данное явление известно как эффект Баркера [86]. Коэффициент давления ξ в этом случае зависит от диаметра трубки Пито и формы ее носка. Выражение, учитывающее влияние эффекта Баркера, предложено Хоманном в [87] и для сферы имеет вид:

$$\xi(Re) = 1 + \frac{6}{Re + 0.455\sqrt{Re}} \tag{2.3}$$

Для цилиндра:

$$\xi(Re) = 1 + \frac{4}{Re + 0.457\sqrt{Re}} \tag{2.4}$$

Число Рейнольдса как функция радиуса R применяемой трубки Пито:

$$Re = \frac{\rho v R}{\mu} \tag{2.5}$$

Альтернативный подход к вычислению коэффициента давления рассматривался в работе Карлтона [88].

Для исследования влияния формы носка и диаметра трубки Пито на измеряемые давления были проведены дополнительные эксперименты, в которых

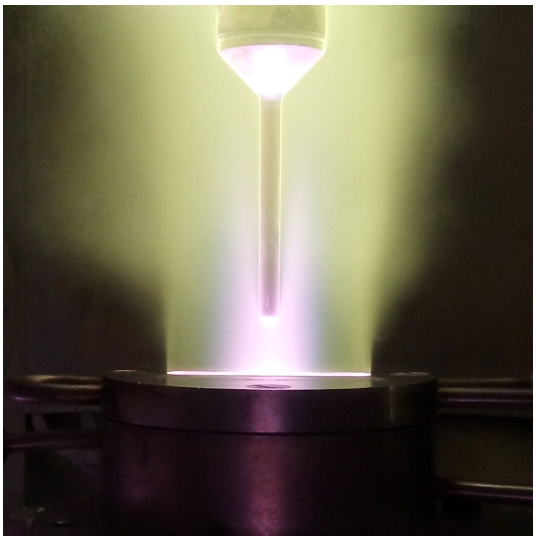
использовались медные трубки Пито радиусом 4 мм с плоским и полусферическим (рисунок 2.9) носками. Диаметры приемных отверстий данных трубок составляли 1 мм. Следует отметить, что несмотря на то, что трубки меньшего диаметра, очевидно, вносили меньшие возмущения в исследуемую струю, они не использовались в основной серии экспериментов из-за недостаточно эффективной организации охлаждения, что не позволяло им длительное время находиться в потоке плазмы. Одна из трубок была разрушена в процессе измерения. Результаты измерений, проведенных с помощью трубок Пито радиусом 4 мм, в сравнении с данными, полученными в основной серии экспериментов с использованием трубки Пито радиусом 8 мм со сферическим носком, приведены в таблице 2.1, из которой видно, что уменьшение диаметра трубки Пито в 2 раза и использование трубки с другой формой носка (плоский торец) не приводит к существенному изменению регистрируемой величины динамического давления.

Для щелевого сопла 80×15 мм диаметр среза эквивалентного по площади выходного сечения конического сопла составляет 38.3 мм. Таким образом, при рассмотрении течения в одномерной постановке следует ожидать, что щелевое сопло 80×15 мм окажется близким по своим характеристикам к применяемому в установке ВГУ-4 водоохлаждаемому коническому соплу с диаметром выходного сечения 40 мм. Действительно, полученные в работе [80] динамические давления на оси струи, истекающей из конического сопла с выходным сечением диаметром 40 мм при давлении в барокамере 100 гПа и расходе воздуха 2.4 г/с отличаются от приведенных результатов для струи, создаваемой щелевым соплом при тех же условиях, на величину, не превышающую 0.5 гПа. Уместно привести результаты пересчета параметров теплообмена в дозвуковой струе диссоциированного воздуха, истекающей из конического сопла, на условия входа затупленного тела в атмосферу Земли. При давлении в барокамере 100 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона $20 \div 70$ кВт в дозвуковых струях диссоциированного воздуха установки ВГУ-4 реализуются режимы, моделирующие условия теплообмена в окрестности лобовой точки летательного аппарата на высотах от 58 до 67 км при скорости полета от 5.1 до 8.6 км/с и энтальпии набегающего потока от 13.3 до 36.6 МДж/кг [80].

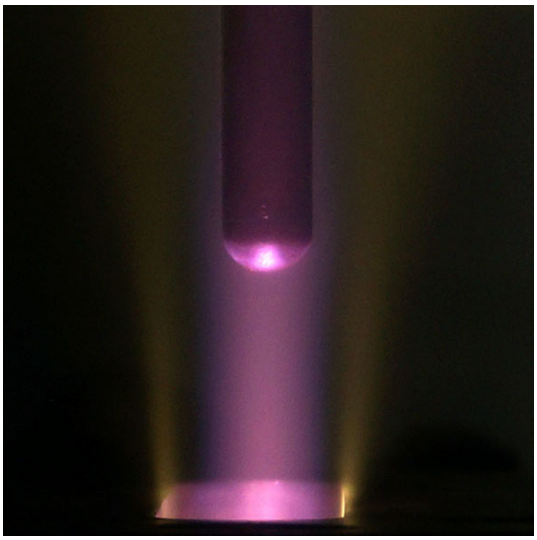
В установке ВГУ-3 были исследованы динамические давления на оси струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла с выходным сечением 200×30 мм. Отличие от методики измерений, применявшейся в установке ВГУ-4, состояло в том, что давление торможения p_0 в струе и статическое

Таблица 2.1 — Динамические давления p_{dyn}, измеренные на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, на расстоянии $z = 20$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм ($p_t = 50$ гПа)

Мощность, кВт	Динамическое давление, гПа		
	Трубка Пито $D = 16$ мм со скруглением	Трубка Пито $D = 8$ мм со скруглением	Трубка Пито $D = 8$ мм с плоским торцом
20	4.63	4.77	4.68
40	7.65	8.02	7.89; 7.39
60	9.99	-	10.04; 10.05



а) Вид спереди

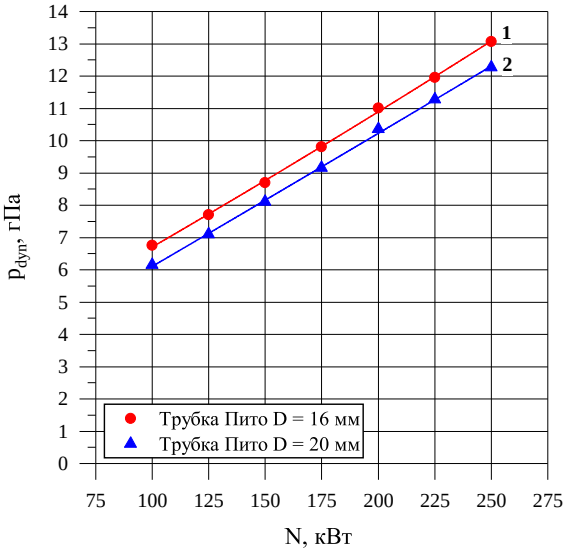


б) Вид сбоку

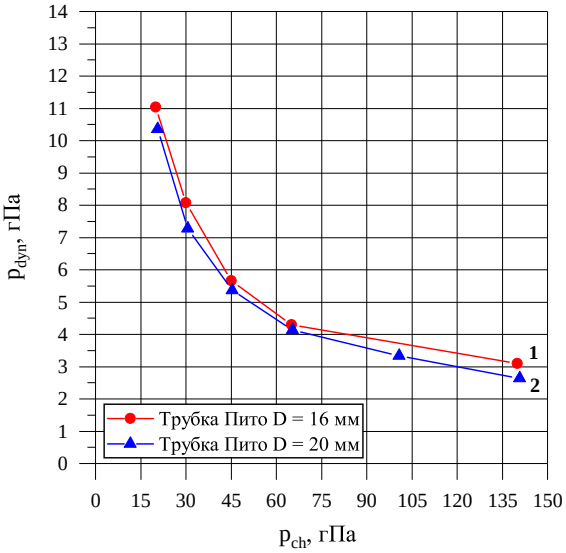
Рисунок 2.9 — Трубка Пито с полусферическим носком радиусом 4 мм в струе воздушной плазмы

давление на стенке барокамеры p_t определялись по показаниям двух независимых преобразователей давления «Элемер» АИР-20/М2-ДА модель 030 (установленный диапазон измерений 0...1100 гПа, предел допускаемой основной приведенной погрешности ±0.1 %). Для измерений использовались медные водоохлаждаемые трубки Пито диаметром 16 и 20 мм с полусферическими носками и диаметрами приемных отверстий 3.5 и 12 мм соответственно. Результаты измерений и фотография трубки Пито диаметром 16 мм в потоке представлены на рисунке 2.10 и в таблицах А.3–А.5 Приложения А.

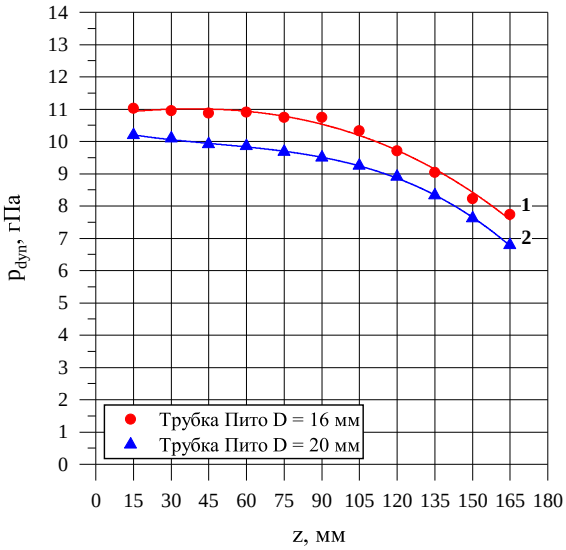
Увеличение диаметра приемного отверстия трубки Пито с 3.5 до 12 мм (кривые 1 и 2 на рисунке 2.10 соответственно) приводит к уменьшению изме-



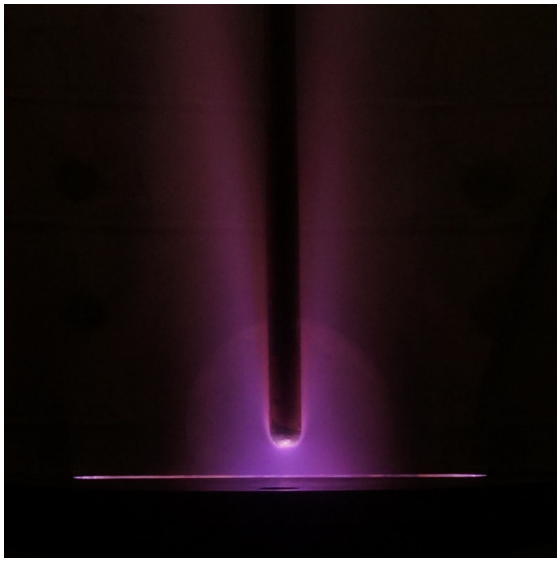
а) $p_{ch} = 20$ гПа, $z = 15$ мм



б) $N = 200$ кВт, $z = 15$ мм



в) $p_{ch} = 20$ гПа, $N = 200$ кВт



г) Трубка Пито (D = 16 мм) в потоке

Рисунок 2.10 — Динамические давления, измеренные на оси струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200 × 30 мм в зависимости от мощности ВЧ-генератора (а), давления в барокамере установки ВГУ-3 (б) и расстояния до выходного сечения сопла (г), а также фотография трубки Пито диаметром 16 мм в процессе измерений (в)

ряемого значения динамического давления не более чем на 9 %, что позволяет сделать заключение об отсутствии высоких поперечных градиентов скорости вблизи оси струи, истекающей из щелевого сопла 200×30 мм. Рисунок 2.10в свидетельствует о высокой дальнобойности формируемой струи, что дает возможность проводить эксперименты с крупногабаритными панелями, обеспечивая их равномерный нагрев.

2.3.2 Оценка скорости потока за выходным сечением щелевого сопла для одного из экспериментальных режимов

Для оценки скорости потока по соотношению (2.2) необходимо сначала определить плотность, которая может быть вычислена только на основе предварительных температурных измерений. Следует заметить, что само по себе определение температуры в струе плазмы является достаточно сложной задачей. Температура может быть получена на основе измерений энтальпии потока [89], однако конструкция используемого в установке ВГУ-4 энтальпиемера [90] не позволяет отбирать достаточную массу газа для рассматриваемого сопла и режимов течения (не достигается «полка» в показаниях энтальпиемера с ростом расхода отбираемого газа). Поэтому для измерения температуры струи плазмы за щелевым соплом оказались доступны только оптические методы [91]. Температура измерялась методом относительных интенсивностей, техника которого описана в [92].

С помощью спектрометра Ocean Optics HR-4000 в интервале длин волн $500 \div 950$ нм был зарегистрирован спектр воздушной плазмы на оси струи вблизи выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм при мощности ВЧ-генератора плазмотрона 70 кВт и давлении в барокамере установки 50 гПа (рисунок 2.11).

Изображение исследуемого участка струи строилось в плоскости приемного отверстия световода диаметром 600 мкм с помощью фотообъектива «Индустар-37» с фокусным расстоянием 300 мм. Время накопления спектра составляло 1.2 с. Спектрометр в паре со световодом предварительно был откалиброван с помощью комбинированного источника излучения DH-2000-CAL с дейтериевой и вольфрамовой лампами.

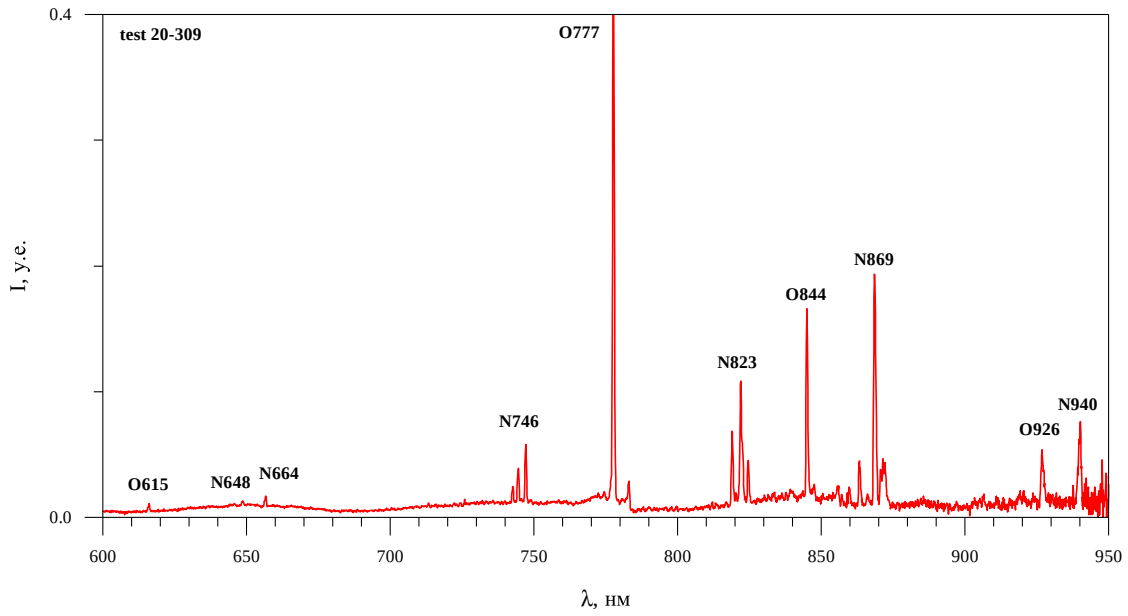


Рисунок 2.11 — Спектр воздушной плазмы на оси струи за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм при давлении 50 гПа и мощности ВЧ-генератора плазмотрона 70 кВт

В предположении локального термодинамического равновесия плазмы (ЛТР) температура T может быть определена из соотношения [92]:

$$\frac{I_{ki}}{I_{li}} = \frac{g_k}{g_l}\frac{A_{ki}}{A_{li}}\frac{\lambda_{li}}{\lambda_{ki}}e^{-\frac{E_k-E_l}{kT}} \longrightarrow T = \frac{E_l - E_k}{k\ln\frac{I_{ki}g_lA_{li}\lambda_{ki}}{I_{li}g_kA_{ki}\lambda_{li}}} \tag{2.6}$$

где g_k и g_i – статистические веса верхних уровней, A_{ki} и A_{li} – вероятности переходов, λ_{li} и λ_{ki} – длины волн, E_k и E_l – энергии верхних уровней.

Погрешность метода тем меньше, чем больше разность энергий верхних энергетических уровней используемых линий и чем точнее известны вероятности переходов. Для измерений по методу относительных интенсивностей были выбраны кислородные линии: 615, 777, 844 и 926 нм. Статистические веса, вероятности переходов и энергии верхних уровней для выбранных линий принимались по базе данных National Institute of Standards and Technology [93].

Температура на оси дозвуковой струи воздушной плазмы вблизи выходного сечения щелевого сопла 80 × 15 мм при давлении 50 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 70 кВт составила $\sim$ 6600 К.

С. А. Васильевским проведен расчет плотности воздушной плазмы в зависимости от температуры при постоянном давлении 50 гПа. Расчет плотности

по заданным параметрам (p, T) сделан на основе численного решения уравнений химического равновесия Гульдберга-Вааге (реакции диссоциации) и Саха (реакции ионизации). Константы равновесия для всех компонент, кроме вторых ионов, определялись по стандартным аппроксимационным формулам для приведенной энергии Гиббса, полученным в [94]. Для вторых ионов константы равновесия определялись по дополнительным аппроксимационным формулам [95]. Плотность смеси определялась из уравнения состояния идеального газа.

С учетом измеренной температуры и соответствущей ей плотности по формуле (2.1) оценена скорость v за выходным сечением щелевого сопла, составившая 1250 м/с.

Для трубки Пито радиусом 4 мм в рассмотренном режиме течения число Рейнольдса $Re \approx 40$. С учетом коэффициента давления $\xi(Re)$ (формула (2.3)) скорость $v = 1330$ м/с.

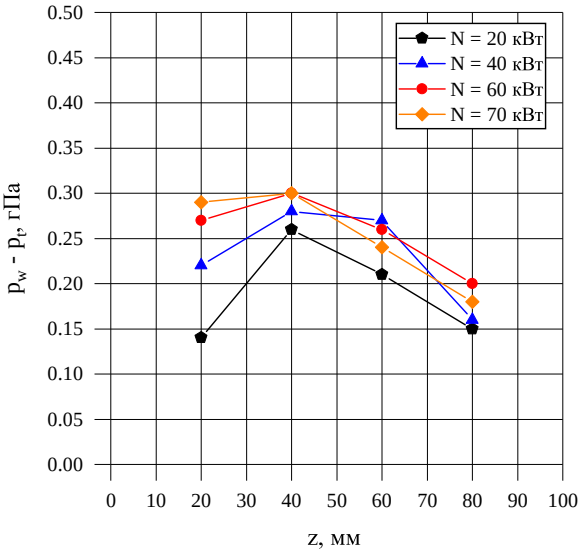
2.3.3 Давления на поверхности пластины под углом атаки

Для измерения давлений на плоской поверхности, обтекаемой под углом атаки струями воздушной плазмы в установке ВГУ-4, была изготовлена медная водоохлаждаемая модель-пластина размерами 100×100 мм (рисунок 2.12) с четырьмя приемными отверстиями, расположенными вдоль оси симметрии (на расстоянии 20, 40, 60 и 80 мм от ее нижнего края), которые могут поочередно подключаться к дифференциальному преобразователю давления «Элемер» АИР-20/М2-ДД с помощью четырехпозиционного вентиля.

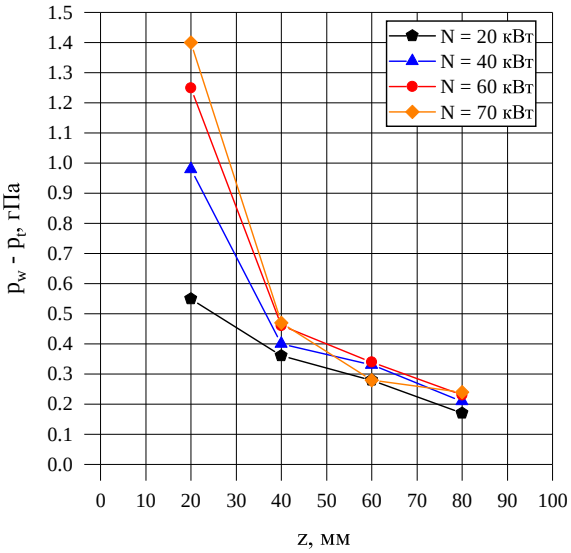
В процессе измерений определялась разность между давлением на поверхности пластины p_w и статическим давлением на стенке барокамеры p_t. Измерения были проведены при давлении в барокамере установки 50 гПа, углах атаки 0°, 15° и 30° и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию $20 \div 70$ кВт. Пластина устанавливалась таким образом, что линия нижней кромки совмещалась с краем выходного сечения щелевого сопла, зазор отсутствовал. Результаты измерений представлены на рисунке 2.13. Как видно из рисунка 2.13 избыточные давления на поверхности пластины на расстоянии от ее нижней кромки $40 \div 60$ мм малы и для всех углов атаки лежат в интервале от 0.15 до 0.50 гПа. Относительно высокие (от 0.55 до 1.85 гПа)

Рисунок 2.12 — Медная водоохлаждаемая модель-пластина с четырьмя приемными отверстиями на оси симметрии для измерения давлений

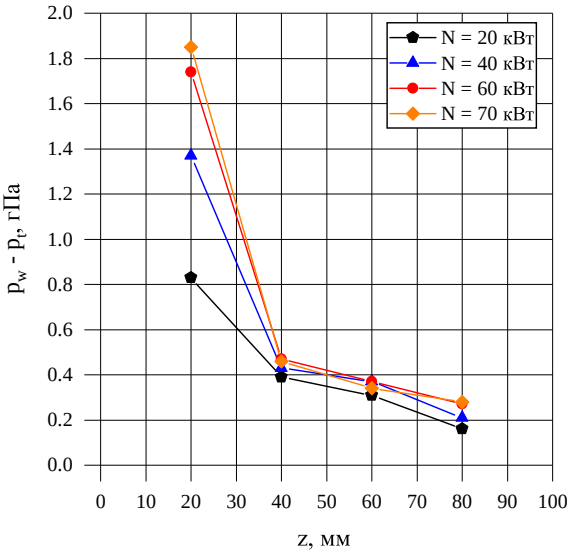
значения избыточного давления, зарегистрированные на расстоянии $z = 20$ мм от нижней кромки пластины при углах атаки 15° и 30°, могут быть объяснены тем, что в этой области происходит натекание струи на поверхность и ее поворот, в то время как остальные приемные отверстия расположены уже на участке, где реализуется продольное течение. При угле атаки 0° вблизи первого приемного отверстия избыточные давления малы (особенно при низкой мощности), поскольку область присоединения расширяющейся струи плазмы к поверхности расположена выше.



а) Угол атаки 0°



б) Угол атаки 15°



в) Угол атаки 30°

Рисунок 2.13 — Избыточные давления, измеренные на оси симметрии медной пластины 100 × 100 мм, установленной за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм в зависимости от угла атаки, расстояния до нижней кромки пластины z и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию N

2.4 Визуализация течения у поверхности пластины под углом атаки

При моделировании теплообмена на пластине в индукционном плазмотроне реализуется трехмерное течение: закрученный поток плазмы из разрядного канала проходит через щелевое сопло и обтекает плоскую поверхность под углом атаки, при этом может иметь место отклонение линий тока от направления вертикальной оси симметрии, обусловленное остаточной закруткой потока плазмы. Для лучшего понимания данного явления потребовалось разработать метод визуализации течения, адекватный условиям экспериментов в установке ВГУ-4.

Приемы визуализации, основанные на стандартной фотосъемке и высокоскоростной видеосъемке [96; 97], малоинформативны, когда требуется определить направление линий тока на поверхности пластины. Был протестирован подход, основанный на вдуве химически реагирующего газа в пограничный слой. Вдув газа с поверхности модели в набегающий плазменный поток использовался для моделирования процесса пиролиза разрушаемых теплозащитных материалов в работах [98—100]. Для качественной визуализации течения предложенным методом требовалось получить у поверхности пластины хорошо различимые на фото и термовизонных изображениях факелы от вдуваемого газа, ориентированные вдоль направлений линий тока основного течения. В качестве пробной модели была изготовлена медная водоохлаждаемая пластина размерами 50×50 мм с 5-ю инжекционными отверстиями диаметром 0.3 мм, равномерно распределенными вдоль нижнего края (на расстоянии 10 мм от него). Пластина устанавливалась под различными углами атаки за выходным сечением щелевого сопла 40×8 мм. Через инжекционные отверстия в набегающий поток вдувался ацетилен. В результате наблюдались вытянутые факелы голубого цвета, поджатые потоком к поверхности пластины (рисунок 2.14). Интенсивность излучения образующихся струй была существенно выше, чем у основного потока. На рисунке 2.15 приведены спектр воздушной плазмы и спектр воздушной плазмы при вдуве в поток ацетилена, которые были получены с помощью дифракционного спектрометра Ocean Optics HR-4000 в рамках одного эксперимента при времени накопления спектра 100 мс. При вдуве ацетилена в воздушную плазму существенно возрастает интенсивность излучения

циана CN [101], хорошо различимы полосы Свана C_2 и неразрешенный триплет кислорода O (777 нм) [93]. На рисунке 2.14 можно наблюдать отклонение линий тока от вертикальной оси, связанное с остаточной закруткой набегающего потока. Угол отклонения линий тока изменялся в зависимости от угла атаки и режима работы плазмотрона (давления, расхода воздуха, мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию).

а) Вид спереди

б) Вид под углом

Рисунок 2.14 — Вид струй ацетилена в пограничном слое на поверхности пластины

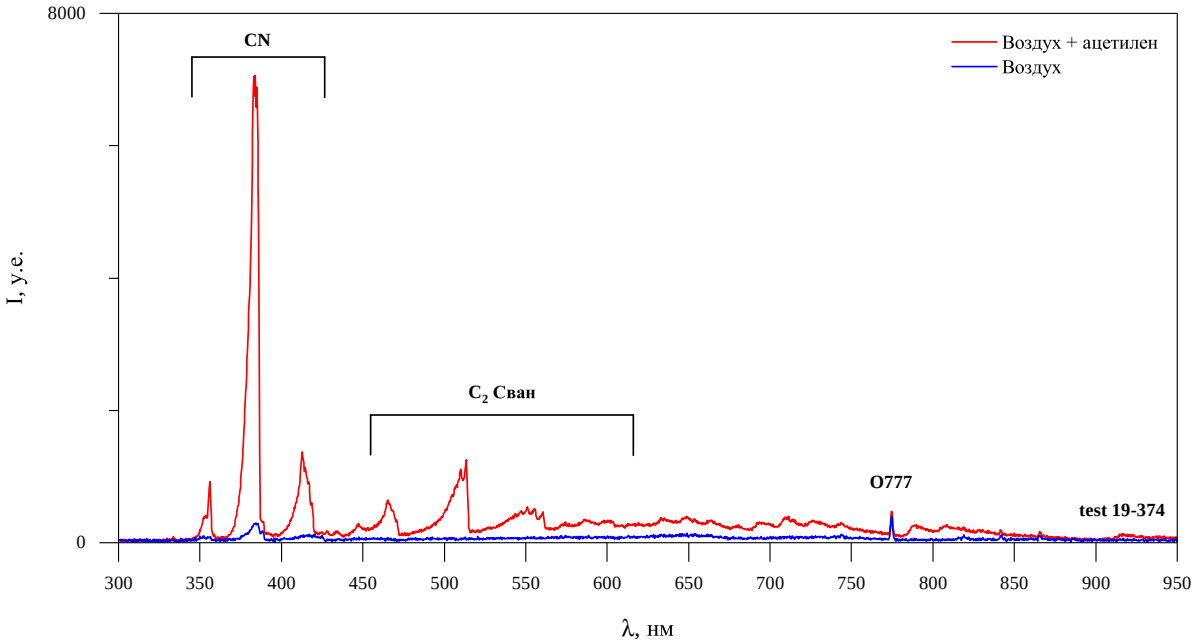


Рисунок 2.15 — Спектр воздушной плазмы и спектр воздушной плазмы при вдуве в поток ацетилена

Проведенные эксперименты показали принципиальную возможность визуализации течения у поверхности пластины предложенным методом. Для визуализации течения при использовании щелевого сопла 80 × 15 мм была изготовлена усовершенствованная медная водоохлаждаемая пластина размерами 100 × 100 мм с 14-ю инжекционными отверстиями на поверхности. В последующих экспериментах с данной моделью вместо ацетилена в поток вдувался пропан. С помощью термовизора Тандем VS415-U были получены термоизображения образующихся факелов при углах атаки 0° и 15°, давлениях в барокамере установки 50 и 100 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощностях ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 40 и 60 кВт. На рисунке 2.16 представлен пример термовизионного изображения, зарегистрированного при вдуве пропана через инжекционные отверстия (выбрана цветовая палитра, позволяющая максимально контрастно выделить образующиеся факелы на фоне поверхности пластины).

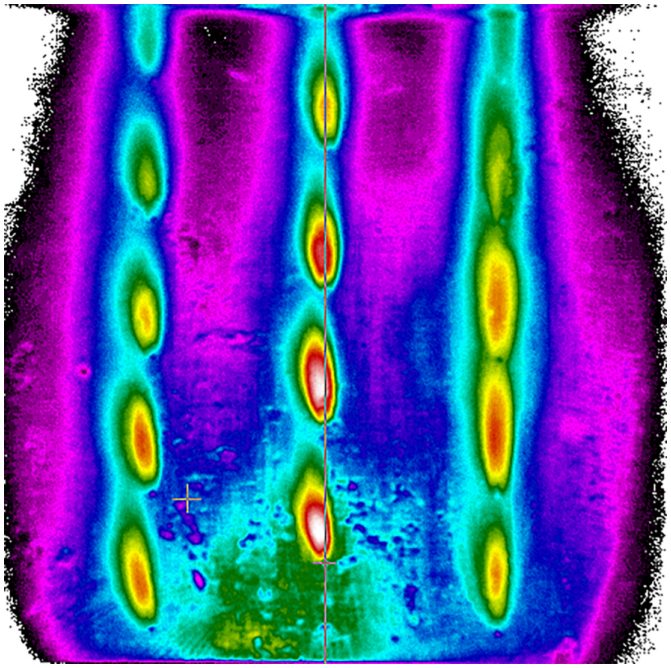


Рисунок 2.16 — Термовизионное изображение пластины при вдуве через инжекционные отверстия пропана в набегающий поток воздушной плазмы

Графически были определены углы наклона образующихся факелов к вертикальной оси. Во всех экспериментах наблюдалось отклонение факелов в сторону, совпадающую с направлением закрутки потока на входе в разрядный канал плазмотрона. Таким образом, опытным путем было установлено, что остаточная закрутка потока сохраняется при выходе из щелевого сопла и влияет на обтекание модели. Максимальный угол отклонения факела пропана

относительно вертикальной оси составил 19° и наблюдался при давлении в барокамере 100 гПа, мощности ВЧ-генератора плазмотрона 40 кВт и угле атаки 15°. С ростом подводимой мощности угол наклона факелов (а значит, и линий тока) снижается, прослеживается слабая тенденция к росту угла наклона с увеличением давления в барокамере установки. Наибольшие углы наклона наблюдались для факела, истекающего из отверстия, расположенного у нижней кромки пластины на вертикальной оси симметрии. Малые углы наклона факелов в правой части пластины, вероятно, объясняются тем, что эффекты, обусловленные отклонением линий тока вправо из-за расширения струи при выходе из щелевого сопла и отклонением линий тока влево из-за остаточной закрутки потока, компенсируют друг друга.

2.5 Выводы

Экспериментальные исследования показали, что щелевые сопла не оказывают существенного влияния на область существования разряда в плазмотроне ВГУ-4. Таким образом, эксперименты с использование щелевых сопел могут проводиться во всем рабочем диапазоне мощностей ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию (от 12 до 72 кВт).

С помощью трубок Пито были измерены динамические давления в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха за щелевым соплами 80×15 мм (в установке ВГУ-4) и 200×30 мм (в установке ВГУ-3) в зависимости от давления в барокамере и мощности ВЧ-генератора по анодному питанию. Динамические давления на оси струи, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм, оказались близки к динамическим давлениям на оси струи, истекающей из конического сопла с выходным сечением диаметром 40 мм, при тех же режимах работы установки. Оценена скорость на оси струи вблизи выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм при давлении в барокамере 50 гПа и мощности ВЧ-генератора по анодному питанию 70 кВт, составившая 1330 м/с. Отмечена высокая дальнобойность струи, истекающей из щелевого сопла 200×30 мм установки ВГУ-3, что дает возможность проводить эксперименты с крупногабаритными панелями, обеспечивая их равномерный нагрев.

Измерения давлений на плоской поверхности медной водоохлаждаемой модели-пластины размерами 100×100 мм, обтекаемой под углом атаки струями воздушной плазмы в установке ВГУ-4 при мощности ВЧ-генератора по анодному питанию $20 \div 70$ кВт, показали, что избыточные давления на поверхности пластины на расстоянии от ее нижней кромки $40 \div 60$ мм малы и для всех рассмотренных углов атаки ($0°$, $15°$ и $30°$) лежат в интервале от 0.15 до 0.50 гПа.

Предложен новый метод визуализации течения у поверхности пластины, обтекаемой потоком высокоэнтальпийного воздуха, основанный на вдуве пропана или ацетилена в пограничный слой. Проведенные эксперименты показали возможность визуализации течения у поверхности пластины предложенным методом. При обтекании пластины, установленной под углом атаки за щелевым соплом плазмотрона ВГУ-4, наблюдается систематическое отклонение линий тока от вертикальной оси из-за остаточной закрутки потока. С ростом подводимой мощности угол отклонения снижается.

Полученные в Главе 2 данные дают возможность для быстрого и конструктивного выбора оптимальных режимов работы установок ВГУ-4 и ВГУ-3 и конфигурации эксперимента при исследовании теплообмена пластины под углом атаки, позволяют подобрать параметры таким образом, чтобы минимизировать негативные эффекты, связанные с отклонением струи от вертикальной оси из-за закрутки потока и ее недостаточной дальнобойностью.

Глава 3. Экспериментальное исследование теплообмена в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов

3.1 Введение

Интенсивность теплообмена на поверхности, обтекаемой диссоциированным газовым потоком, зависит от ее каталитических свойств по отношению к реакции гетерогенной рекомбинации атомов [102; 103].

В Главе 3 представлены результаты экспериментальных исследований теплообмена металлов и кварца в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 ИПМех РАН. С учетом полученных данных, для исследования теплообмена пластины под углом атаки выбраны два предельных случая — теплообмен на высококаталитической медной поверхности и теплообмен на поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» с низкокаталитическим покрытием. Наряду с определением тепловых потоков к указанным типам поверхностей в широком диапазоне режимов, были изучены некоторые частные случаи теплообмена пластин. Проведен эксперимент по нагреву в высокоэнтальпийном воздушном потоке образца теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием, спектральная степень черноты которого имела выраженную зависимость от длины волны, что затрудняло диагностику традиционными средствами оптической пирометрии. Для точного определения температуры поверхности образца использован метод спектральной пирометрии. Также в установке ВГУ-4 были реализованы режимы, позволившие наблюдать эффект сверхравновесного нагрева при резком изменении каталитических свойств поверхности.

3.2 Влияние каталитических свойств материалов на тепловой поток

Некоторые ранние эксперименты по исследованию явления катализа на поверхности, обтекаемой диссоциированным газом, проводились на пластинах [104], однако гораздо удобнее при определении каталитических свойств материалов по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов использовать осесимметричные образцы и модели [4; 105—107]. Осесимметричная конфигурация эксперимента повышает точность измерений скоростных напоров и тепловых потоков в высокоэнтальпийных струях и существенно упрощает задачу численного моделирования течения. Последнее особенно важно, поскольку при определении эффективных коэффициентов рекомбинации γ_w материалов, нагреваемых в струях ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4, применяется комбинированный расчетно-экспериментальный метод [108]. Для быстрого анализа экспериментальных данных в случае осесимметричной модели могут использоваться упрощенные аналитические формулы, как в [78], где при определении энтальпии тепловой поток от равновесного пограничного слоя к критической точке затупленного тела, обтекаемого диссоциированным воздухом, в случае абсолютно каталитической поверхности вычисляется по упрощенной формуле Фэя-Ридделла [109; 110]:

$$q_w = 0.763 Pr^{-0.6} (\rho_e \mu_e)^{0.5} \beta^{0.5} (\frac{\rho_w \mu_w}{\rho_e \mu_e})(h_e - h_w) \times \\ \times [1 + (Le^{0.52} - 1)(\frac{C_{O_e} h_O^0 + C_{N_e} h_N^0}{h_e})] \quad (3.1)$$

где h – энтальпия, β – градиент скорости (определяется из численного расчета), ρ – плотность, μ – вязкость, C_O и C_N – массовые концентрации атомов кислорода и азота; нижние индексы e, w обозначают величины на внешней границе пограничного слоя и на поверхности тела в критической точке; h_O^0, h_N^0 – удельные энтальпии образования атомов O и N; Pr, Le – числа Прандтля и Льюиса.

Таким образом, предварительные эксперименты по определению тепловых потоков к поверхностям различных материалов, обтекаемых струями диссоциированного воздуха, рациональнее провести на осесимметричных мо-

делях и, получив начальные сведения об их каталитических свойствах, перейти к исследованию теплообмена пластины под углом атаки.

3.3 Теплообмен на охлаждаемых поверхностях металлов и кварца в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха

Тепловые потоки в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 определялись в области лобовой точки водоохлаждаемой цилиндрической медной модели диаметром 50 мм с плоским носком и скругленной боковой кромкой радиусом 11.5 мм, соответствующей геометрии так называемой «Евромодели» (ESA standard model). Во всех экспериментах модель была расположена на оси дозвуковой струи. В носовой части модели устанавливались проточные стационарные датчики (калориметры) с тепловоспринимающей поверхностью из металла или кварца высокой химической чистоты (рисунок 3.1).

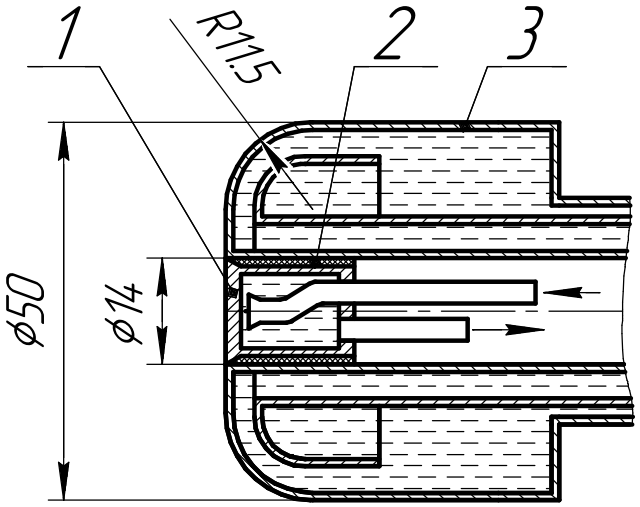


Рисунок 3.1 — Медная водоохлаждаемая модель с проточным калориметром (датчиком теплового потока) внутри
1 – калориметр, 2 – фторопластовая втулка, 3 – водоохлаждаемая модель

Методика измерений тепловых потоков с помощью водоохлаждаемых стационарных калориметров описана в [111]. Калориметры были теплоизолированы от стенок модели с помощью фторопластовой втулки. Диаметр тепловоспринимающей поверхности калориметров составлял 14 мм. Толщины металлических стенок у проточных калориметров были равны 1 мм, у двух

кварцевых датчиков толщины стенок составляли 0.61 и 0.81 мм. Металлические внешние поверхности калориметров перед каждым экспериментом полировались и обрабатывались спиртом.

Массовый расход охлаждающей воды g_{water} в калориметре измерялся поплавковым ротаметром, калибровка которого осуществлялась непосредственно перед экспериментом методом проливки. Разность температур охлаждающей воды на выходе из калориметра и на входе в него измерялась экранированной дифференциальной термопарой хромель-алюмель.

Плотность теплового потока q_w к поверхности калориметра определялась из соотношения:

$$q_w = \frac{g_{water} \cdot C \cdot dT}{A} \tag{3.2}$$

где g_{water} - массовый расход охлаждающей воды, C - удельная теплоемкость воды, dT - разность температур охлаждающей воды на выходе из калориметра и на входе в него, A - площадь тепловоспринимающей поверхности калориметра.

Погрешность определения теплового потока описанным методом составляет порядка 10 % [44].

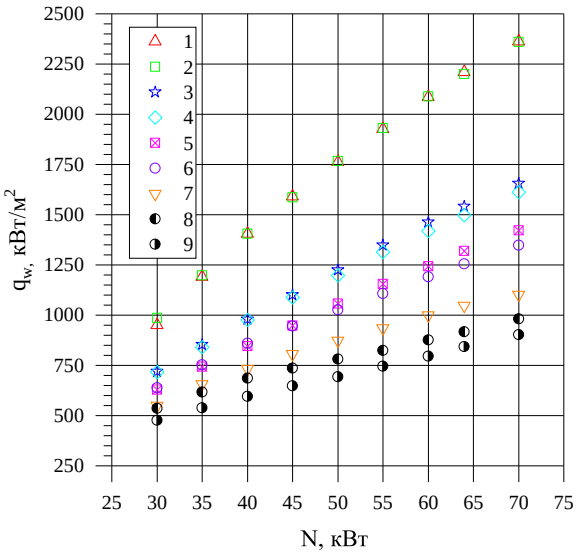
Эксперименты по теплообмену охлаждаемых поверхностей металлов и кварца в установке ВГУ-4 проведены в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из разрядного канала диаметром 80 мм, в диапазоне мощности ВЧ-генератора по анодному питанию $N = 30 \div 70$ кВт при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$, 100 гПа и расходе воздуха $g_{air} = 2.4$ г/с. Модель была расположена на расстоянии 60 мм от выходного сечения разрядного канала. Были определены тепловые потоки к поверхности меди (Cu), серебра (Ag), тантала (Ta), молибдена (Mo), бериллия (Be), ниобия (Nb), золота (Au) и кварца высокой химической чистоты (SiO_2). Результаты измерений тепловых потоков в зависимости от мощности ВЧ-генератора и давления в барокамере установки ВГУ-4 представлены на рисунке 3.2 и в таблицах А.6, А.7 Приложения А.

Эксперименты по теплообмену охлаждаемых поверхностей металлов в установке ВГУ-3 проведены в дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из конического водоохлаждаемого сопла с диаметром выходного сечения 60 мм, в диапазоне мощности ВЧ-генератора по анодному питанию $N = 100 \div 300$ кВт, при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$, 100 гПа и расходе

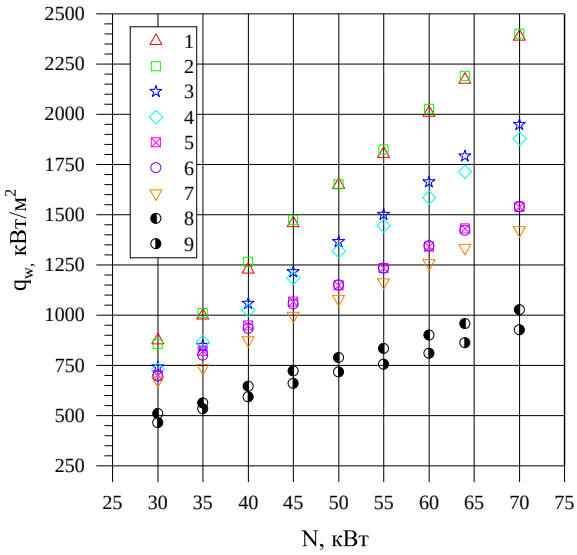
воздуха $g_{air} = 11$ г/с. Модель была расположена на расстоянии 60 мм от выходного сечения сопла. Были определены тепловые потоки к поверхности меди (Cu), молибдена (Mo) и ниобия (Nb). Результаты измерений тепловых потоков в зависимости от мощности ВЧ-генератора и давления в барокамере установки ВГУ-3 представлены на рисунке 3.3 и в таблицах А.8, А.9 Приложения А.

Наибольшие тепловые потоки зарегистрированы на датчиках из серебра и меди. Тепловые потоки, реализуемые на охлаждаемых поверхностях золота, тантала, бериллия и ниобия, оказались ниже, чем у меди и серебра. Наименьший тепловой поток среди металлов зарегистрирован на поверхности молибдена. Минимальные тепловые потоки реализованы на датчиках с тепловоспринимающей поверхностью из кварца. По приведенным экспериментальным данным в [21] определены эффективные коэффициенты каталитической рекомбинации атомов азота и кислорода γ_w на поверхности исследованных материалов. В рассмотренных режимах обтекания дозвуковыми струями диссоциированного воздуха охлаждаемые поверхности меди и серебра ($T_w = 300$ K) могут рассматриваться как эталонные абсолютно каталитические поверхности по отношению к рекомбинации атомов N и O. Молибден и кварц относятся к низкокаталитическим материалам в дозвуковых потоках диссоциированного воздуха. Наблюдается качественное совпадение шкал каталитичности материалов, полученных с использованием установок ВГУ-4 и ВГУ-3.

Представленные результаты наглядно демонстрируют влияние каталитических свойств поверхности, нагреваемой в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов, на тепловой поток. Максимально широкий диапазон тепловых потоков к поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки, можно получить, рассмотрев два предельных случая: пластина с абсолютно каталитической поверхностью (максимальные тепловые потоки) и пластина с низкокаталитической поверхностью (близкие к минимальным тепловые потоки). В качестве материала для модели с эталонной абсолютно каталитической поверхностью решено использовать бескислородную медь. Для исследования теплообмена пластины с низкокаталитической поверхностью, учитывая накопленный в ИПМех РАН опыт по отработке тепловой защиты орбитального корабля «Буран» [5], решено использовать теплозащитные плитки из материала ТЗМК-10 (на основе кварцевого волокна) с низкокаталитическим покрытием [112; 113].



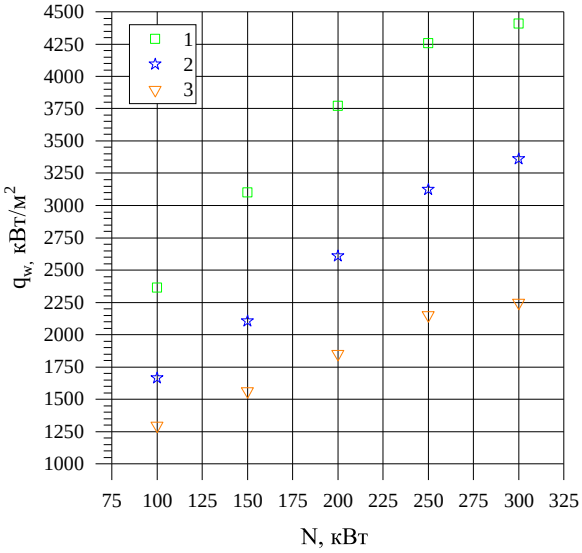
а) $p_{ch} = 50$ гПа



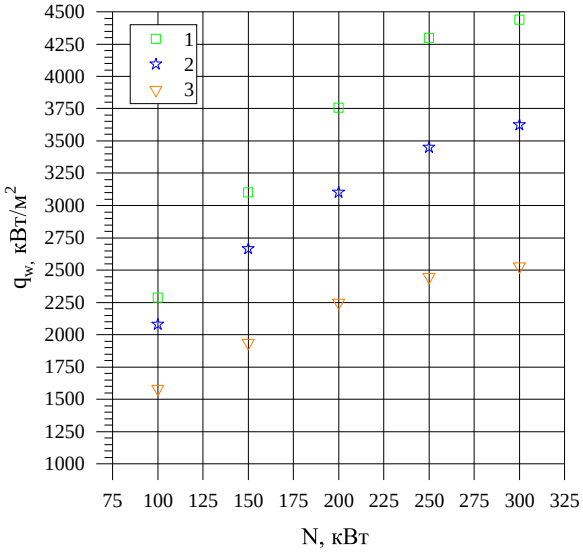
б) $p_{ch} = 100$ гПа

Рисунок 3.2 — Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4

1 – Ag; 2 – Cu; 3 – Nb; 4 – Au; 5 – Ta; 6 – Be; 7– Mo; 8 и 9 – кварц с толщинами датчиков 0.61 и 0.81 мм



а) $p_{ch} = 50$ гПа



б) $p_{ch} = 100$ гПа

Рисунок 3.3 — Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3

1 – Cu; 2 – Nb; 3 – Mo

3.4 Определение тепловых потоков к высококаталитической медной поверхности пластины

Для измерений тепловых потоков к высококаталитической медной поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки высокоэнтальпийным газовым потоком, использовались медные неохлаждаемые модели с интегрированными в них нестационарными калориметрическими датчиками тепловых потоков (калориметрами). Выбранная методика измерения достаточно распространена. Аналогичные датчики используются в Исследовательском центре Эймса [114], Университете штата Вермонт (The University of Vermont) [99] и в ЦНИИМаш [106]. Датчики устанавливались в пластины, как это показано на рисунке 3.4. Каждый датчик представлял собой цилиндр из бескислородной меди с термопарой типа К на тыльной стороне. В зазор между калориметром и моделью вставлялись кевларовые нити, чтобы исключить прямой тепловой контакт между его боковой поверхностью и моделью.

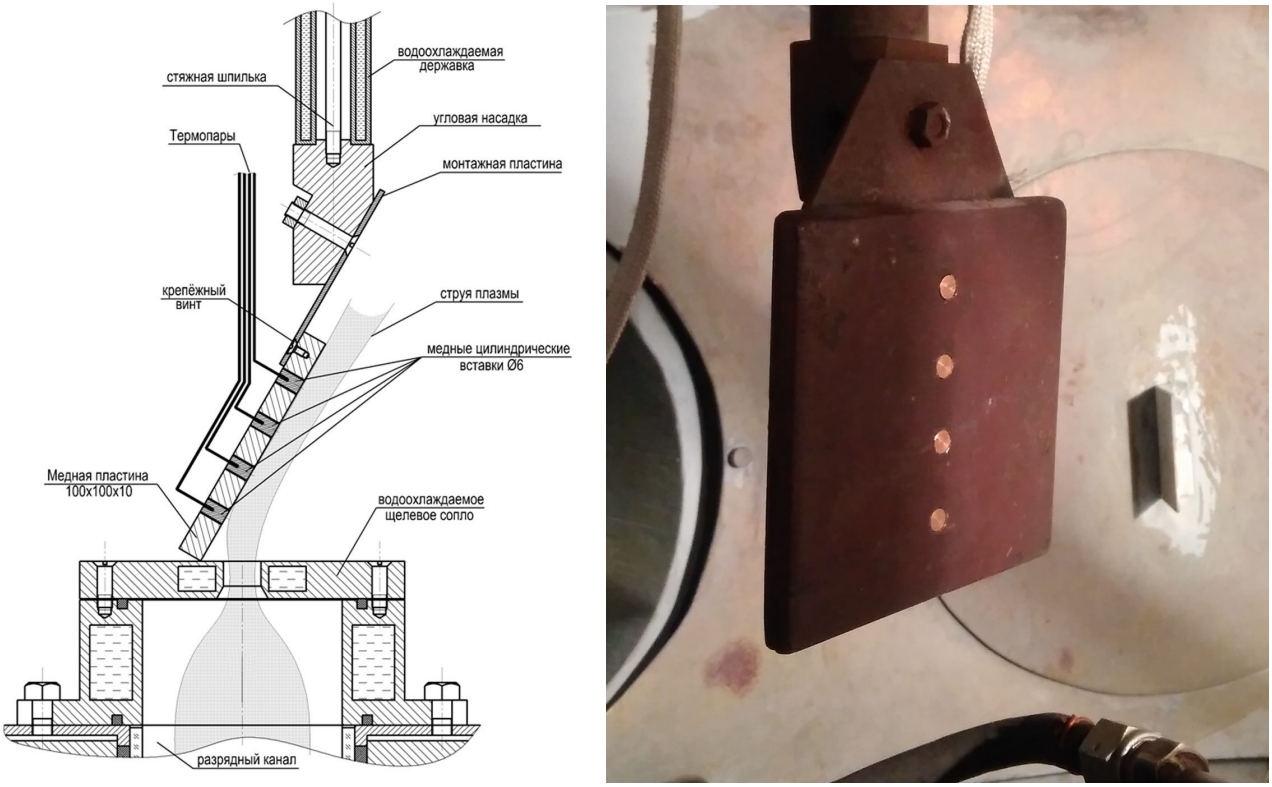


Рисунок 3.4 — Модель-пластина для измерения тепловых потоков в установке ВГУ-4

Техника измерений тепловых потоков с помощью нестационарных калориметрических датчиков описана в [115]. В ходе эксперимента регистрируется изменение температуры на тыльной стороне датчика, плотность теплового потока определяется из соотношения:

$$q_w = \frac{M \cdot C \cdot \Delta T}{A \cdot \Delta t} \tag{3.3}$$

где M – масса датчика, C – удельная теплоемкость материала датчика; A – площадь нагреваемой поверхности датчика; $\frac{\Delta T}{\Delta t}$ – регистрируемая скорость роста температуры.

Типичные графики изменения температуры датчиков в процессе эксперимента показаны на рисунке 3.5. Для определения скорости роста температуры выбирают линейный участок полученной кривой, соответствующий установившемуся режиму нагрева.

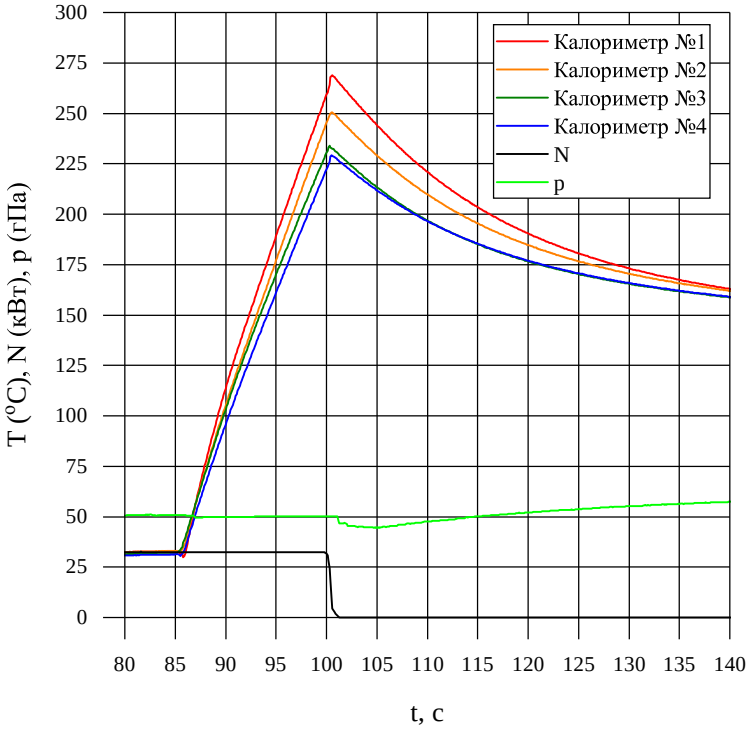


Рисунок 3.5 — Типичные графики изменения температуры тыльной поверхности датчиков тепловых потоков в процессе эксперимента

При измерениях теплового потока важна минимизация теплопередачи от датчика к модели, в которой он установлен. В [115] принято, что допускаемые тепловые потери не должны превышать 5 %. Путем сравнения темпа повышения температуры нагреваемого калориметра с темпом снижения температуры калориметра в начальный момент его остывания проведена оценка тепловых

потерь для использовавшихся датчиков (методика подобной оценки описана в работе [116]). Определенные таким образом тепловые потери не превышали 2.5 %. На получаемые с помощью нестационарного калориметрического датчика значения тепловых потоков также могут влиять погрешности измерения массы датчика, площади тепловоспринимающей поверхности и изменения температуры тыльной поверхности; неопределенность значения теплоемкости материала датчика; состояние тепловоспринимающей поверхности (наличие загрязнений и оксидной пленки). В [117; 118] показано, что погрешность измерений, проводимых с помощью нестационарных калориметрических датчиков с термопарной регистрацией составляет от 5 до 10 %.

В качестве дополнительной проверки корректности выбранного метода измерения, проведено сравнение тепловых потоков, получаемых с помощью нестационарных медных калориметрических датчиков и с использованием водоохлаждаемых медных калориметров в условиях обтекания осесимметричной модели дозвуковыми струями воздушной плазмы, создаваемыми высокочастотным индукционным плазмотроном ВГУ-4. На рисунке 3.6 показаны значения тепловых потоков в критической точке медной модели в форме цилиндра с плоским торцом диаметром 20 мм, определенные с использованием нестационарных медных калориметров разного диаметра в сравнении с данными для водоохлаждаемого калориметра [80]. Наблюдается хорошее совпадение тепловых потоков.

Водоохлаждаемые калориметры целесообразно использовать в экспериментальных исследованиях процессов чувствительных к точности измерений (например, катализа). В случаях, когда установка водоохлаждаемого калориметра из-за особенностей геометрии модели затруднена (именно к таким моделям относится плоская пластина), для определения теплового потока могут применяться нестационарные калориметрические датчики.

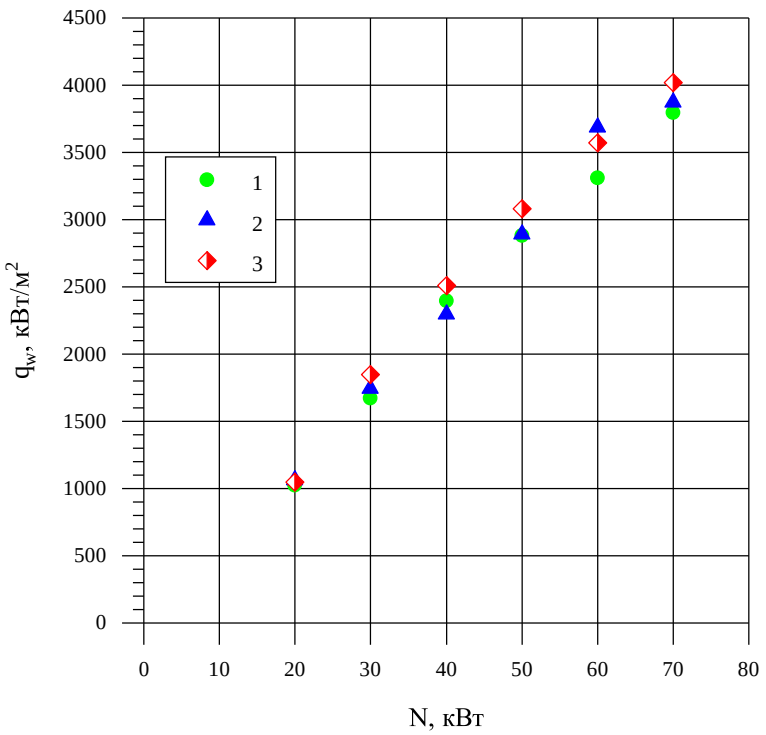


Рисунок 3.6 — Тепловые потоки к поверхности медной модели в форме цилиндра с плоским торцом диаметром 20 мм, полученные с помощью различных датчиков

1 - нестационарный калориметр диаметром 11.8 мм; 2 - нестационарный калориметр диаметром 6 мм; 3 - водоохлаждаемый калориметр диаметром 11.8 мм

3.4.1 Теплообмен медной пластины в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевых сопел с выходными сечениями 80×15 мм и 120×9 мм

В экспериментах со щелевыми соплами, имеющими выходные сечения размерами 80×15 мм и 120×9 мм, применялась медная модель-пластина размерами $100 \times 100 \times 10$ мм. Датчики располагались вдоль вертикальной оси симметрии пластины (на расстоянии 20, 40, 60 и 80 мм от нижнего края ее лицевой поверхности). Масса каждого датчика составляла 2.51 ± 0.01 г, диаметр — 6 мм, высота — 10 мм. Эксперименты проводились в плазмотроне ВГУ-4 при массовом расходе воздуха 2.4 г/с. Картина обтекания медной пластины потоком при использовании щелевого сопла 80×15 мм представлена на рисунке 3.7. Тепловые потоки определялись при давлении в барокамере установки 50 и 100 гПа для диапазона мощностей анодного питания от 20 до 70 кВт, модель-пластина устанавливалась под углами 0°, 5°, 15° и 30° и вводилась в струю

таким образом, что линия нижней кромки пластины совмещалась с краем выходного сечения щелевого сопла, зазор отсутствовал.

а) $N = 20$ кВт б) $N = 40$ кВт

Рисунок 3.7 — Медная модель-пластина размерами $100 \times 100 \times 10$ мм в дозвуковой струе воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла с размерами выходного сечения 80×15 мм

Результаты измерения тепловых потоков в струях диссоциированного воздуха, истекающих из щелевого сопла с размерами выходного сечения 80×15 мм, представлены на рисунках 3.8, 3.9 и в таблицах А.10–А.17 Приложения А.

С целью оценки повторяемости результатов тепловые потоки при давлении 50 гПа и угле атаки 5° определялись из серий по пять измерений для каждого значения мощности. Зависимости 1–5 на рисунке 3.8б построены на основе осреднения полученных величин. Отклонение значений в отдельных экспериментах от среднего не превышало 2.5 %. Между сериями экспериментов модель и сопло не демонтировались из установки.

Для мощности 30 кВт проведены дополнительные эксперименты, в которых сопло и пластина заново монтировались в установке. В точках, удаленных на расстояние 40 и 60 мм от нижнего края пластины, полученные величины находятся в определенном для предыдущей серии пусков коридоре значений. В точках, расположенных на расстоянии 20 и 80 мм от нижнего края пластины, тепловой поток отличался от среднего для основной серии пусков на 8.4 и 3.6 % соответственно.

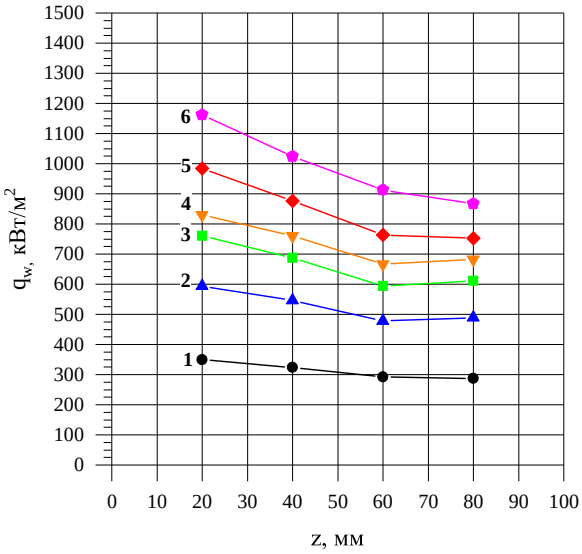
Относительно большой разброс значений тепловых потоков в точке, удаленной на 20 мм от нижнего края пластины, можно объяснить тем, что в этой области происходит поворот истекающей из щелевого сопла струи плазмы, что приводит к уменьшению толщины пограничного слоя. Тепловой поток в этом случае оказывается чувствителен даже к незначительному изменению положения пластины относительно выходного сечения сопла. В точке, удаленной на 80 мм от нижнего края пластины, результаты измерений могут быть подвержены влиянию явлений отрыва потока на задней кромке пластины и/или начала распада струи.

В дальнейших экспериментах с медными моделями-пластинами повторные измерения тепловых потоков не проводились.

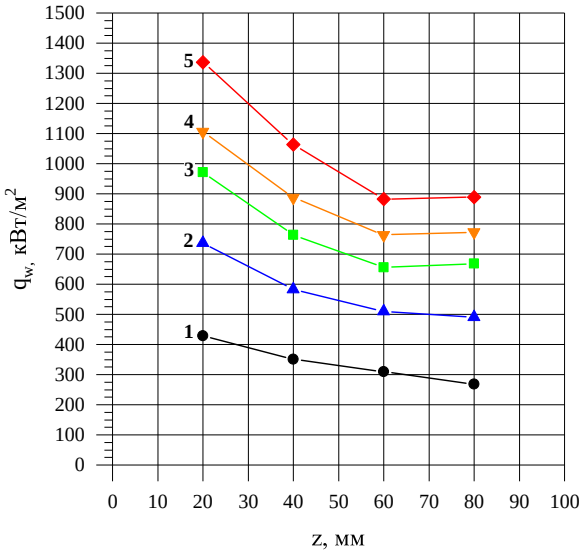
При сравнении рисунков 3.8 и 3.9 видно, что при давлении в барокамере 100 гПа тепловой поток по мере удаления от среза сопла снижается быстрее, чем при давлении 50 гПа, что согласуется с результатами измерений динамических давлений (см. рисунок 2.7 на с. 38), демонстрирующими тенденцию к снижению дальнобойности струи по мере роста давления. С ростом подводимой мощности тепловой поток на участке, расположенном в $60 \div 80$ мм от нижнего края пластины, практически перестает зависеть от координаты, причем в точке, удаленной на расстояние 80 мм, он в ряде случаев даже превышает значение на расстоянии 60 мм. Чтобы подтвердить системность данного явления, в поток вводилась пластина из древесно-слоистой плиты тех же размеров, что и медная пластина, используемая при измерении тепловых потоков. Унос материала на оси симметрии плиты находился в качественном соответствии с полученными распределениями тепловых потоков. Отмеченное явление, вероятно, связано с отрывом потока у задней кромки пластины.

Стабильным в части повторяемости режимов обтекания и однородности картины распределения тепловых потоков является участок поверхности на расстоянии $40 \div 60$ мм от нижнего края пластины. При давлении в барокамере установки 50 гПа на этом участке зарегистрированы тепловые потоки от 300 кВт/м^2 (при мощности ВЧ-генератора по анодному питанию 20 кВт и угле атаки 0°) до 1400 кВт/м^2 (при мощности ВЧ-генератора по анодному питанию 70 кВт и угле атаки 30°). Максимальное зарегистрированное значение теплового потока для исследованных при давлении 50 гПа режимов обтекания составило 1820 кВт/м^2 (при мощности ВЧ-генератора по анодному питанию 70 кВт

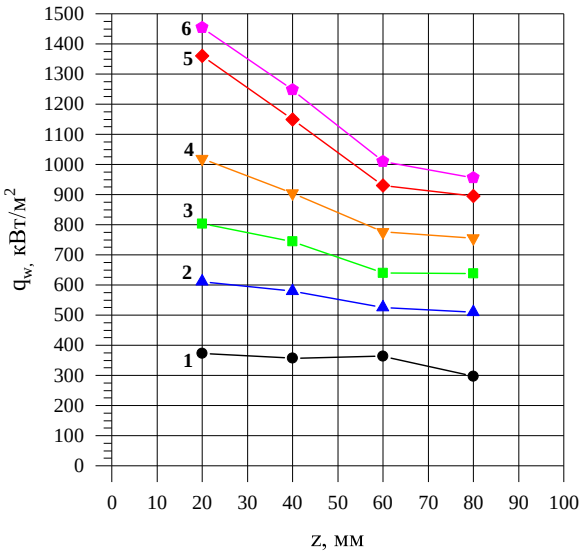
и угле атаки 30°, для калориметра, расположенного на расстоянии 20 мм от нижнего края пластины).



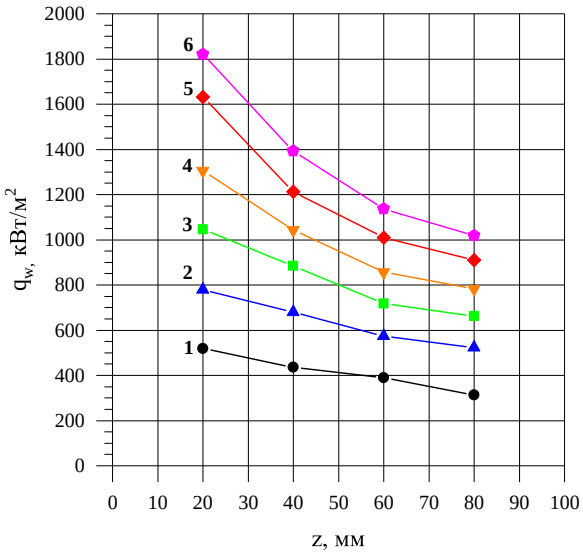
а) Угол атаки 0°



б) Угол атаки 5°



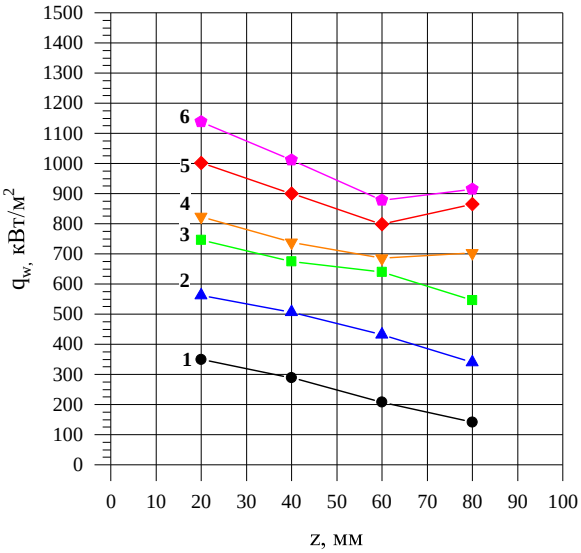
в) Угол атаки 15°



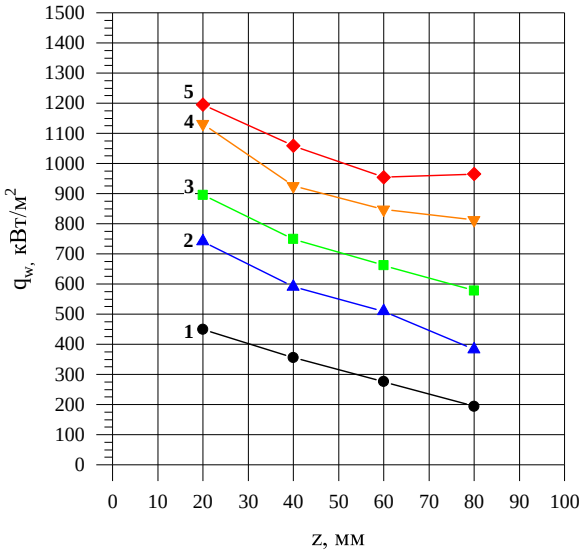
г) Угол атаки 30°

Рисунок 3.8 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 50 гПа

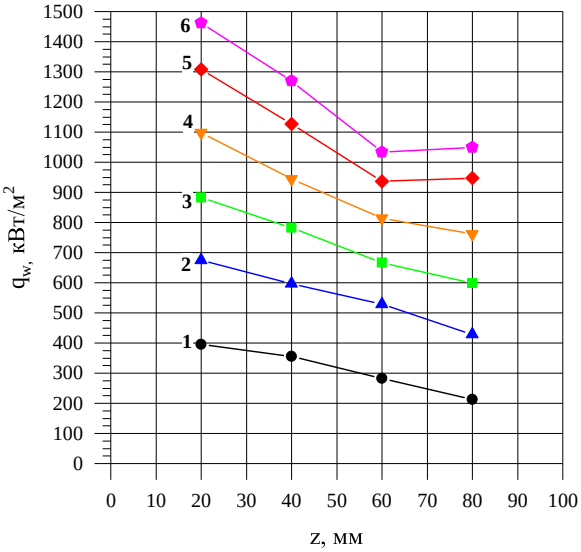
z – координата, отсчитываемая по поверхности пластины от среза сопла, мощность плазмотрона по анодному питанию N: 1 (черный) – 20 кВт, 2 (синий) – 30 кВт, 3 (зеленый) – 40 кВт, 4 (оранжевый) – 50 кВт, 5 (красный) – 60 кВт, 6 (розовый) - 70 кВт



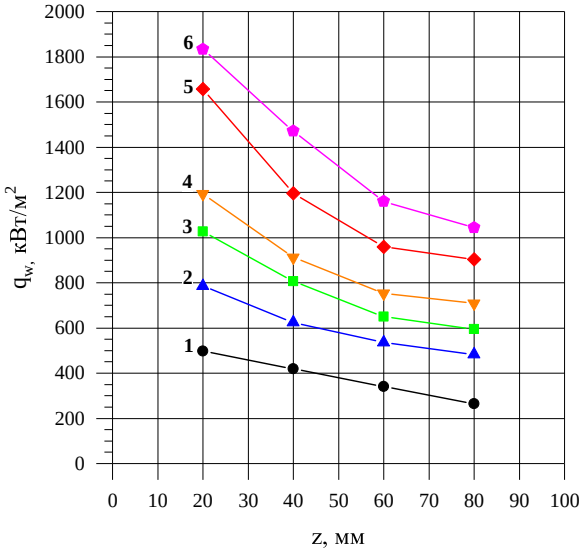
а) Угол атаки 0°



б) Угол атаки 5°



в) Угол атаки 15°

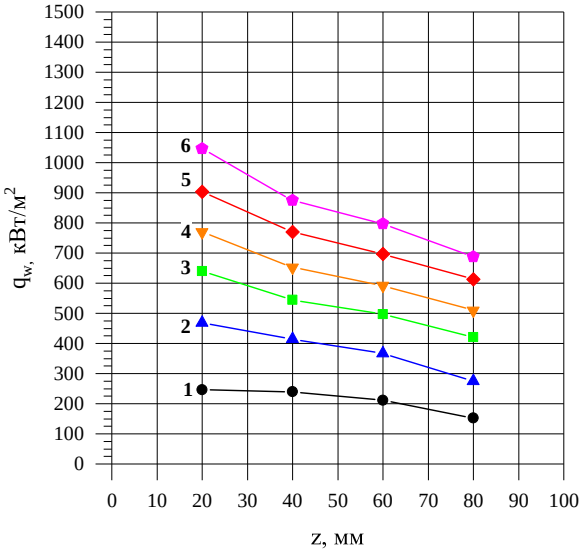


г) Угол атаки 30°

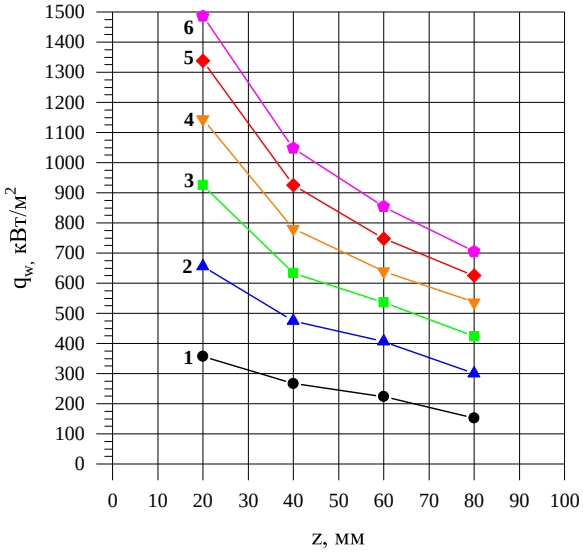
Рисунок 3.9 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 100 гПа

z – координата, отсчитываемая по поверхности пластины от среза сопла, мощность плазмотрона по анодному питанию N: 1 (черный) – 20 кВт, 2 (синий) – 30 кВт, 3 (зеленый) – 40 кВт, 4 (оранжевый) – 50 кВт, 5 (красный) – 60 кВт, 6 (розовый) - 70 кВт

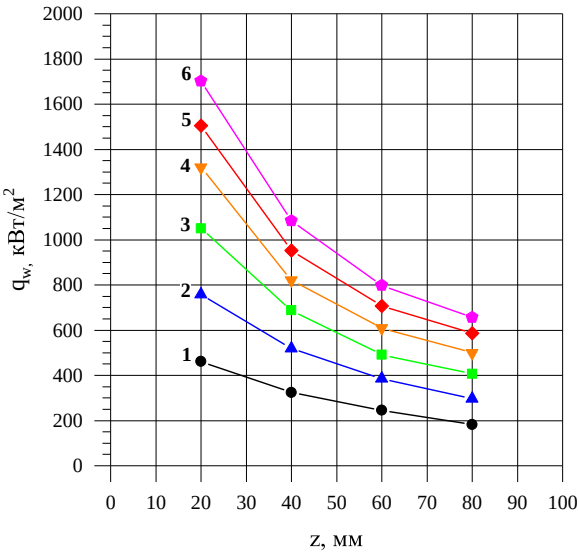
Результаты измерения тепловых потоков в струях диссоциированного воздуха, истекающих из щелевого сопла с размерами выходного сечения 120×9 мм при давлении в барокамере 50 гПа, представлены на рисунке 3.10 и в таблицах А.18–А.20 Приложения А.



а) Угол атаки 0°



б) Угол атаки 15°



в) Угол атаки 30°

Рисунок 3.10 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 120×9 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 50 гПа

z – координата, отсчитываемая по поверхности пластины от среза сопла, мощность плазмотрона по анодному питанию N: 1 (черный) – 20 кВт, 2 (синий) – 30 кВт, 3 (зеленый) – 40 кВт, 4 (оранжевый) – 50 кВт, 5 (красный) – 60 кВт, 6 (розовый) - 70 кВт

Из сравнение рисунков 3.8 и 3.10 видно, что при использовании сопла с выходным сечением 120×9 мм градиент теплового потока вдоль вертикальной оси симметрии пластины выше, это обусловлено более низкой дальнобойностью струи из-за неудачно выбранного соотношения размеров щели выходного сечения данного сопла. Однако, учитывая длину щели (120 мм) нагреваемый участок поверхности образца или модели может оказаться шире, чем при использовании сопла с выходным сечением 80×15 мм. Максимальные тепловые потоки для сопел с размерами выходных сечений 80×15 мм и 120×9 мм близки и при угле атаки 15° составляют ~ 1500 кВт/м^2.

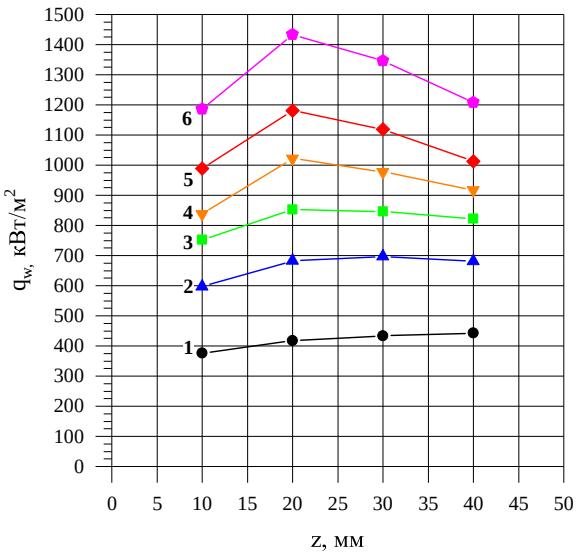
3.4.2 Теплообмен медной пластины в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 40×8 мм

Для сопла с выходным сечением размерами 40×8 мм при измерениях тепловых потоков использовалась медная модель-пластина размерами $50 \times 50 \times 10$ мм. Датчики располагались вдоль вертикальной оси симметрии пластины (на расстоянии 10, 20, 30 и 40 мм от нижнего края лицевой поверхности). Масса каждого датчика составляла 1.69 ± 0.01 г, диаметр – 5 мм, высота – 10 мм. Эксперименты проводились при массовом расходе воздуха 2.4 г/с и давлении в барокамере установки 100 гПа. Для мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 70 кВт дополнительно измерялся тепловой поток в среде азота (100 % N_2) и смеси азота с углекислым газом (30 % CO_2 + 70 % N_2) при массовом расходе 2.4 г/с. Соотношения компонентов смеси приведены в процентах от суммарного массового расхода. Массовый расход компонентов смеси измерялся с помощью электронных расходомеров Bronkhorst MV-306 с инструментальной погрешностью, не превышающей ± 1.5 %.

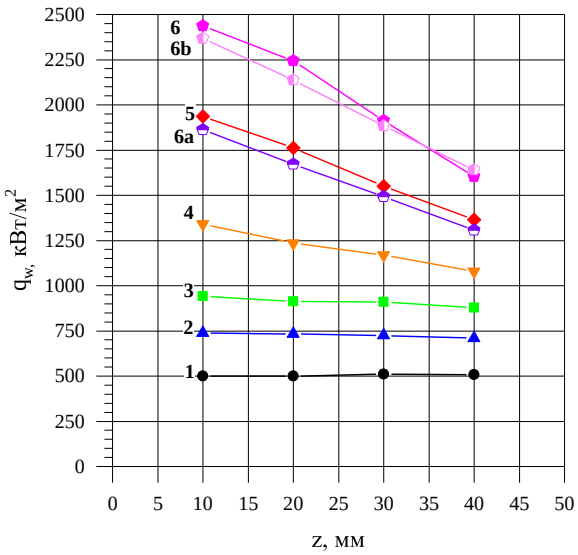
Результаты измерения тепловых потоков в струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевого сопла с размерами выходного сечения 40×8 мм, представлены на рисунке 3.11 и в таблицах А.21–А.24 Приложения А.

Как видно из рисунка 3.11, при низких и средних мощностях ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию (от 20 до 40 кВт) для сопла с выходным сечением 40×8 мм наблюдалось практически безградиентное распределение теп-

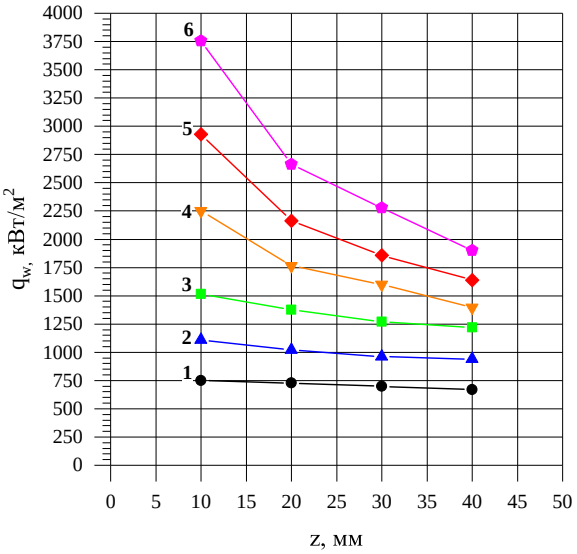
лового потока вдоль оси симметрии модели, а значит, реализованные режимы теплообмена позволяют обеспечить равномерный нагрев поверхности образца высокотемпературного материала в процессе испытаний.



а) Угол атаки 0°



б) Угол атаки 15°



в) Угол атаки 30°

Рисунок 3.11 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 100 гПа

z – координата, отсчитываемая по поверхности пластины от среза сопла, мощность плазмотрона по анодному питанию N: 1 (черный) – 20 кВт, 2 (синий) – 30 кВт, 3 (зеленый) – 40 кВт, 4 (оранжевый) – 50 кВт, 5 (красный) – 60 кВт, 6 (розовый) - 70 кВт, 6a (фиолетовый) - 70 кВт (70 % N_2+30 % CO_2), 6b (светло-розовый) - 70 кВт (100 % N_2)

Из сравнения кривых 6, 6a и 6b на рисунке 3.11б видно, что тепловые потоки, реализуемые в струях чистого азота, практически совпадают с потоками в струе воздушной плазмы при том же режиме. В струе из смеси 30 % $CO_2 + 70$ % N_2 зарегистрированные тепловые потоки оказались более чем на 20 % ниже по сравнению с чистым азотом и воздухом.

В струях воздушной плазмы на поверхности медной пластины $50 \times 50 \times 10$ мм были реализованы тепловые потоки плотностью от 380 до 3750 кВт/м^2. Максимальный тепловой поток был достигнут при мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 70 кВт и угле атаки 30°.

3.5 Определение тепловых потоков к низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран»

Для низкотеплопроводного материала тепловой поток к поверхности в установившемся режиме может быть определен из закона Стефана-Больцмана:

$$q_w = \varepsilon_t \sigma {T_w}^4 \tag{3.4}$$

где q_w – плотность поверхностного теплового потока; T_w – установившаяся температура поверхности (равновесная радиационная температура); ε_t – интегральная степень черноты поверхности; σ – постоянная Стефана-Больцмана.

На основе приведенного соотношения определены тепловые потоки к поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» с черным низкокаталитическим покрытием, нагреваемой в струях диссоциированного воздуха. Плитка размерами 150×150 мм устанавливалась под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла, как это показано на рисунке 3.12.

Поле температур поверхности регистрировалось термовизором Тандем VS-415U. Термовизор требует предварительной установки спектральной степени черноты поверхности на длине волны 0.9 мкм. Для расчета тепловых потоков по формуле (3.4) необходимо знать интегральную степень черноты материала. На основе данных [119] спектральная степень черноты поверхности плитки была принята $\varepsilon_\lambda = 0.87$, интегральная степень черноты $\varepsilon_t = 0.89$.

В формуле (3.4) не учитывались возможные тепловые потери из-за процесса теплопередачи в объеме материала плитки. С целью их оценки решалось

одномерное уравнение теплопроводности:

$$C\rho\frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x}(\lambda\frac{\partial T}{\partial x}) \tag{3.5}$$

Плотность ρ основного материала плитки ТЗМК-10 составляет 150 кг/м^3 [120]. Удельная теплоемкость C материала принималась по данным для кварца [121]. Для расчета эффективной теплопроводности пористой теплозащитной плитки использовались рекомендации, приведенные в [122]. Расчет методом конечных разностей (МКР) [123; 124] показал, что тепловые потери в результате теплопередачи в объеме материала плитки с момента начала нагрева в интервале температур поверхности от 1000 до 1300 °С через 60 с не превышают 5 %, причем с возрастанием температуры поверхности доля тепловых потерь уменьшается.

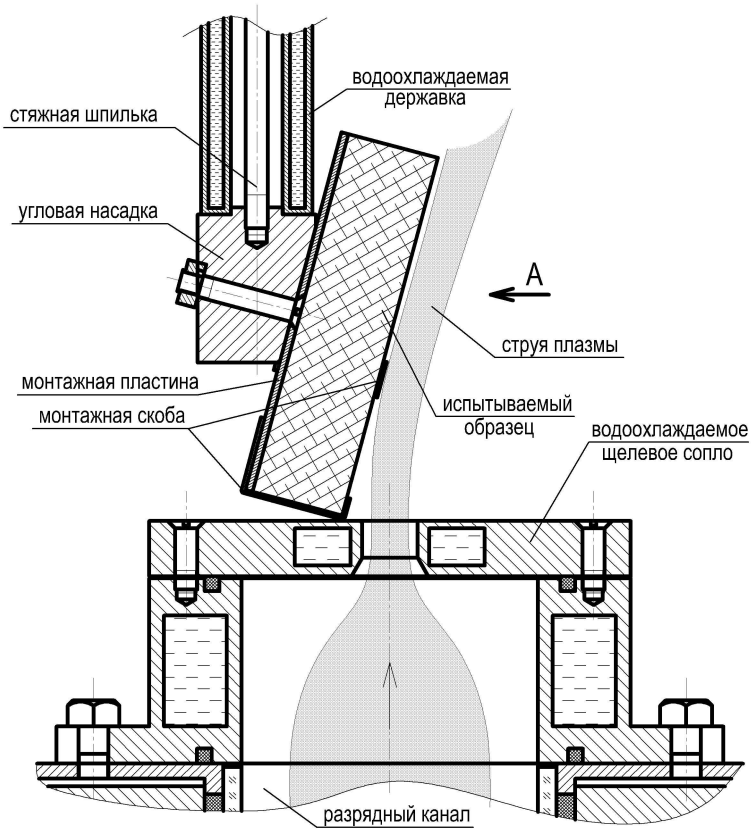
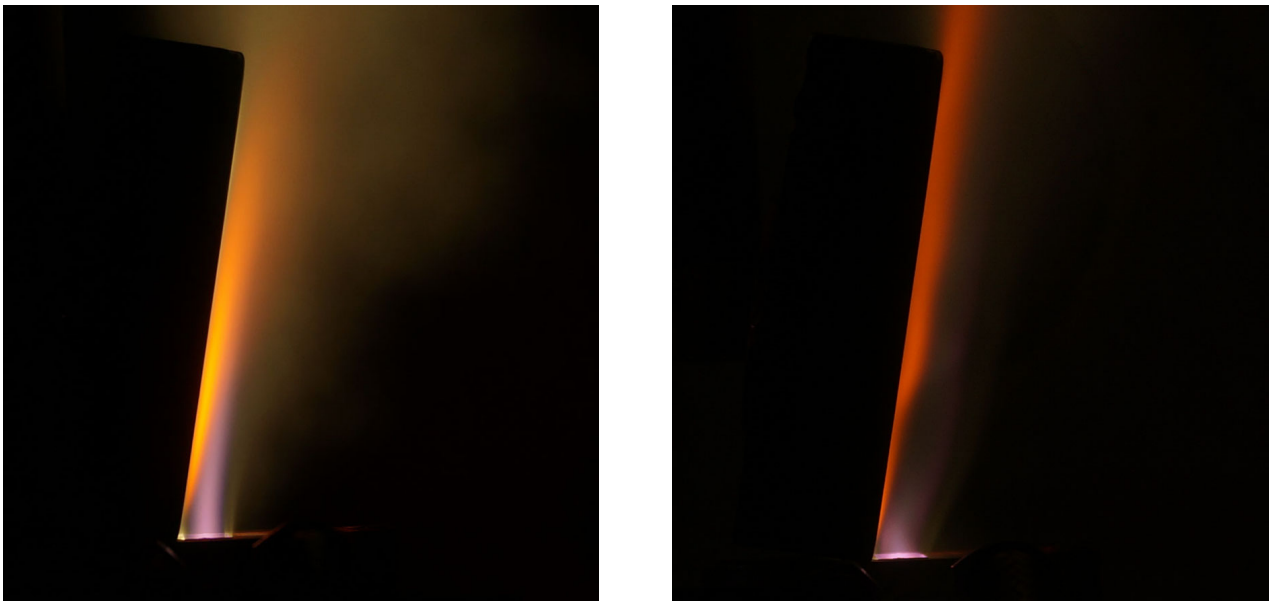


Рисунок 3.12 — Схема установки теплозащитной плитки в экспериментах с использованием щелевого сопла

3.5.1 Теплообмен теплозащитной плитки в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм

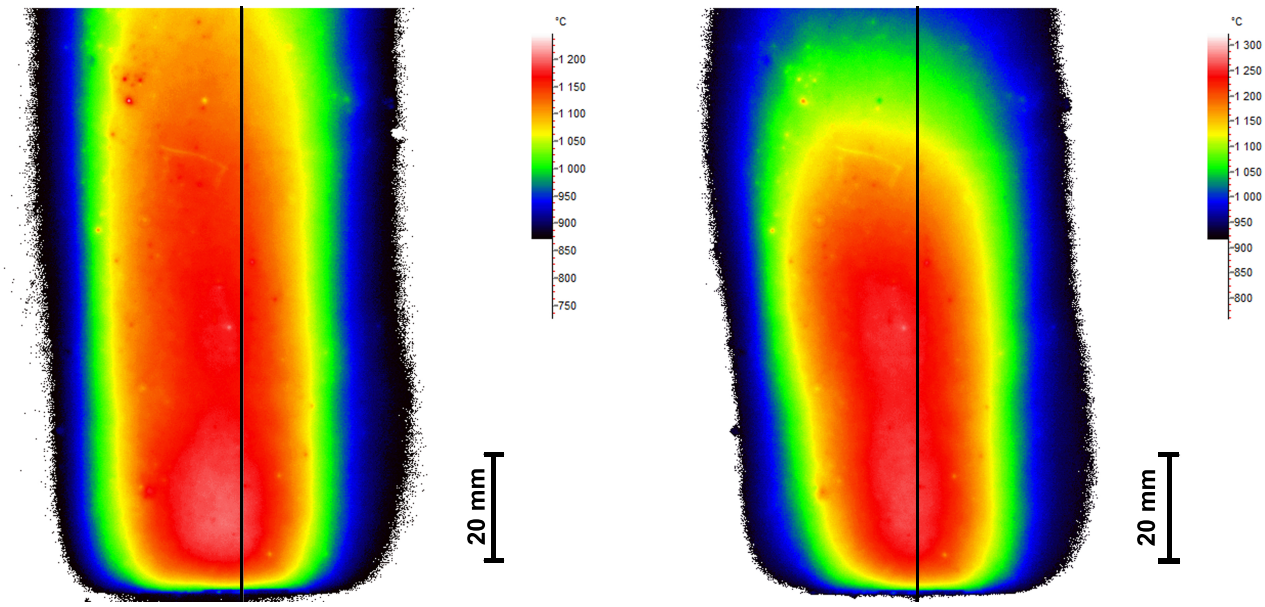
Эксперименты с использованием щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм проводились при давлении в камере установки 50 и 100 гПа для диапазона мощностей ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию $20 \div 30$ кВт, теплозащитная плитка устанавливалась под углами атаки $0°$, $5°$ и $10°$. На рисунке 3.13 представлены фотографии плитки в дозвуковом и сверхзвуковом потоках воздушной плазмы. Пробные эксперименты в сверхзвуковом потоке воздушной плазмы показали существенно неравномерное распределение температур по поверхности плитки из-за ее взаимодействия со скачками уплотнения, все дальнейшие исследования велись при дозвуковых режимах обтекания.



а) б)

Рисунок 3.13 — Теплозащитная плитка орбитального корабля «Буран» в дозвуковом (а) и сверхзвуковом (б) потоке воздушной плазмы

Примеры распределения температур по поверхности плитки, обтекаемой дозвуковым потоком диссоциированного воздуха, приведены на рисунке 3.14. Вертикальная черная линия обозначает ось симметрии плитки и сопла.



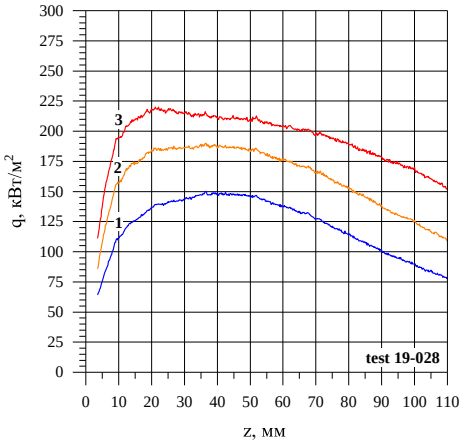
а) $p_{ch} = 50$ гПа б) $p_{ch} = 100$ гПа

Рисунок 3.14 — Распределение температур по поверхности теплозащитной плитки, установленной под углом атаки 5° за щелевым соплом 80 × 15 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию $N = 30$ кВт, черная вертикальная линия соответствует оси симметрии плитки и сопла

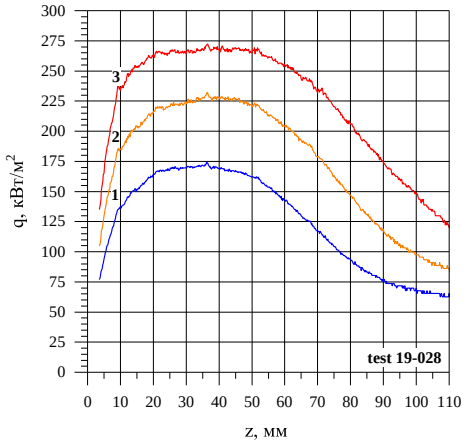
На рисунке 3.14 заметно смещение струи плазмы относительно оси симметрии сопла, которое может быть объяснено совместным влиянием закрутки потока в разрядном канале и некоторой асимметрии потока плазмы, вызванной конструктивной особенностью пятивиткового индуктора (несимметричность токоподвода к спиральной катушке индуктора приводит к неоднородному распределению азимутальной компоненты магнитного поля).

Полученные графики распределения тепловых потоков вдоль вертикальной оси симметрии теплозащитной плитки для различных режимов приведены на рисунке 3.15. Как видно из термоизображений на рисунке 3.14 и графиков распределения тепловых потоков на рисунке 3.15, при давлении в барокамере 50 гПа пятно нагрева наиболее однородно и обеспечивает достаточно равномерное распределение температуры в области взаимодействия потока с поверхностью плитки.

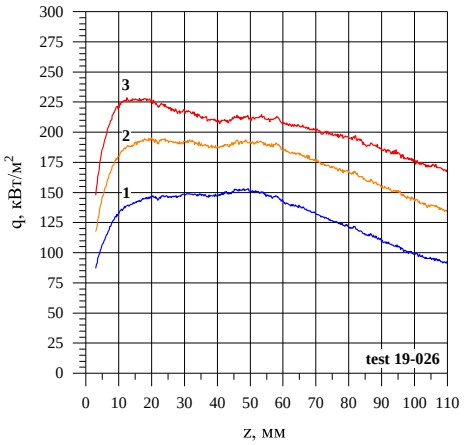
В таблице 3.1 приведено сравнение полученных тепловых потоков к поверхности плитки с низкокаталитическим покрытием и результатов измерений для медной пластины в точке, расположенной на расстоянии $z = 40$ мм от среза сопла, на вертикальной оси симметрии. В обоих случаях угол атаки составлял 5°.



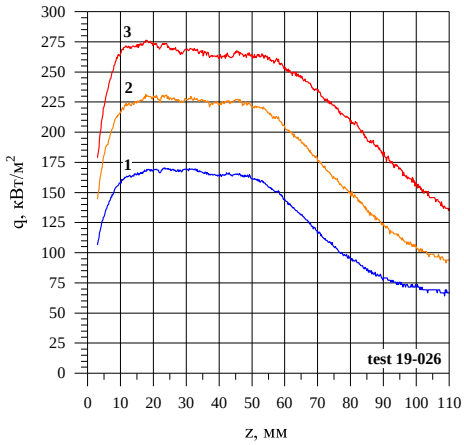
а) $p_{ch} = 50$ гПа, угол атаки 0°



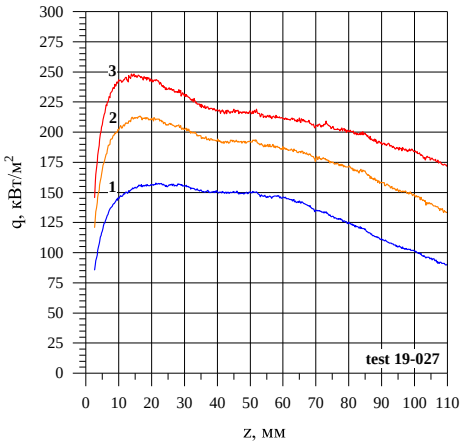
б) $p_{ch} = 100$ гПа, угол атаки 0°



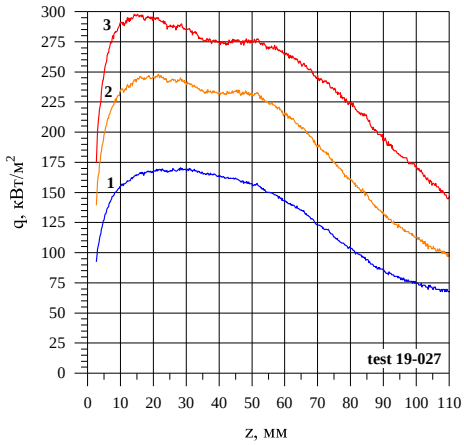
в) $p_{ch} = 50$ гПа, угол атаки 5°



г) $p_{ch} = 100$ гПа, угол атаки 5°



д) $p_{ch} = 50$ гПа, угол атаки 10°



е) $p_{ch} = 100$ гПа, угол атаки 10°

Рисунок 3.15 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии теплозащитной плитки для различных значений мощности плазмотрона Мощность плазмотрона по анодному питанию N: 1 (синий) – 20 кВт, 2 (оранжевый) – 25 кВт, 3 (красный) – 30 кВт

Тепловые потоки к поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» более чем в 2 раза ниже зарегистрированных на медной поверхности для того же режима обтекания. Учитывая, что поверхность материала теплозащитной плитки является низкокаталитической, а медная поверхность – высококаталитической (что было показано в §3.2), таблица 3.1 дает представление о возможном интервале реализуемых тепловых потоков в зависимости от каталитических свойств материала испытываемой пластины.

Следует отметить, что реализованные на поверхностях пластин и плиток плотности тепловых потоков достаточно типичны для условий входа в атмосферу возвращаемых космических аппаратов. В [125] приведены результаты расчетов параметров теплообмена для аппарата Orion. Наибольшая плотность конвективного теплового потока составляет величину ~ 300 кВт/м^2 (на участке траектории $t = 200 \div 500$ с). В эксперименте Fire II тепловые потоки до 170 кВт/м^2 зарегистрированы на конической боковой поверхности спускаемого аппарата, в окрестности лобовой точки реализована плотность теплового потока ~ 3300 кВт/м^2 [126]. В [127] приведены тепловые потоки, реализованные в различных точках теплозащитного щита аппарата Mars Science Laboratory при спуске в атмосфере Марса, которые составляли от 300 до 770 кВт/м^2.

Таблица 3.1 — Тепловые потоки к поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки 5° ($z = 40$ мм, $p = 50$ гПа)

Мощность, кВт	Плотность теплового потока, кВт/м^2	
	Медная пластина	Плитка «Буран»
20	351	147
25	495	188
30	582	209

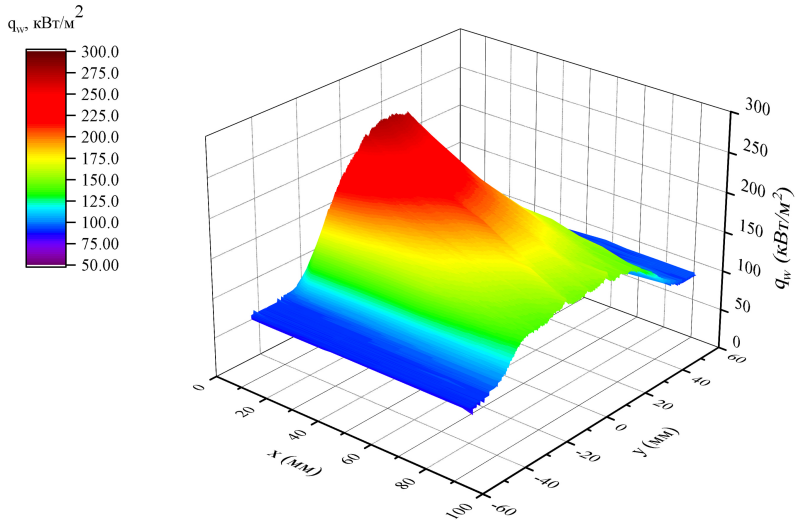
В таблице 3.2 приведены значения тепловых потоков к поверхности теплозащитной плитки на расстоянии $z = 40$ мм от нижнего края в зависимости от давления и угла атаки. Для постоянного угла атаки отмечается рост теплового потока с ростом давления в барокамере установки. Изменение угла атаки в интервале от 0° до 10° не оказывает заметного влияния на величину теплового потока.

Таблица 3.2 — Тепловые потоки к поверхности пластины на расстоянии $z = 40$ мм от нижнего края в зависимости от давления в камере установки и угла атаки α

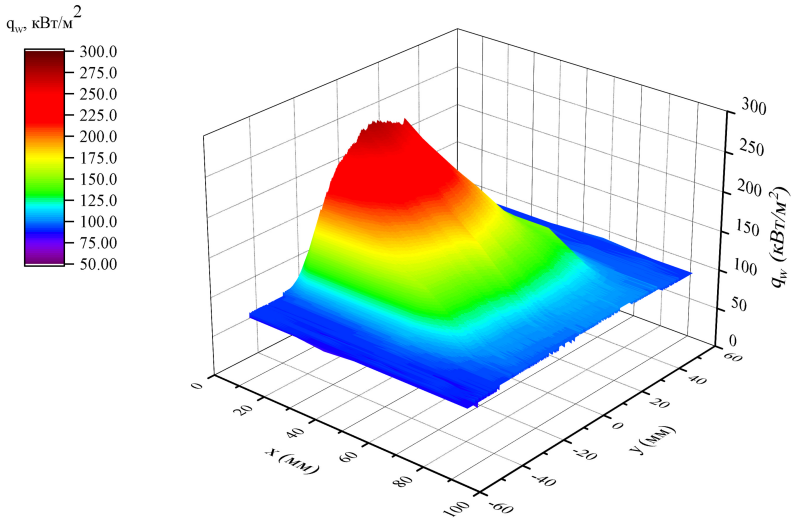
N, кВт	Плотность теплового потока, кВт/м^2					
	$\alpha = 0°$, 50 гПа	$\alpha = 0°$, 100 гПа	$\alpha = 5°$, 50 гПа	$\alpha = 5°$, 100 гПа	$\alpha = 10°$, 50 гПа	$\alpha = 10°$, 100 гПа
20	147	169	147	164	151	163
25	186	228	188	223	193	232
30	211	267	209	261	219	275

3.5.2 Теплообмен теплозащитной плитки в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 120×9 мм

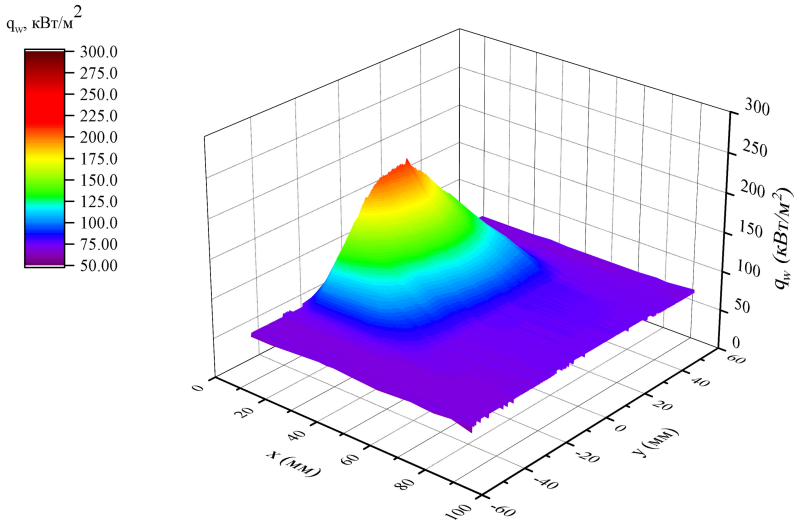
В экспериментах со щелевым соплом с выходным сечением 120×9 мм теплозащитная плитка устанавливалась под углом атаки 0°. Эксперименты проводились при давлении в камере установки 25, 50 и 100 гПа и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 40 кВт. Полученные на основе анализа термоизображений пространственные представления распределения теплового потока по поверхности плитки в зависимости от давления приведены на рисунке 3.16. Ось x направлена вдоль вертикальной оси симметрии пластины. Из рисунка 3.16 видно, что с ростом давления в барокамере установки существенно уменьшается площадь нагреваемого участка поверхности плитки. Оптимальные режимы реализуются при давлении ниже 50 гПа. При давлении 100 гПа площадь нагреваемого участка оказалась неприемлемо мала. Ширина нагреваемого участка составила ~ 70 мм при давлении 50 гПа. В экспериментах с применением сопла с выходным сечением размерами 80×15 мм ширина нагреваемого участка не превышала 40 мм при том же давлении.



а) $p_{ch} = 25$ гПа



б) $p_{ch} = 50$ гПа

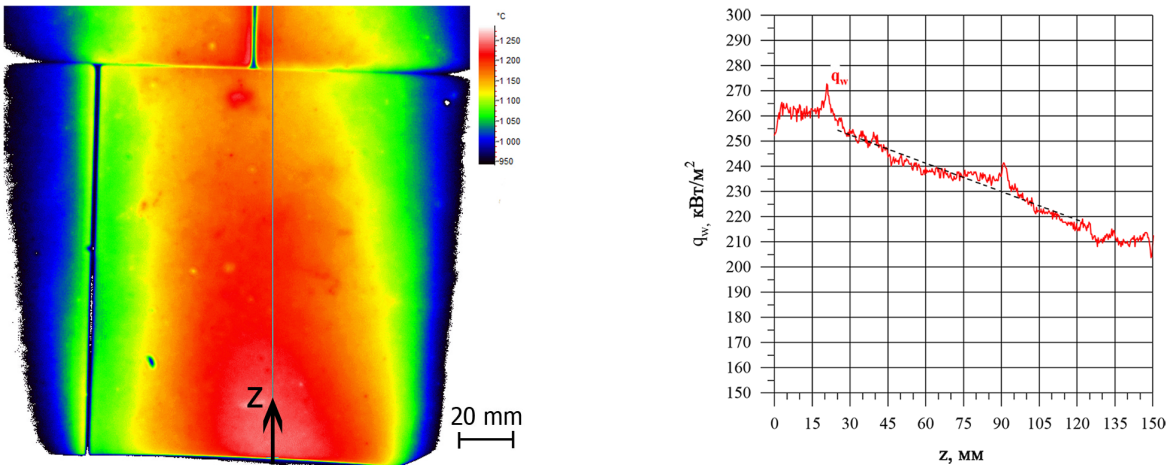


в) $p_{ch} = 100$ гПа

Рисунок 3.16 — Пространственное представление распределения тепловых потоков по поверхности плитки, установленной под углом атаки 0° за щелевым соплом с выходным сечением 120×9 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию $N = 40$ кВт

3.5.3 Теплообмен крупногабаритной панели из теплозащитных плиток в струях высокоэнтальпийного воздуха, истекающих из щелевого сопла с выходным сечением 200×30 мм

Водоохлаждаемое щелевое сопло с размерами выходного сечения 200×30 мм (рисунок 1.8г на с. 28) было разработано и изготовлено в ИПМех РАН специально для проведения экспериментов с крупногабаритными панелями в струях мегаваттного плазмотрона ВГУ-3. С помощью термовизора Тандем VS-415U было получено распределение температур по поверхности плоской панели 250×250 мм, собранной из теплозащитных плиток орбитального корабля «Буран» с черным низкокаталитическим покрытием. Панель устанавливалась под углом атаки 5° в потоке диссоциированного воздуха. Мощность установки ВГУ-3 по анодному питанию в ходе эксперимента составляла 200 кВт. Давление в барокамере было равно 20 гПа. Поле температур и полученное на его основе распределение теплового потока вдоль вертикальной оси панели представлены на рисунке 3.17, из которого видно, что тепловой поток почти линейно снижается по мере удаления от выходного сечения сопла с 260 до 210 кВт/м^2. Достаточно равномерное распределение плотности теплового потока вдоль протяженного участка поверхности панели хорошо согласуется с результатами измерений динамических давлений на оси струи, истекающей из сопла с выходным сечением 200×30 мм (см. §2.3.1).



а) б)

Рисунок 3.17 — Поле температур на участке панели (а) и распределение теплового потока вдоль оси z (б)

3.6 Реализация метода спектральной пирометрии в задачах исследования теплообмена пластин

Актуален вопрос измерения температуры поверхности образцов в форме пластин и плиток, нагреваемых потоком воздушной плазмы. Учитывая высокий уровень реализуемых температур, наибольшее распространение получили оптические методы измерений [128; 129]. Для измерения температуры применяются пирометры различных типов: яркостные, спектрального отношения, полного излучения. Для определения истинной температуры на основе показаний яркостного пирометра или пирометра полного излучения необходимо вносить поправку, учитывающую излучательную способность поверхности материала (спектральную либо интегральную в зависимости от принципа действия прибора). Такие данные не всегда доступны. Температура поверхности серого тела, спектральная излучательная способность которой слабо зависит от длины волны, достаточно точно может быть измерена с помощью пирометра спектрального отношения [130; 131]. Однако существуют объекты, температуру поверхности которых технически сложно (или невозможно) определить традиционным пирометрическими методами, например, образцы со спектральной излучательной способностью ε_λ, сильно зависящей от длины волны. К подобным образцам относится материал теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» с белым низкокаталитическим покрытием. Согласно [119] его спектральная излучательная способность ε_λ изменяется от 0.1 при $\lambda = 1$ мкм до 0.96 при $\lambda > 5$ мкм. Для определения температуры данного образца при испытаниях в установке ВГУ-4 был использован метод спектральной пирометрии, техника которого подробно описана в [132].

Исследовался цилиндрический образец диаметром 20 мм из материала ТЗМК-10 с белым низкокаталитическим покрытием. Образец устанавливался на трении в сквозном отверстии, выполненном в центре плитки из того же материала, но с черным покрытием. Плитка с образцом устанавливалась за щелевым соплом с размерами выходного сечения 80×15 мм под углом атаки $0°$. На рисунке 3.18 приведена фотография образца, нагретого в струе диссоциированного воздуха.

Спектр излучения нагретой поверхности образца регистрировался портативным дифракционным спектрометром Ocean Optics HR-4000. Изображение

нагретой поверхности образца строилось в плоскости входного отверстия приемного световода спектрометра с помощью сферического зеркала, время накопления спектра составляло 1 с. Спектрометр в паре со световодом был предварительно откалиброван с помощью комбинированного источника излучения DH-2000-CAL с дейтериевой и вольфрамовой лампами.

Дополнительно пирометром полного излучения Кельвин-2100 в центре лицевой поверхности образца регистрировалась радиационная температура. Для корректной работы пирометра полного излучения кварцевое окно, через которое осуществляется наведение приборов на образец, было заменено на окно с широким спектральным диапазоном пропускания, изготовленное из BaF_2, радиационная температура определялась с учетом поправки на коэффициент пропускания окна (0.92). Эксперименты проходили при давлении в барокамере установки 50 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона от 20 до 30 кВт.

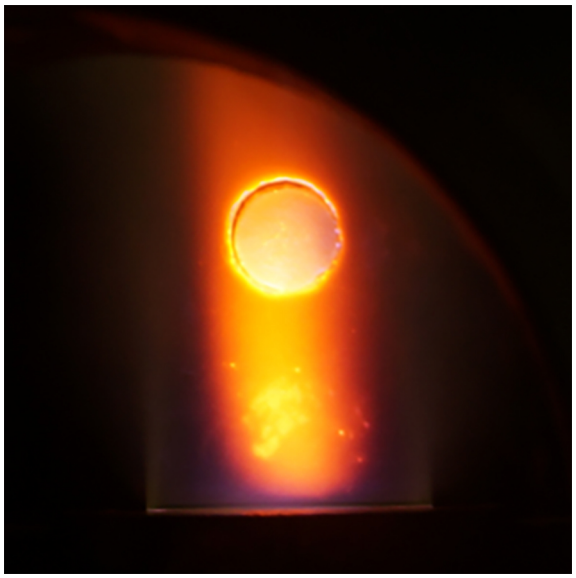


Рисунок 3.18 — Цилиндрический образец ТЗМК-10 с белым покрытием, нагретый в струе диссоциированного воздуха установки ВГУ-4

Измерение температуры поверхности нагретых тел методом спектральной пирометрии основано на относительных измерениях интенсивности излучения в широком спектральном интервале. Важнейшими его отличиями от пирометрии спектрального отношения является использование большого числа длин волн и наличие возможности убедиться в тепловом характере зарегистрированного излучения.

В диапазоне длин волн $\lambda < \lambda_{max}/3$ даже селективно излучающие объекты можно рассматривать как серые излучатели.

Закон Вина, то есть закон излучения Планка в приближении $C_2/\lambda T \gg 1$:

$$I_{\lambda,T} = \varepsilon \cdot (C_1/\lambda^5) \cdot e^{-C_2/\lambda T} \tag{3.6}$$

где C_1 и C_2 – первая и вторая константы закона излучения Планка соответственно, $I_{\lambda,T}$ – интенсивность излучения, λ – длина волны, T – термодинамическая температура.

Уравнение (3.6) можно переписать в виде:

$$ln(\lambda^5 \cdot I_{\lambda,T}) - ln(\varepsilon \cdot C_1) = -(C_2/\lambda)/T \tag{3.7}$$

Из (3.7) видно, что, построив экспериментальный спектр в координатах $C_2/\lambda - ln(\lambda^5 \cdot I_{\lambda,T})$ (виновских координатах), по углу наклона линейного участка получившегося графика можно определить температуру источника теплового излучения.

Примеры спектров излучения нагретой поверхности образца из материала ТЗМК-10 с белым покрытием, построенные в координатах Вина, приведены на рисунке 3.19. Красным цветом на рисунке 3.19 обозначены спектральные линии, обусловленные излучением воздушной плазмы, в том числе отраженным от поверхности образца. При определении температуры поверхности данные участки спектра не учитывались.

Циклограмма эксперимента и температуры, полученные для дискретных моментов времени на основе спектральных данных, приведены на рисунке 3.20. Обработка экспериментальных спектров осуществлялась с помощью вспомогательной программы, реализованной на языке `C++`, использовался метод наименьших квадратов (МНК).

Из рисунка 3.20 видно, что при увеличении мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона с 25 до 30 кВт на 120-й секунде эксперимента происходит резкий рост температуры, определяемой методом спектральной пирометрии, что может быть объяснено началом разрушения покрытия на поверхности образца (после эксперимента на лицевой поверхности образца, до этого гладкой и матовой, были обнаружены стекловидные вкрапления).

Пирометром полного излучения в проведенном эксперименте измерена радиационная температура, что позволяет использовать температуры, полученные методом спектральное пирометрии, для грубой оценки интегральной излучательной способности поверхности материала ε_t (более точное определение излучательной способности требует использования специализированных установок и методов [133; 134]).

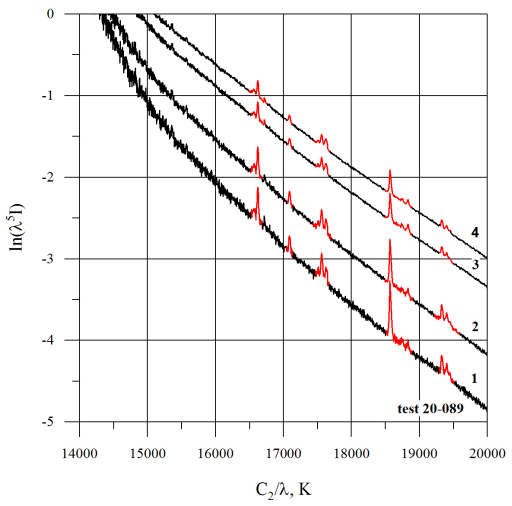


Рисунок 3.19 — Спектры излучения поверхности материала ТЗМК-10 с белым покрытием (в координатах Вина) на 33-й (1), 62-й (2), 73-й (3) и 123-й (4) секундах эксперимента

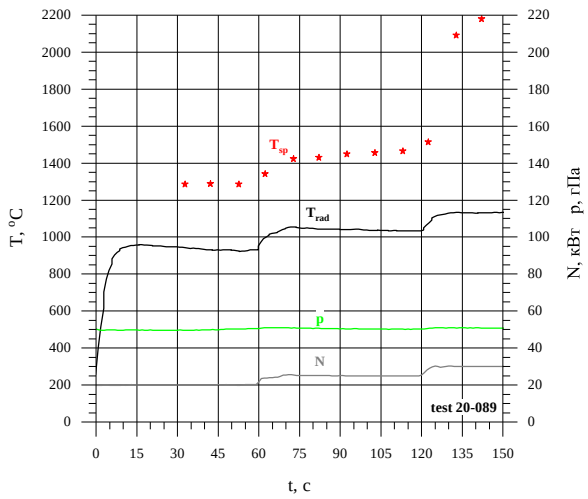


Рисунок 3.20 — Зависимости от времени мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона (N), давления в барокамере плазмотрона (p_{ch}), радиационной температуры (T_{rad}) и температуры (T_{sp}), полученной методом спектральной пирометрии

Воспользуемся законом Стефана-Больцмана:

$$\varepsilon_t \sigma T_{sp}^4 = \sigma T_{rad}^4 \tag{3.8}$$

При температуре $\sim$ 1280 °C определенная в эксперименте направленная интегральная излучательная способность поверхности материала составила $\varepsilon_t = 0.37$. Однако при проведении тепловых расчетов используется интегральная полусферическая излучательная способность (направленная излучательная способность равна полусферической, если для материала выполняется закон Ламберта). В общем случае, для получения полусферической интегральной излучательной способности необходимо повторить измерения направленной интегральной излучательной способности под несколькими углами и выполнить интегрирование по углу, но это уже отдельная и трудоемкая работа, которая выходит за рамки представленного исследования. По данным [135] интегральная полусферическая излучательная способность материала ТЗМК-10 с белым покрытием составляет $\varepsilon_t = 0.43$. Таким образом, наблюдается удовлетворительное соответствие между направленной интегральной излучательной

способностью, определенной в эксперименте, и результатами методически более строгих измерений полусферической излучательной способности.

3.7 Экспериментальное исследование эффекта сверхравновесного нагрева поверхности

Эффект сверхравновесного нагрева можно наблюдать при обтекании диссоциированным химически неравновесным газовым потоком поверхности с неоднородными каталитическими свойствами. При переходе от некаталитического участка поверхности к каталитическому происходит скачок теплового потока и температуры до уровней, существенно превышающих значения, полученные на полностью каталитической поверхности или в случае равновесного пограничного слоя. Данный эффект обусловлен тем, что при одинаковых внешних условиях течения концентрации атомов диссоциированного газа в пограничном слое на некаталитической поверхности выше и их рекомбинация далее по потоку на каталитической поверхности приводит к ее дополнительному нагреву [136]. Сверхравновесный нагрев поверхности был реализован в полете аппарата «Бор-4», на котором устанавливались оснащенные термопарами теплозащитные плитки, в том числе несколько покрытых платиной. Температура на плитках с высококаталитическим платиновым покрытием, превышала соответствующее значение на штатных плитках на величину ~ 400 °C [137]. В США проведена серия экспериментов с теплозащитными плитками многоразового космического корабля «Space Shuttle» [138—141], где также наблюдался рост температуры на плитках с высококаталитическим покрытием. В лабораторных условиях эффект сверхравновесного нагрева изучался в индукционных плазмотронах ВГУ-2 и ВГУ-3 ИПМех РАН на образцах тепловой защиты орбитального корабля «Буран», частично покрытых высококаталитической хромоникелевой шпинелью [142]. В Исследовательском центре Эймса, в струях электродугового плазмотрона Aerodynamic Heating Facility (AHF), проведены эксперименты по нагреву образцов, на отдельные участки которых наносилось высококаталитическое покрытие [143], разрабатываемое в рамках подготовки летного эксперимента Boundary Layer Transition (BLT) [144; 145]. На той же установке ранее осуществлялись испытания по програм-

ме Aeroassist Flight Experiments (AFE) – оценивался рост теплового потока на высококаталитических покрытиях различного состава по сравнению со штатным низкокаталитическим покрытием теплозащитных плиток орбитального корабля «Space Shuttle» [146]. В индукционном плазмотроне Института гидродинамики фон Кармана сверхравновесный нагрев был реализован на моделях со вставками из высококаталитического материала в ходе работ по созданию аппаратов EXPERT [147; 148] и IXV [149]. Вопросы математического моделирования течений при скачкообразном изменении каталитических свойств поверхности рассмотрены в работах [150—154].

3.7.1 Исследование нагрева образца с участками поверхности, покрытыми хромоникелевой шпинелью

В 1984 году на установке ВГУ-2 Института проблем механики АН СССР был проведен первый эксперимент по исследованию теплообмена поверхности с неоднородными каталитическими свойствами [142]. В эксперименте использовался образец из материала тепловой защиты орбитального корабля «Буран» ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием, выполненный в форме пластины с размерами $45 \times 57 \times 10$ мм с цилиндрическим притуплением передней кромки. Часть поверхности образца была дополнительно покрыта высококаталитической хромоникелевой шпинелью $NiCr_2O_4$. Образец вводился в дозвуковую струю воздушной плазмы таким образом, чтобы линия пересечения плоскостей симметрии образца лежала близко к оси струи. В выбранной конфигурации эксперимента в результате интенсивного локального теплового воздействия покрытая шпинелью часть передней кромки была разрушена.

Щелевое сопло, устанавливаемое за разрядным каналом плазмотрона ВГУ-4, позволило провести повторные эксперименты с аналогичным образцом в режиме, исключающем нежелательный перегрев передней кромки, а современные средства оптической пирометрии существенно повысили качество и объем полученных данных. В проведенных экспериментах образец располагался за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм под углом атаки $0°$, как это показано на рисунке 3.21, зазор между передней кромкой и плоскостью выходного сечения сопла отсутствовал.

Фотографии образца до воздействия диссоциированного воздушного потока приведены на рисунке 3.22. Сторона №1 образца (рисунок 3.22а) была покрыта высококаталитической шпинелью только в верхней своей части (по всей ширине пластины, на участке длиной 25 мм). Сторона №2 образца (рисунок 3.22б) была покрыта высококаталитической шпинелью по всей длине пластины, на участке шириной 30 мм.

В двух отдельных экспериментах воздействию диссоциированного воздушного потока последовательно были подвергнуты обе стороны пластины (между экспериментами пластина была повернута в державке вокруг вертикальной оси на 180°), при этом режим работы установки (давление в барокамере, мощность ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию и расход воздуха), а также положение и настройки пирометров спектрального отношения и термовизора сохранялись неизменными. Эксперименты проведены при давлении в барокамере установки 100 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 20 кВт.

Фотография стороны №1 образца, нагреваемой дозвуковым диссоциированным воздушным потоком в установке ВГУ-4, представлена на рисунке 3.23.

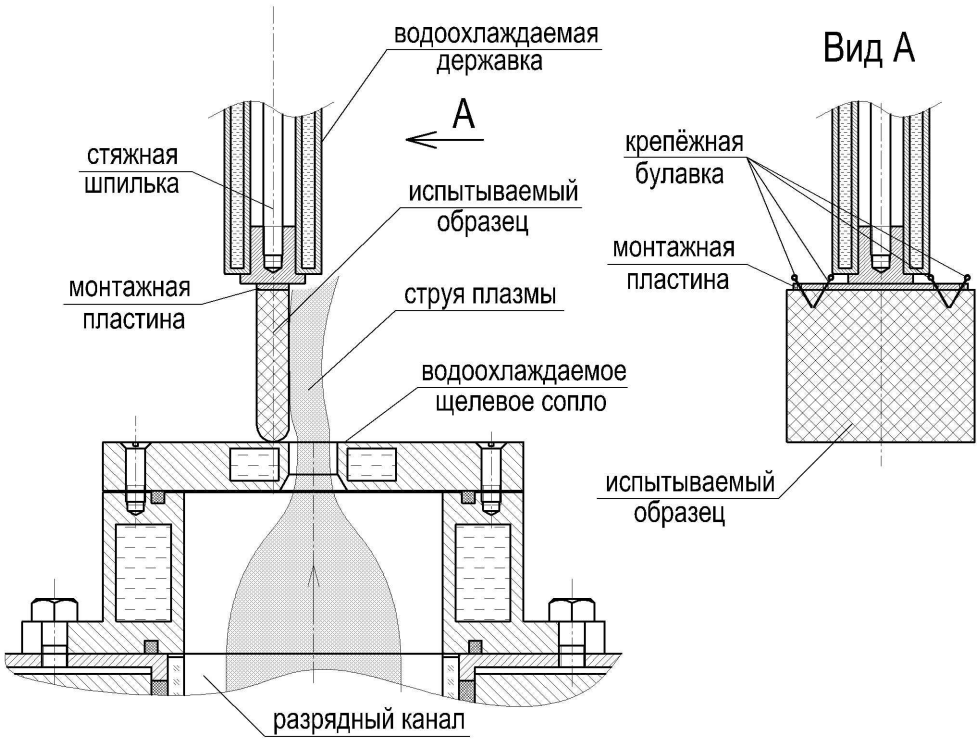
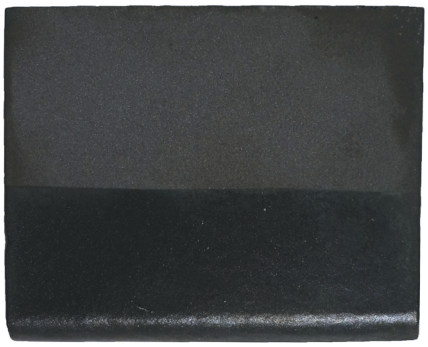
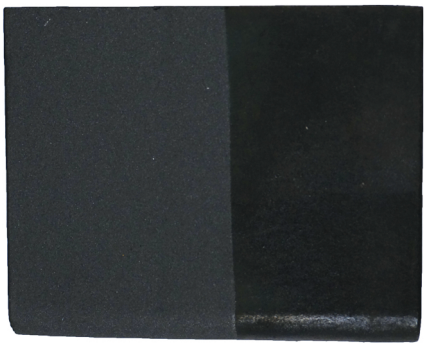


Рисунок 3.21 — Схема закрепления образца в форме пластины с цилиндрическим притуплением передней кромки



а) Сторона №1



б) Сторона №2

Рисунок 3.22 — Пластина из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием и участками, дополнительно покрытыми высококаталитической шпинелью $NiCr_2O_4$, до воздействия диссоциированного воздушного потока

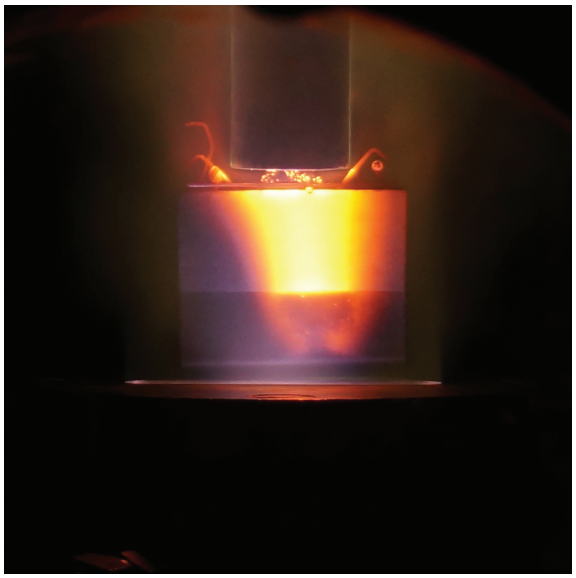
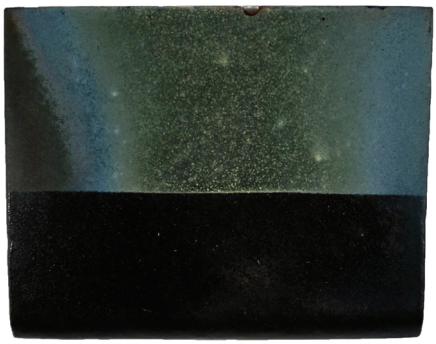


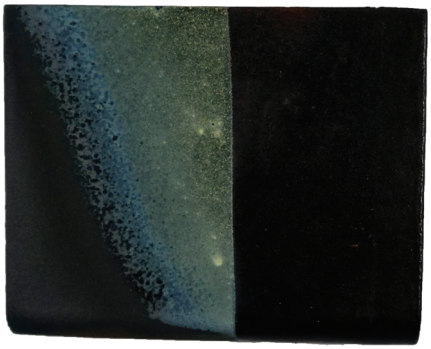
Рисунок 3.23 — Образец в струе воздушной плазмы

Фотографии образца после воздействия диссоциированного воздушного потока приведены на рисунке 3.24, из которого видно, что участки поверхности пластины со штатным черным низкокаталитическим покрытием сохранили свой первоначальный вид, в то время как на участках, которые были дополнительно покрыты шпинелью $NiCr_2O_4$, появились выраженные следы термохимического воздействия диссоциированного воздушного потока.

На рисунке 3.25 приведены термоизображения образца, зарегистрированные с помощью термовизора Тандем VS-415U в процессе нагрева. Представленные термоизображения получены с учетом поправки на спектральную излучательную способность нагреваемой поверхности $\varepsilon_\lambda = 0.87$ (принятой на основе данных для черного низкокаталитического покрытия тепловой защиты орбитального корабля «Буран» [119]).



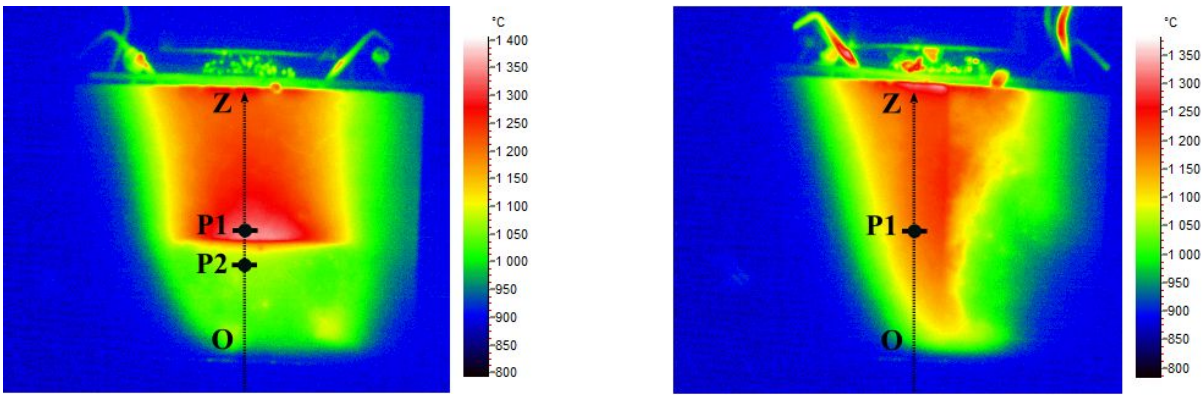
а) Сторона №1



б) Сторона №2

Рисунок 3.24 — Пластина из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием и участками, дополнительно покрытыми высококаталитической шпинелью $NiCr_2O_4$, после воздействия диссоциированного воздушного потока

Интегральная излучательная способность шпинели $NiCr_2O_4$ составляет не менее 0.87 в интервале температур 538 ÷ 1150 °C [155]. В предположении, что спектральная излучательная способность шпинели $NiCr_2O_4$ на длине волны 0.9 мкм близка к интегральной, а значит, и к спектральной излучательной способности черного низкокаталитического покрытия, дополнительные поправки для участков, покрытых шпинелью, не вводились (корректность этого допущения в процессе экспериментов была проверена сравнением показаний термовизора и пирометра спектрального отношения). На рисунке 3.25а хорошо виден скачок температуры при переходе от низкокаталитического участка поверхности образца к высококаталитическому. Вертикальная граница между высоко- и низкокаталитическими участками поверхности на стороне №2 пластины (рисунок 3.25б) размыта, но различима. На рисунке 3.26 показаны графики распределения температуры вдоль вертикальной линии сканирования (ось OZ на рисунке 3.25) по данным термовизора Тандем VS-415U, а также нанесены точки, соответствующие значениям цветовой температуры поверхности, измеренным в областях визирования P1 и P2 пирометрами спектрального отношения Mikron M-770S и Термоконт-ТЦ5С8М (для серых тел, то есть тел, излучательная способность которых не зависит от длины волны, цветовая температура совпадает с истинной или достаточно близка к ней и не зависит от величины излучательной способности [156]).



а) Сторона №1 б) Сторона №2

Рисунок 3.25 — Термоизображения пластины при нагреве в потоке диссоциированного воздуха

P1 – область визирования пирометра спектрального отношения Mikron M-770S, P2 – область визирования пирометра спектрального отношения Термоконт-ТЦ5С8М

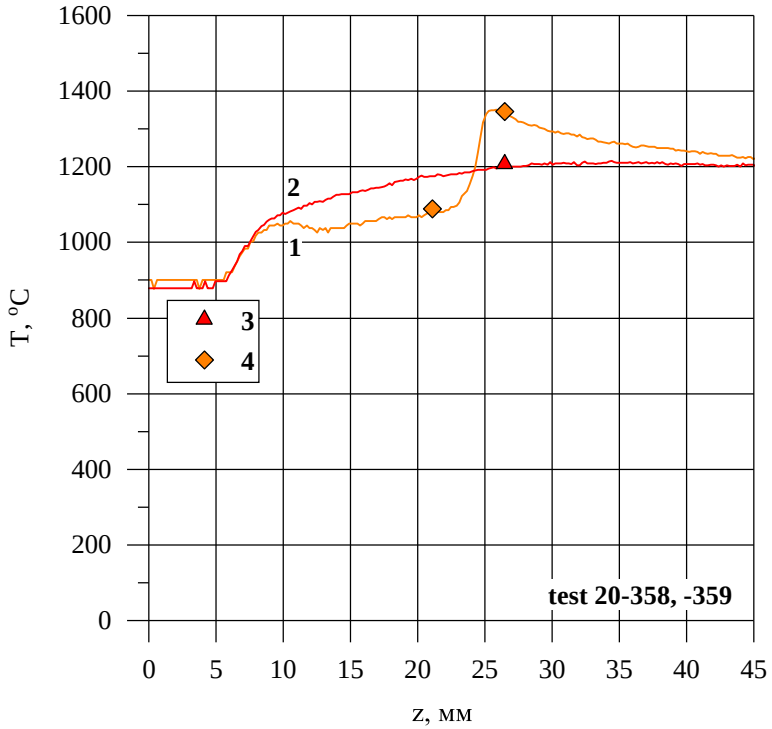


Рисунок 3.26 — Температура стороны №1 (кривая 1, т. 4) и №2 (кривая 2, т. 3) пластины по данным термовизора (кривые 1, 2) и пирометров спектрального отношения (т. 3, 4)

z – координата, отсчитываемая от передней кромки пластины вдоль вертикальной линии сканирования OZ

Как видно из рисунка 3.25б, линия сканирования OZ для стороны №2 пластины проходит по участку поверхности, полностью покрытому шпинелью $NiCr_2O_4$, таким образом, кривая 2 и т. 3 на рисунке 3.26 получены для случая обтекания высококаталитической поверхности. Кривая 1 и т. 4 соответствуют конфигурации эксперимента, в которой реализуется переход от низкокаталитического участка поверхности к высококаталитическому (рисунок 3.25а). Температура за линией перехода от низко- к высококаталитическому участку поверхности (сторона №1) превышает температуру, измеренную на том же расстоянии от нижней кромки пластины для случая обтекания полностью высококаталитической поверхности, на величину ~ 140 °C, что объясняется эффектом сверхравновесного нагрева. Скачок температуры при переходе от низко- к высококаталитическому участку поверхности стороны №1 по данным измерений пирометров спектрального отношения в областях P1 и P2 (рисунок 3.25а) составляет не менее 250 °C. Наблюдается хорошее совпадение показаний термовизора и пирометров спектрального отношения, что подтверждает принятое допущение о близких значениях спектральной излучательной способности черного низкокаталитического покрытия и покрытия на основе хромоникелевой шпинели на рабочей длине волны термовизора 0.9 мкм.

3.7.2 Исследование нагрева образца с участком поверхности, покрытым ниобием

Представляет интерес наблюдение эффекта сверхравновесного нагрева для новых сочетаний материалов. В качестве материала, исследование которого в диссоциированном воздушном потоке может иметь практическое значение, был выбран ниобий (Nb). Ниобий и сплавы на его основе обладают высокой жаропрочностью и находят применение в авиационно-космической технике [157]. В [21] показано, что ниобий можно отнести к среднекаталитическим материалам по отношению к реакциям рекомбинации в потоке диссоциированного воздуха, причем эффективный коэффициент рекомбинации γ_w для ниобия (Nb) выше, чем у золота (Au), тантала (Ta), бериллия (Be) и молибдена (Mo). При переходе диссоциированного воздушного потока с низкокаталитической поверхности на поверхность, покрытую ниобием, можно ожидать проявления

эффекта сверхравновесного нагрева. В последующих экспериментах использовалась теплозащитная плитка орбитального корабля «Буран» с размерами $150 \times 150 \times 50$ мм. Плитка устанавливалась за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм плазмотрона ВГУ-4 под углом атаки 5° аналогично схеме, приведенной в §3.5 (рисунок 3.12 на с. 71). Все эксперименты проведены при давлении в барокамере установки 50 гПа, расходе воздуха 2.4 г/с и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию 25 кВт.

В первом из серии экспериментов в дозвуковой струе диссоциированного воздуха была нагрета теплозащитная плитка со штатным черным низкокаталитическим покрытием (т.е. получены температуры для случая обтекания полностью низкокаталитической поверхности). Далее методом магнетронного распыления на поверхность плитки была нанесена полоса из ниобия шириной 15 мм (рисунок 3.27).

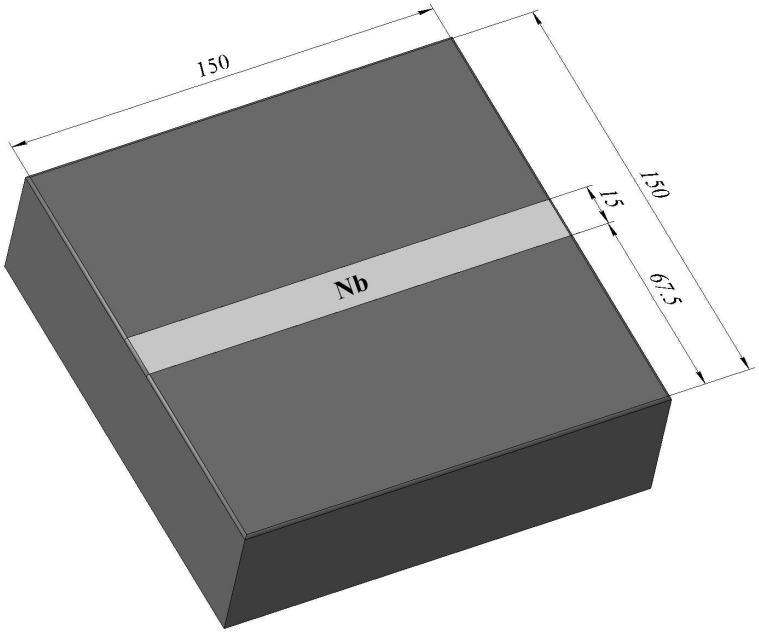


Рисунок 3.27 — Схема нанесения на поверхность теплозащитной плитки ниобиевого покрытия

Последовательно проведены эксперименты, в которых полоса ниобия была ориентирована вдоль и поперек набегающего потока (при одинаковых параметрах работы установки).

Термоизображения, зарегистрированные для трех указанных случаев, приведены на рисунке 3.28. Представленные термоизображения получены с

учетом поправки на спектральную излучательную способность нагреваемой поверхности $\varepsilon_\lambda = 0.87$ (на длине волны 0.9 мкм). Указанное значение спектральной излучательной способности аналогично §3.7.1 взято по данным для черного низкокаталитического покрытия тепловой защиты орбитального корабля «Буран». Для окисленного ниобия в [158] приводятся значения спектральной излучательной способности 0.835 и 0.900 (при температуре 877 °C, на длинах волн 1.15 и 0.6 мкм соответственно).

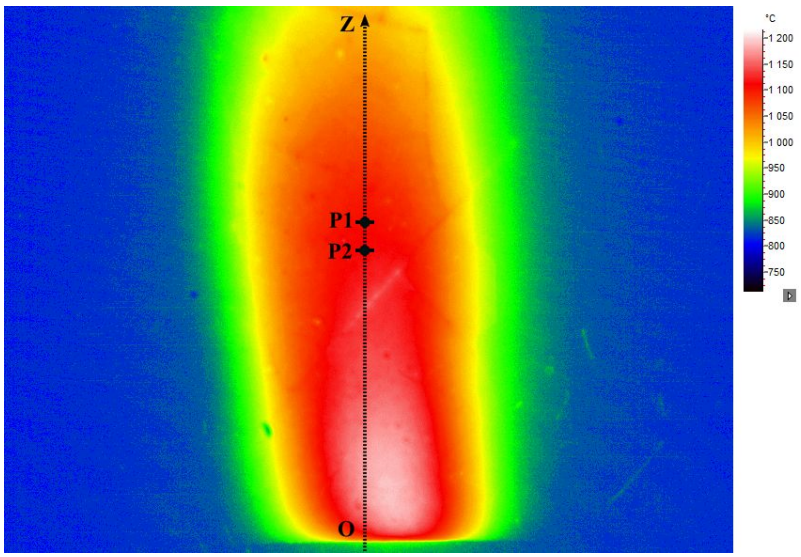
На рисунке 3.28: P1 – область визирования пирометра спектрального отношения Mikron M-770S, P2 – область визирования пирометра спектрального отношения Термоконт-ТЦ5С8М.

На рисунках 3.28б и 3.28в хорошо различима полоса среднекаталитического покрытия из ниобия, температура на которой выше, чем на низкокаталитической части поверхности. Отклонение пятна нагрева от вертикальной оси OZ обусловлено остаточной закруткой потока на выходе из щелевого сопла (из-за особенностей организации течения в разрядном канале ВЧ-плазмотрона ВГУ-4).

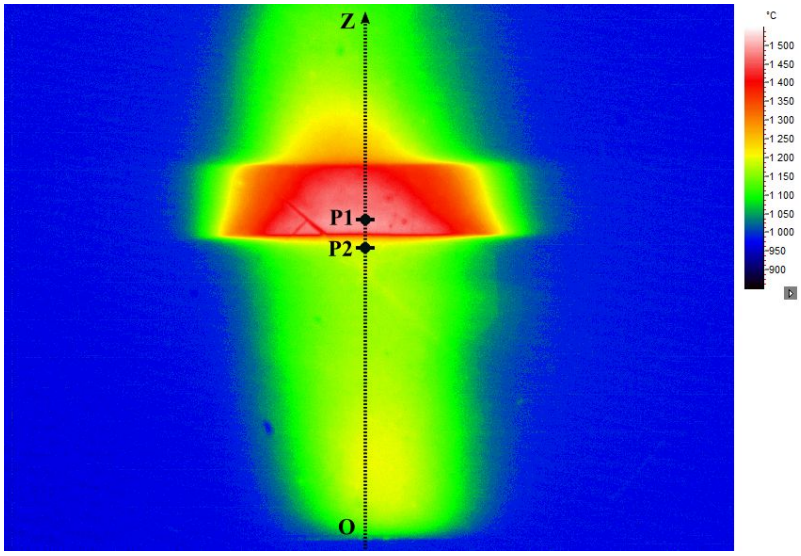
На рисунке 3.29 показаны графики распределения температуры вдоль вертикальной линии сканирования (ось OZ на рисунке 3.28) по данным термовизора Тандем VS-415U, а также нанесены точки, соответствующие значениям цветовой температуры поверхности, измеренным в областях визирования P1 и P2 пирометрами спектрального отношения Mikron M-770S и Термоконт-ТЦ5С8М.

Как видно из рисунка 3.28в, линия сканирования OZ при вертикальной ориентации полосы Nb проходит по последней и не затрагивает низкокаталитические участки поверхности. Таким образом, кривая 3 и т. 6 соответствуют случаю обтекания диссоциированным потоком полностью среднекаталитической поверхности. Кривая 2 и т. 5 соответствуют конфигурации эксперимента, в которой реализуется переход от низкокаталитического участка поверхности к среднекаталитическому (рисунок 3.28б).

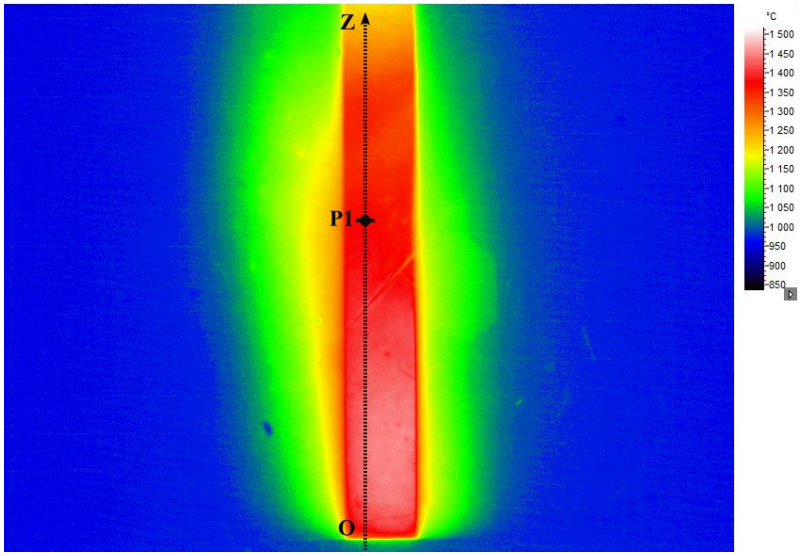
Температура за линией перехода от низко- к среднекаталитическому участку поверхности превышает температуру, измеренную на том же расстоянии от нижней кромки плитки для случая обтекания полностью среднекаталитической поверхности, на величину $\sim$ 120 °C (реализуется сверхравновесный нагрев).



а)



б)



в)

Рисунок 3.28 — Термоизображения, полученные при обтекании диссоциированным воздухом полностью низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки (а), поверхности с горизонтальной полосой Nb (б) и поверхности с вертикальной полосой Nb (в)

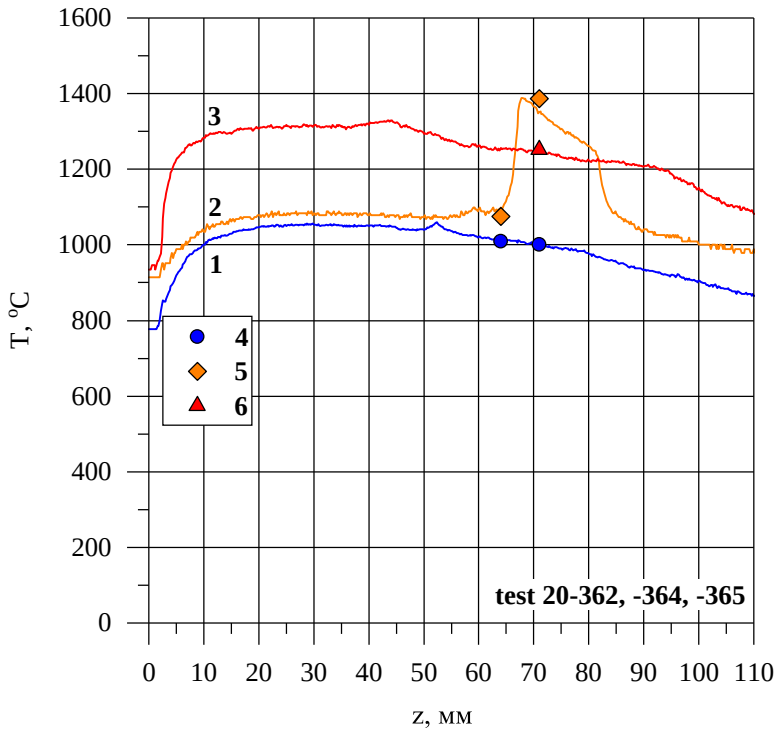


Рисунок 3.29 — Температура поверхности теплозащитной плитки со штатным черным низкокаталитическим покрытием (кривая 1, т. 4), с горизонтальной полосой Nb (кривая 2, т. 5), с вертикальной полосой Nb (кривая 3, т. 6) z – координата, отсчитываемая от передней кромки плитки вдоль вертикальной линии сканирования OZ

Скачок температуры при переходе от низко- к среднекаталитическому участку поверхности по данным измерений пирометров спектрального отношения в областях P1 и P2 (рисунок 3.28б) составляет 340 °C. Данные термовизора и пирометров спектрального отношения хорошо согласуются между собой, что подтверждает корректность вводимой для показаний термовизора поправки на спектральную излучательную способность нагреваемой поверхности $\varepsilon_\lambda = 0.87$.

Следует отметить, что ранее эффект сверхравновесного нагрева ниобия в струях диссоциированного воздуха не исследовался и в представленном эксперименте наблюдался впервые.

3.8 Выводы

В дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха ВЧ-плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 экспериментально исследован теплообмен ряда металлов (меди (Cu), серебра (Ag), тантала (Ta), молибдена (Mo), бериллия (Be), ниобия (Nb), золота (Au)) и кварца высокой химической чистоты (SiO_2). Установлена качественная шкала каталитичности исследованных материалов. В рассмотренных режимах обтекания дозвуковыми струями диссоциированного воздуха охлаждаемые поверхности меди и серебра ($T_w = 300$ K) проявляют себя как эталонные абсолютно каталитические поверхности по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов N и O, молибден и кварц можно отнести к низкокаталитическим материалам.

С помощью моделей, оснащенных нестационарными калориметрическими датчиками, получены распределения тепловых потоков вдоль оси симметрии высококаталитической поверхности медной пластины, обтекаемой под различными углами атаки струями высокоэнтальпийных газов. На поверхности медной пластины с размерами 100×100 мм в дозвуковых струях воздушной плазмы, истекающих из щелевых сопел с размерами выходных сечений 80×15 мм и 120×9 мм, реализованы тепловые потоки плотностью от 150 до 1830 кВт/м^2. На поверхности медной пластины с размерами 50×50 мм в дозвуковых струях воздушной плазмы, истекающих из щелевого сопла с размерами выходного сечения 40×8 мм реализованы тепловые потоки плотностью от 380 до 3750 кВт/м^2. Измерены тепловые потоки на медной пластине в струях азота (100 % N_2) и газовой смеси азота и углекислого газа (70 % N_2 + 30 % CO_2), истекающих из щелевого сопла с выходным сечением размерами 40×8 мм. Тепловые потоки в струях чистого азота близки к потокам в струях воздушной плазмы. Использование смеси из 70 % N_2 и 30 % CO_2 приводит к снижению тепловых потоков более чем на 20 % по сравнению с азотом и воздухом.

Экспериментально определены параметры теплообмена черной низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран», обтекаемой под углами атаки от 0° до 10° диссоциированным потоком воздуха при давлении 25, 50 и 100 гПа. Тепловые потоки к поверхности теплозащитной плитки более чем в 2 раза ниже зарегистрированных на медной поверхности для того же режима обтекания. Получено распределение темпе-

ратур на крупногабаритной панели из низкокаталитических теплозащитных плиток размерами 250×250 мм, размещенной под углом атаки в потоке диссоциированного воздуха, истекающем из щелевого сопла 200×30 мм, установленного за разрядным каналом мегаваттного плазмотрона ВГУ-3. Отмечено, что тепловой поток к поверхности панели снижается квазилинейно по мере удаления от выходного сечения сопла с 260 до 210 кВт/м^2.

Как показывают результаты математического моделирования [125; 159; 160], реализованные в струях индукционных плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 плотности тепловых потоков достаточно типичны для условий входа в атмосферу Земли возвращаемых космических аппаратов больших размеров.

Применение метода спектральной пирометрии позволило определить температуру нагреваемой поверхности образца из материала теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» с белым низкокаталитическим покрытием, обладающим выраженной зависимостью спектральной излучательной способности от длины волны. Определенное методом спектральной пирометрии значение температуры поверхности и радиационная температура, измеренная пирометром полного излучения, позволили оценить интегральную излучательную способность поверхности исследуемого материала, которая по данным эксперимента составляла $\varepsilon_t = 0.37$. Полученное значение интегральной излучательной способности удовлетворительно совпало с доступными литературными данными.

В дозвуковых струях диссоциированного воздуха ВЧ-плазмотрона ВГУ-4 проведены эксперименты, позволившие наблюдать эффект сверхравновесного нагрева при переходе от низкокаталитического участка поверхности пластины к высококаталитическому участку, покрытому хромоникелевой шпинелью. Температура за линией перехода от низко- к высококаталитическому участку поверхности превышала температуру, измеренную в той же области при обтекании полностью высококаталитической поверхности, на величину $\sim 140^\circ$ C. На поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» впервые наблюдался эффект сверхравновесного нагрева при переходе от области со штатным черным низкокаталитическим покрытием к среднекаталитическому участку, покрытому ниобием. Температура за линией перехода от низко- к среднекаталитическому участку поверхности превышала температуру, измеренную в той же области для случая обтекания полностью среднекаталитической поверхности, на величину $\sim 120^\circ$ C.

Заключение

Основные результаты работы заключаются в следующем.

1. Существенно расширен диапазон тепловых потоков к плоским поверхностям, обтекаемым дозвуковыми высокоэнтальпийными струями под углами атаки в установках ВГУ-3 и ВГУ-4.
2. Экспериментально исследованы особенности режимов работы ВЧ-плазмотронов и дозвуковых течений плазмы при использовании щелевых сопел. Установлено, что в дозвуковых режимах истечения щелевые сопла не оказывают заметного влияния на область существования индукционного разряда в канале ВЧ-плазмотрона. Измерены динамические давления в дозвуковых струях воздушной плазмы, истекающих из щелевых сопел. Проведена оценка скорости и температуры потока воздушной плазмы за выходным сечением щелевого сопла для одного из характерных режимов работы установки ВГУ-4. Измерены избыточные давления на плоской поверхности, обтекаемой под углом атаки струями воздушной плазмы. Предложен и реализован метод визуализации течения у поверхности пластины, основанный на вдуве ацетилена или пропана в пограничный слой. Полученные результаты дают возможность быстрого и конструктивного выбора оптимальных режимов работы установок ВГУ-3 и ВГУ-4 и конфигураций экспериментов при исследованиях теплообмена пластин с использованием щелевых сопел.
3. В дозвуковых струях высокоэнтальпийного воздуха установок ВГУ-3 и ВГУ-4 экспериментально исследован теплообмен охлаждаемых поверхностей ряда металлов (меди, серебра, тантала, молибдена, бериллия, ниобия, золота) и кварца. Проведено сравнение каталитичности указанных материалов по отношению к гетерогенной рекомбинации атомов O и N. Наблюдалось качественное совпадение шкал каталитичности материалов, полученных с использованием установок ВГУ-3 и ВГУ-4.
4. Получены распределения тепловых потоков на поверхностях медных пластин разных габаритов и теплозащитных плиток орбитального корабля «Буран», которые устанавливались под углами атаки в дозвуковых струях высокоэнтальпийных газов, истекающих из щелевых сопел ВЧ-плазмотронов. В дозвуковых струях диссоциированного воздуха

на плоской медной высококаталитической поверхности реализованы тепловые потоки плотностью от 150 до 3750 кВт/м^2. Экспериментально определены параметры теплообмена черной низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран», обтекаемой дозвуковым потоком диссоциированного воздуха. Тепловые потоки к низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки оказались более чем в 2 раза ниже зарегистрированных на медной поверхности для тех же режимов обтекания. Получены распределения температур и тепловых потоков на крупногабаритной теплозащитной панели, обтекаемой дозвуковыми струями диссоциированного воздуха мегаваттного плазмотрона ВГУ-3.

5. Методом спектральной пирометрии определена температура нагреваемой в диссоциированном потоке воздуха поверхности образца из теплозащитного материала с белым низкокаталитическим покрытием. Проведена оценка интегральной излучательной способности поверхности материала в условиях эксперимента.
6. В дозвуковых струях диссоциированного воздуха экспериментально исследован эффект сверхравновесного нагрева поверхности с разрывом каталитических свойств. Эффект сверхравновесного нагрева наблюдался при переходе от низкокаталитического участка поверхности пластины к высококаталитическому участку, покрытому хромоникелевой шпинелью, а также при переходе от участка поверхности теплозащитной плитки с низкокаталитическим покрытием к среднекаталитическому участку, покрытому ниобием.

Представленное исследование не исчерпывает вопросы, связанные с теплообменом пластин, обтекаемых под углом атаки в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов. Следующим закономерным шагом может служить расчетное моделирование рассмотренных экспериментальных режимов. Автор надеется, что приведенные результаты послужат основой для валидации подобных расчетов.

Данная работа была бы невозможна без уникальной школы высокотемпературного эксперимента, которую автор прошел, работая под началом А.Н. Гордеева. Автор выражает большую благодарность и признательность научному руководителю А.Ф. Колесникову за поддержку, советы и научное руководство. Автор благодарит И.В. Лукомского и Ю.К. Рулева за помощь

в подготовке и проведении экспериментов, С.А. Васильевского за помощь в расчете параметров потоков плазмы. Также автор благодарит весь коллектив лаборатории взаимодействия плазмы и излучения с материалами Института проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН за дружественную и творческую атмосферу, в которой проходила работа по подготовке диссертации.

Список литературы

1. *Anfimov N.* Capabilities of TSNIIMASH test facilities for experimental investigations of aerospace plane aerothermodynamics // 5th International Aerospace Planes and Hypersonics Technologies Conference, AIAA-93-5000. — 1993. — P. 1—15.
2. Высокочастотный плазмотрон – установка для исследований аэрофизических проблем с использованием высокоэнтальпийных газовых потоков / Г. Н. Залогин [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. — 1994. — № 2. — С. 22—32.
3. *Neiland V. Y.* Review of TsAGI wind tunnels // Wind tunnels and wind tunnel test techniques. — 1992. — P. 1—19.
4. *Егоров И. В.*, *Жестков Б. Е.*, *Шведченко В. В.* Определение каталитической активности материалов при высоких температурах в гиперзвуковой трубе ВАТ-104 // Ученые записки ЦАГИ. — 2014. — Т. 45, № 1. — С. 3—13.
5. Отработка теплозащитных материалов орбитального корабля «БУРАН» на индукционных плазмотронах / П. Н. Баронец [и др.] // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации. — 1990. — Т. 1991. — С. 41—52.
6. *Gordeev A. N.*, *Kolesnikov A. F.*, *Yakushin M. I.* Induction plasma application to Buran's heat protection tiles ground tests // SAMPE Journal (Society of Aerospace Material and Process Engineers). — 1992. — Vol. 28, no. 3. — P. 29—33.
7. *Gordeev A. N.*, *Yakushin M. I.* Thermochemical stability of carbon-carbon using an antioxidation coating for Buran-Part II // SAMPE Journal (Society of Aerospace Material and Process Engineers). — 1993. — Vol. 29, no. 2. — P. 27—31.
8. Predicting material surface catalytic efficiency using arc-jet tests / D. Stewart, Y.-K. Chen, D. Bamford, A. Romanovsky // 30th Thermophysics Conference, AIAA-95-2013. — 1995. — P. 1—23.
9. *Miller C.* Aerothermodynamic flight simulation capabilities for aerospace vehicles // 20th AIAA Advanced Measurement and Ground Testing Technology Conference, AIAA 98-2600. — 1998. — P. 1—35.

10. European plasma working group: status of activities and future plans / J. Muylaert [et al.] // Hot Structures and Thermal Protection Systems for Space Vehicles. Vol. 521. — 2003. — P. 321—331.

11. *Гордеев А. Н.*, *Колесников А. Ф.* Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ // Сб. Актуальные проблемы механики: Физико-химическая механика жидкостей и газов. Москва, Наука. — 2010. — С. 151—177.

12. *Гордеев А. Н.*, *Чаплыгин А. В.* Экспериментальное исследование теплообмена диссоциированного потока воздуха с плоской пластиной под углом атаки в ВЧ-плазмотроне // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2019. — Т. 20, вып. 1. — С. 1—20.

13. *Чаплыгин А. В.*, *Гордеев А. Н.* Влияние щелевого сопла на устойчивость индукционного разряда в канале высокочастотного безэлектродного плазмотрона // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2019. — Т. 20, вып. 4. — С. 1—9.

14. *Гордеев А. Н.*, *Чаплыгин А. В.* Теплообмен в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 при использовании щелевых сопел // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2020. — Вып. 2. — С. 1—20.

15. *Гордеев А. Н.*, *Чаплыгин А. В.* Теплообмен и визуализация течения на поверхности медной пластины при ее обтекании струями воздушной плазмы // Инженерный журнал: наука и инновации. — 2020. — Вып. 9. — С. 1—11.

16. *Гордеев А. Н.*, *Лукомский И. В.*, *Чаплыгин А. В.* Экспериментальное исследование теплообмена при обтекании пластины под углом атаки потоком диссоциированного воздуха // Материалы XXX научно-технической конференции по аэродинамике. Материалы конференции, посвященной 150-летию со дня рождения С.А. Чаплыгина. — Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, 2019. — С. 95—96.

17. *Гордеев А. Н.*, *Чаплыгин А. В.* Сравнение калориметров двух типов при определении тепловых потоков в струях воздушной плазмы // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. —

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского, г. Жуковский, 2020. — С. 78—79.

18. *Гордеев А. Н.*, *Чаплыгин А. В.* Моделирование теплообмена боковых поверхностей летательных аппаратов в высокочастотных индукционных плазмотронах // XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых-пионеров освоения космического пространства: сборник тезисов в 2 т. — г. Москва: Издательство МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2020. — С. 323—324.

19. *Чаплыгин А. В.* Экспериментальное исследование эффекта сверхравновесного нагрева поверхности в дозвуковой струе диссоциированного воздуха // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2021. — Т. 21, вып. 2. — С. 1—15.

20. Возможности индукционных плазмотронов ИПМех РАН при исследованиях образцов высокотемпературных материалов в форме пластин / А. Н. Гордеев, А. В. Чаплыгин, В. Г. Бабашов, А. С. Беспалов // Современные достижения и тенденции развития в области теплозащитных, керамических и металлических композиционных материалов: материалы Всероссийской научно-технической конференции. — ВИАМ, Москва, 2019. — С. 229—238.

21. Thermal Effect of Surface Catalysis in Subsonic Dissociated-Air Jets. Experiment on a High-Frequency Plasmatron and Numerical Modeling / S. A. Vasil'evskii, A. N. Gordeev, A. F. Kolesnikov, A. V. Chaplygin // Fluid Dynamics. — 2020. — Vol. 55, no. 5. — P. 708—720.

22. Новые режимы теплообмена в высокочастотном мегаваттном индукционном плазмотроне ВГУ-3 / А. В. Чаплыгин, С. А. Васильевский, А. Н. Гордеев, А. Ф. Колесников // Сборник трудов в 4 томах XII Всероссийского съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Т. 2: Механика жидкости и газа. Т. 2. — г. Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. — С. 921—922.

23. Условия моделирования теплообмена спускаемых аппаратов при скоростях входа V = 10–11 км/с в плазменных струях ВЧ-плазмотрона /

В. И. Власов [и др.] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2011. — Т. 12, вып. 1. — С. 1—25.

24. *Vasil'evskii S. A.*, *Gordeev A. N.*, *Kolesnikov A. F.* Local modeling of the aerodynamic heating of the blunt body surface in subsonic high-enthalpy air flow. Theory and experiment on a high-frequency plasmatron // Fluid Dynamics. — 2017. — Vol. 52, no. 1. — P. 158—164.

25. *Chazot O.*, *Krassilchikoff H. W.*, *Thoemel J.* TPS Ground Testing in Plasma Wind Tunnel for Catalytic Properties Determination // 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 2008-1252. — 2008. — P. 1—10.

26. Development of a 30kW inductively coupled plasma torch for aerospace material testing / W. Owens [et al.] // 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA 2010-4322. — 2010. — P. 1—15.

27. *Anfimov N.* TSNIIMASH capabilities for aerogasdynamical and thermal testing of hypersonic vehicles // 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA 92-3962. — 1992. — P. 1—13.

28. Аномальный теплообмен на каталитической поверхности в потоке диссоциированного азота / Г. Н. Залогин, П. Г. Итин, В. В. Лунев, С. Л. Перов // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации, 1988. М.: Наука. — 1989. — С. 26—33.

29. Extended possibilities for simulating re-entry conditions of space vehicle in HF-plasmatron / V. Knotko [et al.] // Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Vol. 487. — 2002. — P. 513.

30. On MHD Phenomena Modeling at High Frequency Plasmatron / V. Bityurin [et al.] // 33rd Plasmadynamics and Lasers Conference, AIAA 2002-2253. — 2002. — P. 1—8.

31. Experimental study of flow parameters and MHD generator models at high frequency plasmatron / V. A. Bityurin [et al.] // The 15th International Conference on MHD Energy Conversion and the 6th International Workshop on MagnetoPlasma Aerodynamics, IVTAN, Moscow. — 2005. — P. 444.

32. Тепловая отработка конструкции антенны спутниковой навигации спускаемого аппарата «Союз» / А. В. Белошицкий [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. — 2014. — № 4. — С. 74—78.

33. Calculated and experimental flat and wavy surface temperature distributions / V. Shvedchenko [et al.] // 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 99-0733. — 1999. — P. 1—11.

34. Arc jet testing in NASA Ames Research Center thermophysics facilities / A. Balter-Peterson, F. Nichols, B. Mifsud, W. Love // AlAA 4th International Aerospace Planes Conference, AIAA-92-5041. — 1992. — P. 1—13.

35. *Terrazas-Salinas I.*, *Cornelison C.* Test Planning Guide for NASA Ames Research Center Arc Jet Complex and Range Complex // Space Technology Division, NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA. — 2009. — Vol. 94035. — P. 16—31.

36. *Gökçen T.*, *Skokova K.*, *Alunni A.* Computational Simulations of Panel Test Facility Flow: Compression-Pad Arc-Jet Tests // 42nd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2011-3635. — 2011. — P. 1—21.

37. *Gökçen T.*, *Alunni A.* On Laminar to Turbulent Transition of Arc-Jet Flow in the NASA Ames Panel Test Facility // 43rd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2012-3304. — American Institute of Aeronautics, Astronautics, 2012. — P. 1—20.

38. Analysis of Tile Calibration Tests in the PTF: Compression-Pad Surface Heating Distribution / T. Gökçen [et al.] // 11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA 2014-2816. — 2014. — P. 1—24.

39. Calibration of the Truncated Panel Test Arc-Jet Facility / J. Balboni [et al.] // 41st AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2009-4090. — 2009. — P. 1—15.

40. *Gökçen T.*, *Stewart D. A.* Computational Analysis of Semi-Elliptical Nozzle Arc-Jet Experiments: Calibration Plate, Wing Leading Edge // AIAA Journal. — 2007. — Vol. 45, no. 1. — P. 128—137.

41. The Laser Enhanced Arc-Jet Facility (LEAF-Lite): Simulating Convective and Radiative Heating with Arc-jets and Multiple 50-kW CW Lasers / G. Cushman [et al.] // 2018 Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA 2018-3273. — 2018. — P. 1—21.

42. *Gökçen T.*, *Alunni A.* CFD Simulations of the IHF Arc-Jet Flow: 9-Inch Nozzle, Flow Surveys, LEAF Wedge Calibration Data // AIAA Aviation 2019 Forum, AIAA 2019-3008. — 2019. — P. 1—21.

43. *Alunni A. I.*, *Gökçen T.*, *Boghozian T.* Laser-Enhanced Arc-Jet Facility Wedge Tests: Avcoat Material Performance Under Convective and Radiative Heating Environments // Thermophysics Conference at AIAA Aviation 2019. — American Institute of Aeronautics, Astronautics, 2019. — P. 1—8.

44. The VKI plasmatron characteristics and performance : tech. rep. / B. Bottin [et al.] ; Von Karman Institute For Fluid Dynamics. — Rhode-Saint-Genese (Belgium), 2000. — 27 p.

45. *Chazot O.*, *Panerai F.*, *Chazot V.* Off-Stagnation Point Testing and Methodology in Plasma wind tunnel // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2011-2210. — 2011. — P. 1—8.

46. *Panerai F.*, *Chazot O.*, *Thoemel J.* Plasma Wind Tunnel Testing as Support to the Design of Gas-Surface Interaction In-Flight Experiments // 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2011-2276. — 2011. — P. 1—13.

47. Off-Stagnation Tests of ESA IXV TPS Interfaces in Plasmatron / G. Ceglia [et al.] // 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space vehicles. — 2015. — P. 1—8.

48. Design, Integration and Preliminary Results of the IXV Catalysis Experiment / A. Viladegut [et al.] // CEAS Space Journal. — 2016. — Vol. 9, no. 2. — P. 141—151.

49. *Viladegut A.*, *Chazot O.* OFF-Stagnation point testing in plasma facility // Progress in Flight Physics – Volume 7 / ed. by D. Knight, I. Lipatov, P. Reijasse. — EDP Sciences, 2015. — P. 113—122.

50. *Scigliano R.*, *Simone V. D.*, *Fumo M. D. S.* Finite Element Method for Ablative Thermal Protection Systems Design for Atmospheric Re-Entry Vehicles // 22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA 2018-5207. — 2018. — P. 1—8.

51. *Viladegut A.* Assessment of Gas-Surface Interaction Modelling for Lifting Body Re-Entry Flight Design : PhD thesis / Viladegut A. — von Karman Institute for Fluid Dynamics, Universitat Politècnica de Catalunya, 2017. — P. 79—100.

52. Hypersonic Boundary-Layer Duplication Methodology Downstream of the Stagnation Point / A. Viladegut, J.-E. Durand, F. Pinna, O. Chazot // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2018. — Vol. 55, no. 6. — P. 1393—1400.

53. *Schettino A.*, *Borrelli S.* Applicability of Scirocco Plasma Wind Tunnel for testing the thermal protection system of FESTIP concept vehicles // 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 98-1509. — 1998. — P. 1—10.

54. Experimental characterisation of the CIRA plasma wind tunnel SCIROCCO test section / C. Purpura, F. D. Filippis, P. Barrera, D. Mandanici // Acta Astronautica. — 2008. — Vol. 62, no. 6/7. — P. 410—421.

55. *Borrelli R.*, *Martucci A.* SCIROCCO plasma wind tunnel: synergy between numerical and experimental activities for tests on aerospace structures // Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research. — IntechOpen, 2011. — P. 1—24.

56. Aerothermodynamic Analysis of a Scirocco Plasma Wind Tunnel Test on a Large TPS Demonstrator and Comparison with Experimental Results / S. Di Benedetto, G. C. Rufolo, M. Marini, E. Trifoni // 6th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Vol. 659. — 2009. — P. 1—11.

57. *Cinquegrana D.*, *Trifoni E.* Final CFD design of SCIROCCO Arc-jet test conditions for IXV TPS interfaces // Proceedings of the 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. — 2017. — P. 1—8.

58. Test Design Methodologies for Flight Relevant Plasma Wind Tunnel Experiments / M. Marini [et al.] // Proceedings of West-East High Speed Flow Field Conference. — 2007. — P. 1—38.

59. *Clemente M. D.*, *Marini M.*, *Schettino A.* Shock Wave Boundary Layer Interaction in EXPERT Flight Conditions and "Scirocco" PWT // AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, AIAA 2005-3411. — 2005. — P. 1—21.

60. Numerical prediction of aerothermodynamic effects on a re-entry vehicle body flap configuration / M. Di Clemente [et al.] // Acta Astronautica. — 2009. — Vol. 65, no. 1/2. — P. 221—239.

61. Design of a Scientific Experiment on EXPERT Flap at CIRA SCIROCCO Plasma Wind Tunnel / E. Trifoni [et al.] // Proceedings of the 7th European Symposium on Aerothermodynamics, ESA SP-692, Brugge (Belgium). — 2011. — P. 1—7.

62. Aerothermal Rebuilding of Plasma Wind Tunnel Tests on the Expert Capsule Open Flap / M. D. Clemente [et al.] // 43rd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2012-3003. — American Institute of Aeronautics, Astronautics, 2012. — P. 1—17.

63. *Clemente M. D.*, *Rufolo G.*, *Battista F.* An Extrapolation from Flight Methodology for a Re-Entry Vehicle Wing Leading Edge Test in a Plasma Wind Tunnel Facility // 39th AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2007-3895. — 2007. — P. 1—19.

64. *Trifoni E.*, *Di Benedetto S.*, *Di Clemente M.* A New Global Approach to Evaluate the Surface Catalytic Efficiency of TPS Materials Based on Arc Jet Experiments and Numerical Predictions // 8th European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. — 2015. — P. 1—6.

65. *Gülhan A.*, *Esser B.* Arc-heated facilities as a tool to study aerothermodynamic problems of reentry vehicles // Progress in Astronautics and Aeronautics. — 2002. — Vol. 198. — P. 375—403.

66. *Esser B.*, *Gülhan A.*, *Koch U.* Qualification of Heat Flux Sensors in High Enthalpy Flows // Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Vol. 487. — 2002. — P. 689—698.

67. *Gülhan A.*, *Esser B.* A study on heat flux measurements in high enthalpy flows // 35th AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2001-3011. — 2001. — P. 1—14.

68. *Willems S.* Strömung-Struktur-Wechselwirkung in Überschallströmungen : PhD thesis / Willems Sebastian. — DLR, Deutsches Zentrum für Luft-und Raumfahrt eV, 2017. — P. 85—102.

69. *Vennemann D.* Hypersonic test facilities available in Western Europe for aerodynamic/aerothermal and structure/material investigations // Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences / ed. by L. H. Townend. — 1999. — Vol. 357, no. 1759. — P. 2227—2248.

70. *Bouilly J.-M.* Thermal protection of the Huygens Probe during Titan entry: Last questions // Proceedings of the 2nd International Planetary Probe Workshop. — 2005. — P. 113—120.

71. Overview of Dust Effects During Mars Atmospheric Entries: Models, Facilities and Design Tools / I. Montois [et al.] // Pasadena, CA. — 2007. — P. 1—8.

72. Ablation behavior of advanced TaSi2-based coating on carbon-bonded carbon fiber composite/ceramic insulation tile in plasma wind tunnel / B. Du [et al.] // Ceramics International. — 2018. — Vol. 44, no. 3. — P. 3505—3510.

73. High enthalpy material test facility design improvements in Japan / R. K. Smith [et al.] // 25th Plasmadynamics and Lasers Conference, AIAA 94-2592. — 1994. — P. 1—14.

74. Diagnostic experiments in an arc-heated channel nozzle flow / Y. Watanabe [et al.] // 10th AIAA/NAL-NASDA-ISAS International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA-2001-1771. — 2001. — P. 1—12.

75. *Gordeev A. N.* Overview of characteristics and experiments in IPM plasmatrons // NATO RTO EN-8 (Neuilly-Sur-Seine Cedex, France). — 2000. — 1A-1—1A-18.

76. *Лозино-Лозинский Г. Е.* Полет «Бурана» // Гагаринские научные чтения по космонавтике и авиации. — 1989. — С. 6—21.

77. *Тимошенко В. П.* Проектирование и экспериментальная отработка теплозащиты «Бурана» // Авиационно-космические системы. — 1997. — С. 123—144.

78. *Васильевский С. А.*, *Гордеев А. Н.*, *Колесников А. Ф.* Теплообмен и теплофизика дозвуковых струй диссоциированного воздуха, обтекающих цилиндрические модели в индукционном ВЧ-плазмотроне // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. — 2019. — № 3. — С. 98—112.

79. *Anderson L. A.*, *Sheldahl R. E.* Experiments with two flow-swallowing enthalpy probes in high-energy supersonic streams // AIAA Journal. — 1971. — Vol. 9, no. 9. — P. 1804—1810.

80. Влияние геометрии разрядного канала ВЧ-плазмотрона на теплообмен в высокоэнтальпийных дозвуковых струях воздуха / А. Ф. Колесников, А. Н. Гордеев, С. А. Васильевский, Е. С. Тептеева // Теплофизика высоких температур. — 2019. — Т. 57, № 4. — С. 509—517.

81. *Гордеев А. Н.*, *Колесников А. Ф.* Новые режимы течения и теплообмена плазмы в высокочастотном индукционном плазмотроне ВГУ-4 // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2008. — № 7. — С. 1—7.

82. Comparative analysis of the inductive plasmatrons capabilities for thermochemical simulation at the Earth and Mars atmospheric entry conditions / A. F. Kolesnikov [et al.] // XI International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR). — 2002. — P. 1—7.

83. *Дресвин С. В.* Физика и техника низкотемпературной плазмы. — Атомиздат, 1972. — С. 127—136.

84. *Воропаев А. А.*, *Дресвин С. В.*, *Клубникин В. С.* Измерение скорости течения плазмы трубкой полного напора // Теплофизика высоких температур. — 1969. — Т. 7, № 4. — С. 633—640.

85. *Абрамович Г. Н.* Турбулентное смешение газовых струй. — Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1974. — С. 10.

86. *Barker M.* On the use of very small Pitot-tubes for measuring wind velocity // Proceedings of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical and Physical Character. — 1922. — Vol. 101, no. 712. — P. 435—445.

87. *Homann F.* The effect of high viscosity on the flow around a cylinder and around a sphere // NACA TM 1334. — 1952. — P. 1—31.

88. *Carleton F.*, *Kadlec R.* Impact tube gas velocity measurement at high temperatures // AIChE Journal. — 1972. — Vol. 18, no. 5. — P. 1065—1067.

89. *Grey J.*, *Jacobs P. F.*, *Sherman M. P.* Calorimetric Probe for the Measurement of Extremely High Temperatures // Review of Scientific Instruments. — 1962. — Vol. 33, no. 7. — P. 738—741.

90. *Гордеев А. Н.*, *Колесников А. Ф.* Экспериментальное моделирование теплообмена в ВЧ-плазмотроне с удлиненным секционированным разрядным каналом // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. — 2010. — № 3. — С. 181—191.

91. *Хаддлстоун Р.*, *Леонард С.* Диагностика плазмы. — Мир, 1967. — С. 167—216.

92. *Зайдель А. Н.*, *Шрейдер Е. Я.* Вакуумная спектроскопия и ее применение. — Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. — С. 354—362.

93. NIST Atomic Spectra Database / A. Kramida, Yu. Ralchenko, J. Reader, and NIST ASD Team // [Online]. Available: https://physics.nist.gov/asd [2020, December 7]. National Institute of Standards and Technology, Gaithersburg, MD. — 2020.

94. *Глушко В. П.*, *Гурвич Л. В.* Термодинамические свойства индивидуальных веществ: справочное издание в четырех томах. — Издательство «Наука», 1978.

95. *Соколова И. А.*, *Васильевский С. А.*, *Андриатис А. В.* Вычисление коэффициентов переноса многокомпонентного газа и плазмы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2005. — Т. 3. — С. 1—30.

96. *Boulos M.* Visualization and diagnostics of thermal plasma flows // Journal of Visualization. — 2001. — Vol. 4, no. 1. — P. 19—28.

97. Investigation of Freestream Plasma Flow Produced by Inductively Coupled Plasma Wind Tunnel / A. Cipullo [et al.] // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. — 2014. — Vol. 28, no. 3. — P. 381—393.

98. *Yakushin M.*, *Pershin I.*, *Kolesnikov A.* An Experimental Study of Stagnation Point Heat Transfer from High-Enthalpy Reacting Gas Flow to Surface with Catalysis and Gas Injection // Fourth Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Vol. 487. — 2002. — P. 473—480.

99. Pyrolysis Simulation in an ICP Torch Facility / J. Uhl [et al.] // 42nd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2011-3618. — 2011. — P. 1—15.

100. *Vancrayenest B.*, *Tran M.*, *Fletcher D.* Stagnation Point Heat Transfer with Gas Injection Cooling // Fifth European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles. Vol. 563. — 2005. — P. 75.

101. *Herzberg G.* The spectra and structures of simple free radicals: an introduction to molecular spectroscopy. — Courier Corporation, 1988. — P. 226.

102. *Goulard R.* On Catalytic Recombination Rates in Hypersonic Stagnation Heat Transfer // Journal of Jet Propulsion. — 1958. — Vol. 28, no. 11. — P. 737—745.

103. *Полежаев Ю. В.*, *Юревич Ф. Б.* Тепловая защита / под ред. А. В. Лыкова. — Энергия, 1976. — С. 41—47.

104. *Vidal R. J.*, *Golian T. C.* Heat-transfer measurements with a catalytic flat plate in dissociated oxygen // AIAA Journal. — 1967. — Vol. 5, no. 9. — P. 1579—1588.

105. *Колесников А. Ф.*, *Якушин М. И.* Об определении эффективных вероятностей гетерогенной рекомбинации атомов по тепловым потокам к поверхности, обтекаемой диссоциированным воздухом // Математическое моделирование. — 1989. — Т. 1, № 3. — С. 44—60.

106. Экспериментальные исследования влияния структуры поверхности материалов на их каталитическую активность / Ю. В. Брылкин [и др.] // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2015. — Т. 16, вып. 3. — С. 1—29.

107. *Viladegut A.*, *Chazot O.* Empirical Modeling of Copper Catalysis for Enthalpy Determination in Plasma Facilities // Journal of Thermophysics and Heat Transfer. — 2020. — Vol. 34, no. 1. — P. 26—36.

108. *Kolesnikov A. F.* Combined measurements and computations of high enthalpy and plasma flows for determination of TPM surface catalycity // RTO EN-8 / ed. by J. M. Charbonnier, G. S. R. Sarma. — 2000. — 8A-1—8A-16.

109. *Дорренс У. Х.* Гиперзвуковые течения вязкого газа. — Мир, 1966. — С. 118—130.

110. *Fay J. A.*, *Riddell F. R.* Theory of stagnation point heat transfer in dissociated air // Journal of the Aerospace Sciences. — 1958. — Vol. 25, no. 2. — P. 73—85.

111. ASTM E422-05(2016). Standard Test Method for Measuring Heat Flux Using a Water-Cooled Calorimeter // ASTM International, West Conshohocken, PA. — 2016.

112. *Щетанов Б. В.* Материал плитки для внешнего высокотемпературного теплозащитного покрытия орбитального корабля «Буран» // Авиационные материалы и технологии. — 2013. — S1. — С. 41—50.

113. *Солнцев С. С.* Эрозионностойкие влагозащитные терморегулирующие покрытия многоразовой теплозащиты орбитального корабля «Буран» // Авиационные материалы и технологии. — 2013. — S1. — С. 94—124.

114. *Anderson L. A.* Effect of surface catalytic activity on stagnation heat-transfer rates // AIAA Journal. — 1973. — Vol. 11, no. 5. — P. 649—656.

115. ASTM E457-08(2015). Standard Test Method for Measuring Heat-Transfer Rate Using a Thermal Capacitance (Slug) Calorimeter // ASTM International, West Conshohocken, PA. — 2015.

116. *Магунов А. Н.* Теплообмен неравновесной плазмы с поверхностью. — ФИЗМАТЛИТ, 2005. — С. 53—55.

117. Design of slug calorimeters for re-entry tests / A. Esposito, F. De Rosa, V. Caso, F. Parente // NASA Tech. Pap. — 2010. — Vol. 2, no. 2. — P. 1—9.

118. *Nawaz A.*, *Santos J.* Assessing Calorimeter Evaluation Methods in Convective Heat Flux Environments // 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA 2010-4905. — 2010. — P. 1—15.

119. *Dozhdikov V. S.*, *Petrov V. A.* Radiation characteristics of heat protective materials of the Buran orbital spacecraft // Journal of engineering physics and thermophysics. — 2000. — Vol. 73, no. 1. — P. 25—28.

120. *Гофин М. Я.* Теплозащитная конструкция многоразового орбитального корабля // Авиационно-космические системы. — 1998. — С. 136—144.

121. *Леко В. К.*, *Мазурин О. В.* Свойства кварцевого стекла. — Наука. Ленингр. отд-ние, 1985. — С. 94—95.

122. *Нейланд В. Я.*, *Тумин А. М.* Аэротермодинамика воздушно-космических самолетов. — Жуковский: ФАЛТ МФТИ, 1991. — С. 136—154.

123. *Самарский А. А.* Теория разностных схем. — «Наука», Глав. ред. физико-математической лит-ры, 1989. — 656 с.

124. *Кузнецов Г. В.*, *Шеремет М. А.* Разностные методы решения задач теплопроводности. — Издательство Томского университета, 2007. — С. 101—110.

125. *Суржиков С. Т.* Радиационная газовая динамика спускаемых космических аппаратов больших размеров // Теплофизика высоких температур. — 2010. — Т. 48, № 6. — С. 956—964.

126. *Wright M.*, *Loomis M.*, *Papadopoulos P.* Aerothermal analysis of the Project Fire II afterbody flow // Journal of thermophysics and heat transfer. — 2003. — Vol. 17, no. 2. — P. 240—249.

127. Reconstruction of aerothermal environment and heat shield response of Mars Science Laboratory / D. Bose, T. White, M. Mahzari, K. Edquist // Journal of Spacecraft and Rockets. — 2014. — Vol. 51, no. 4. — P. 1174—1184.

128. *Kostkowski H. J.*, *Lee R. D.* Theory and methods of optical pyrometry. — US Department of Commerce, National Bureau of Standards, 1962. — 28 p.

129. *Branstetter J. R.* Some practical aspects of surface temperature measurement by optical and ratio pyrometers. — National Aeronautics, Space Administration, 1966. — 67 p.

130. *Gibson A. F.* A two-colour infra-red radiation pyrometer // Journal of Scientific Instruments. — 1951. — Vol. 28, no. 5. — P. 153—155.

131. *Pyatt E. C.* Some consideration of the errors of brightness and two-colour types of spectral radiation pyrometer // British Journal of Applied Physics. — 1954. — Vol. 5, no. 7. — P. 264—268.

132. *Magunov A. N.* Spectral pyrometry // Instruments and experimental techniques. — 2009. — Vol. 52, no. 4. — P. 451—472.

133. *Башарин А. Ю.*, *Кириллин А. В.*, *Шейндлин М. А.* Методика экспериментального исследования оптических характеристик тугоплавких материалов при сверхвысоких температурах // Теплофизика высоких температур. — 1984. — Т. 22, № 1. — С. 131—137.

134. Исследование оптических характеристик углеграфитовых материалов при лазерном нагреве / А. Ю. Башарин, А. В. Кириллин, М. А. Шейндлин, Л. М. Хейфец // Теплофизика высоких температур. — 1986. — Т. 24, № 1. — С. 76—81.

135. *Paderin L. Y.*, *Prusov B. V.*, *Tokarev O. D.* Facility for investigations of hemispherical emissivity of heat protection materials and thermal control coatings // TsAGI Science Journal. — 2011. — Vol. 42, no. 1. — P. 71—82.

136. *Chung P. M.*, *Liu S. W.*, *Mirels H.* Effect of discontinuity of surface catalycity on boundary layer flow of dissociated gas // International Journal of Heat and Mass Transfer. — 1963. — Vol. 6, no. 3. — P. 193—210.

137. Сравнительный анализ лабораторных и натурных данных о каталитичности материалов теплозащиты ЛА «Бор» и «Буран» / Л. П. Воинов, Г. Н. Залогин, В. В. Лунев, В. П. Тимошенко // Космонавтика и ракетостроение. — 1994. — № 2. — С. 51—57.

138. *Rakich J.*, *Stewart D.*, *Lanfranco M.* Results of a flight experiment on the catalytic efficiency of the Space Shuttle heat shield // 3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, AIAA-82-0944. — 1982. — P. 1—15.

139. *Scott C.*, *Derry S.* Catalytic recombination and Space Shuttle heating // 3rd Joint Thermophysics, Fluids, Plasma and Heat Transfer Conference, AIAA-82-0841. — 1982. — P. 1—12.

140. *Scott C. D.* Effects of nonequilibrium and wall catalysis on Shuttle heat transfer // Journal of Spacecraft and Rockets. — 1985. — Vol. 22, no. 5. — P. 489—499.

141. *Stewart D.*, *Rakich J.*, *Lanfranco M.* Catalytic surface effects experiment on the Space Shuttle // 16th Thermophysics Conference, AIAA-81-1143. — 1981. — P. 1—16.

142. Overequilibrium heating of the surface of a heat-shield tile in a subsonic jet of dissociated air / P. N. Baronets [et al.] // Fluid Dynamics. — 1991. — Vol. 26, no. 3. — P. 437—442.

143. Development of a Catalytic Coating for a Shuttle Flight Experiment / D. Stewart [et al.] // 10th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, AIAA 2010-4321. — 2010. — P. 1—15.

144. Boundary Layer Transition Flight Experiment Overview and In Situ Measurements / B. Anderson [et al.] // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2010-240. — 2010. — P. 1—28.

145. Boundary Layer Transition Flight Experiment Overview / K. Berger [et al.] // 42nd AIAA Thermophysics Conference, AIAA 2011-3323. — 2011. — P. 1—22.

146. *Stewart D.*, *Kolodziej P.* Wall catalysis experiment on AFE // 23rd Thermophysics, Plasmadynamics and Lasers Conference, AIAA 88-2674. — 1988. — P. 1—11.

147. Catalysis Phenomena Determination in Plasmatron Facility for Flight Experiment Design (Invited) / O. Chazot, F. Panerai, J.-M. Muylaert, J. Thoemel // 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2010-1248. — 2010. — P. 1—16.

148. Testing of the EXPERT Thermal Protection System Junction in a Plasma Wind Tunnel / F. Panerai, O. Chazot, E. Tagliaferri, G. Rossi // 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2009-7243. — 2009. — P. 1—18.

149. Design, integration and preliminary results of the IXV Catalysis experiment / A. Viladegut [et al.] // CEAS Space Journal. — 2017. — Vol. 9, no. 2. — P. 141—151.

150. *Bespalov V. L.*, *Voronkin V. G.* Theory of a catalytic calorimeter // Fluid Dynamics. — 1980. — Vol. 15, no. 1. — P. 162—165.

151. *Bogolepov V. V.*, *Lipatov I. I.*, *Sokolov L. A.* Structure of chemically nonequilibrium flows with a sudden change in the temperature and the catalytic properties of the surface // Journal of applied mechanics and technical physics. — 1990. — Vol. 31, no. 3. — P. 367—377.

152. *Гершбейн Э. А.*, *Казаков В. Ю.*, *Щелин В.* О гиперзвуковом вязком ударном слое на поверхности со скачкообразным изменением каталитической активности // Теплофизика высоких температур. — 1985. — Т. 23, № 5. — С. 916—921.

153. *Гершбейн Э. А.*, *Казаков В. Ю.*, *Тирский Г. А.* О развитии ламинарного пограничного слоя за точкой разрыва каталитической активности поверхности // Теплофизика высоких температур. — 1986. — Т. 24, № 6. — С. 1132—1142.

154. *Inger G.*, *Gnoffo P.* Hypersonic entry heating with discontinuous surface catalycity-A combined analytic/CFD approach // Theroretical Fluid Mechanics Conference. — 1996. — P. 2150.

155. Исследование спектральных характеристик терморегулирующих покрытий на основе хромоникелевой шпинели NiCr2O4 / О. П. Баринова, О. О. Васильков, В. М. Просвириков, С. В. Токарь // Успехи в химии и химической технологии. — 2016. — Т. 30, 7 (176). — С. 19—20.

156. *Фрунзе А.* Пирометры спектрального отношения: преимущества, недостатки и пути их устранения // Фотоника. — 2009. — № 4. — С. 32—37.

157. *Prasad V. V. S.*, *Baligidad R. G.*, *Gokhale A. A.* Niobium and other high temperature refractory metals for aerospace applications // Aerospace Materials and Material Technologies. — Springer, 2017. — P. 267—288.

158. *Touloukian Y. S.* Thermal radiative properties-metallic elements and alloys // Thermophysical Properties of Matter – The TPRC Data Series. — 1970. — Vol. 7. — P. 486—490.

159. *Суржиков С. Т.*, *Шувалов М. П.* Анализ радиационно-конвективного нагрева четырех типов спускаемых космических аппаратов // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. — 2014. — Т. 15, № 4. — С. 1—18.

160. *Суржиков С. Т.* Пространственная задача радиационной газовой динамики командного модуля Аполлон-4 при сверхорбитальном входе в атмосферу // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. — 2018. — № 2. — С. 149—160.

Список рисунков

1.1 Высокочастотные индукционные плазмотроны ВГУ-3 (слева) и ВГУ-4 (справа) в главном зале лаборатории взаимодействия плазмы и излучения с материалами ИПМех РАН (2020 г.) 20
1.2 Принципиальная схема установки ВГУ-4 21
1.3 Принципиальная схема испытательной камеры установки ВГУ-4 . . 22
1.4 Испытательная камера установки ВГУ-4 22
1.5 Принципиальная схема установки ВГУ-3 24
1.6 Принципиальная схема испытательной камеры установки ВГУ-3 . . 25
1.7 Высокочастотный индукционный разряд в мегаваттном плазмотроне ВГУ-3 26
1.8 Щелевые сопла с различными размерами выходного сечения 28

2.1 Область существования разряда в ВЧ-плазмотроне ВГУ-4 [82] . . . 31
2.2 Переход от дозвукового к сверхзвуковому режиму истечения для щелевого сопла 40×8 мм 32
2.3 Срыв индукционного разряда при снижении мощности ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-4 34
2.4 Область существования разряда при использовании различных сопел 34
2.5 Вид струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла с выходным сечением 80×15 мм при постоянной мощности анодного питания $N = 45$ кВт и различных давлениях в камере установки . . 36
2.6 Динамические давления на оси струи, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от расстояния z до выходного сечения сопла 37
2.7 Относительные значения динамических давлений на оси струи, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от расстояния z до выходного сечения сопла 38
2.8 Относительные значения динамических давлений, измеренных трубкой Пито, расположенной на высоте $z = 10$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм, в зависимости от величины смещения x трубки вдоль щели сопла относительно оси струи 38

2.9 Трубка Пито с полусферическим носком радиусом 4 мм в струе воздушной плазмы 41
2.10 Динамические давления, измеренные на оси струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200 × 30 мм в зависимости от мощности ВЧ-генератора (а), давления в барокамере установки ВГУ-3 (б) и расстояния до выходного сечения сопла (г), а также фотография трубки Пито диаметром 16 мм в процессе измерений (в) 42
2.11 Спектр воздушной плазмы на оси струи за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм при давлении 50 гПа и мощности ВЧ-генератора плазмотрона 70 кВт 44
2.12 Медная водоохлаждаемая модель-пластина с четырьмя приемными отверстиями на оси симметрии для измерения давлений 46
2.13 Избыточные давления, измеренные на оси симметрии медной пластины 100 × 100 мм, установленной за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм в зависимости от угла атаки, расстояния до нижней кромки пластины z и мощности ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию N 47
2.14 Вид струй ацетилена в пограничном слое на поверхности пластины . 49
2.15 Спектр воздушной плазмы и спектр воздушной плазмы при вдуве в поток ацетилена 49
2.16 Термовизионное изображение пластины при вдуве через инжекционные отверстия пропана в набегающий поток воздушной плазмы 50

3.1 Медная водоохлаждаемая модель с проточным калориметром (датчиком теплового потока) внутри 55
3.2 Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4 58
3.3 Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3 58
3.4 Модель-пластина для измерения тепловых потоков в установке ВГУ-4 59
3.5 Типичные графики изменения температуры тыльной поверхности датчиков тепловых потоков в процессе эксперимента 60

3.6 Тепловые потоки к поверхности медной модели в форме цилиндра с плоским торцом диаметром 20 мм, полученные с помощью различных датчиков 62
3.7 Медная модель-пластина размерами $100 \times 100 \times 10$ мм в дозвуковой струе воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла с размерами выходного сечения 80×15 мм 63
3.8 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 50 гПа 65
3.9 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 100 гПа 66
3.10 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 120×9 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 50 гПа 67
3.11 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки за выходным сечением щелевого сопла 40×8 мм, для различных значений мощности плазмотрона при давлении в барокамере 100 гПа 69
3.12 Схема установки теплозащитной плитки в экспериментах с использованием щелевого сопла 71
3.13 Теплозащитная плитка орбитального корабля «Буран» в дозвуковом (а) и сверхзвуковом (б) потоке воздушной плазмы 72
3.14 Распределение температур по поверхности теплозащитной плитки, установленной под углом атаки 5° за щелевым соплом 80×15 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию $N = 30$ кВт, черная вертикальная линия соответствует оси симметрии плитки и сопла 73
3.15 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии теплозащитной плитки для различных значений мощности плазмотрона 74

3.16 Пространственное представление распределения тепловых потоков по поверхности плитки, установленной под углом атаки 0° за щелевым соплом с выходным сечением 120 × 9 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 по анодному питанию $N = 40$ кВт 77
3.17 Поле температур на участке панели (а) и распределение теплового потока вдоль оси z (б) 78
3.18 Цилиндрический образец ТЗМК-10 с белым покрытием, нагретый в струе диссоциированного воздуха установки ВГУ-4 80
3.19 Спектры излучения поверхности материала ТЗМК-10 с белым покрытием (в координатах Вина) на 33-й (1), 62-й (2), 73-й (3) и 123-й (4) секундах эксперимента 82
3.20 Зависимости от времени мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона (N), давления в барокамере плазмотрона (p_{ch}), радиационной температуры (T_{rad}) и температуры (T_{sp}), полученной методом спектральной пирометрии . 82
3.21 Схема закрепления образца в форме пластины с цилиндрическим притуплением передней кромки 85
3.22 Пластина из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием и участками, дополнительно покрытыми высококаталитической шпинелью $NiCr_2O_4$, до воздействия диссоциированного воздушного потока 86
3.23 Образец в струе воздушной плазмы 86
3.24 Пластина из материала ТЗМК-10 с черным низкокаталитическим покрытием и участками, дополнительно покрытыми высококаталитической шпинелью $NiCr_2O_4$, после воздействия диссоциированного воздушного потока 87
3.25 Термоизображения пластины при нагреве в потоке диссоциированного воздуха 88
3.26 Температура стороны №1 (кривая 1, т. 4) и №2 (кривая 2, т. 3) пластины по данным термовизора (кривые 1, 2) и пирометров спектрального отношения (т. 3, 4) 88
3.27 Схема нанесения на поверхность теплозащитной плитки ниобиевого покрытия 90

3.28 Термоизображения, полученные при обтекании диссоциированным воздухом полностью низкокаталитической поверхности теплозащитной плитки (а), поверхности с горизонтальной полосой Nb (б) и поверхности с вертикальной полосой Nb (в) 92
3.29 Температура поверхности теплозащитной плитки со штатным черным низкокаталитическим покрытием (кривая 1, т. 4), с горизонтальной полосой Nb (кривая 2, т. 5), с вертикальной полосой Nb (кривая 3, т. 6) 93

Список таблиц

1.1 Основные параметры высокочастотных индукционных плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4 19

2.1 Динамические давления p_{dyn}, измеренные на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, на расстоянии $z = 20$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм ($p_t = 50$ гПа) 41

3.1 Тепловые потоки к поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки 5° ($z = 40$ мм, $p = 50$ гПа) 75

3.2 Тепловые потоки к поверхности пластины на расстоянии $z = 40$ мм от нижнего края в зависимости от давления в камере установки и угла атаки α 76

А.1 Динамические давления p_{dyn}, измеренные на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм установки ВГУ-4 126

А.2 Динамические давления p_{dyn}, измеренные трубкой Пито, расположенной на высоте $z = 10$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм установки ВГУ-4, в зависимости от величины смещения x трубки вдоль щели сопла относительно оси струи 127

А.3 Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200×30 мм установки ВГУ-3 ($p_{ch} = 20$ гПа, $z = 15$ мм) 128

А.4 Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200×30 мм установки ВГУ-3 ($N = 200$ кВт, $z = 15$ мм) 128

А.5 Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200×30 мм установки ВГУ-3 ($N = 200$ кВт, $p_{ch} = 20$ гПа) 129

А.6 Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4 при давлении $p_{ch} = 50$ гПа 129

А.7 Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4 при давлении $p_{ch} = 100$ гПа 130
А.8 Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3 при давлении $p_{ch} = 50$ гПа 130
А.9 Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3 при давлении $p_{ch} = 100$ гПа 131
А.10 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 131
А.11 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 132
А.12 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 5° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 132
А.13 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 5° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 133
А.14 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 133

А.15 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 134
А.16 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 134
А.17 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 135
А.18 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 135
А.19 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 136
А.20 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа 136
А.21 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 137

А.22 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 137
А.23 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 N = 70 кВт и давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа: результаты измерений в дозвуковых струях чистого азота (100 % N_2) и смеси азота и углекислого газа (70 % $N_2 + 30\%$ CO_2) . . 138
А.24 Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа 138

Приложение А

Результаты измерений, проведенных в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов ВГУ-4 и ВГУ-3

В таблицах данного Приложения приведены результаты измерений динамических давлений и тепловых потоков, проведенных в струях высокоэнтальпийных газов высокочастотных индукционных плазмотронов ВГУ-4 и ВГУ-3 в рамках представленного исследования.

Измерения динамических давлений в дозвуковых струях воздушной плазмы, истекающих из щелевых сопел ВЧ-плазмотронов ВГУ-4 и ВГУ-3 проводились с помощью водоохлаждаемых трубок Пито и датчиков давления «Элемер» АИР-20/М2-ДД и «Элемер» АИР-20/М2-ДА, как это описано в §2.3.1. В таблицах А.1–А.5 приведены основные результаты измерений.

Измерения тепловых потоков к охлаждаемым поверхностям металлов и кварца проводились с помощью проточных калориметров, которые устанавливались в медную водоохлаждаемую модель, как это описано в §3.3. В таблицах приведены основные результаты измерений.

Измерения тепловых потоков к высококаталитической медной поверхности пластины, обтекаемой под углом атаки высокоэнтальпийным газовым потоком, проводились с помощью медных неохлаждаемых моделей, оснащенных нестационарными калориметрическими датчиками тепловых потоков, как это описано в §3.4. В таблицах приведены основные результаты измерений.

Во всех представленных ниже таблицах:

p_{dyn} - динамическое давление, N - мощность ВЧ-генератора плазмотрона по анодному питанию, z - расстояние до выходного сечения сопла (для пластин остчитываемое вдоль поверхности), x - смещение трубки Пито вдоль щели сопла относительно оси струи, p_{ch} - давление в барокамере установки.

Таблица А.1 — Динамические давления p_{dyn}, измеренные на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 80×15 мм установки ВГУ-4

N, кВт	z, мм	p_{dyn}, гПа	
		$p_{ch} = 50$ гПа	$p_{ch} = 100$ гПа
20	10	4.66	2.68
	20	4.63	2.57
	40	4.40	2.37
	60	4.02	1.94
	80	3.07	1.43
	100	2.29	1.09
40	10	7.67	4.17
	20	7.65	4.09
	40	7.34	3.90
	60	6.48	3.20
	80	5.07	2.17
	100	3.82	1.48
60	10	10.03	5.25
	20	9.99	5.16
	40	9.52	5.05
	60	8.97	4.62
	80	8.03	3.84
	100	6.74	2.76
70	10	10.92	5.69
	20	10.83	5.62
	40	10.75	5.45
	60	10.10	5.05
	80	9.34	4.37
	100	8.06	3.36

Таблица А.2 — Динамические давления p_{dyn}, измеренные трубкой Пито, расположенной на высоте $z = 10$ мм от выходного сечения щелевого сопла 80×15 мм установки ВГУ-4, в зависимости от величины смещения x трубки вдоль щели сопла относительно оси струи

N, кВт	x, мм	p_{dyn}, гПа	
		$p_{ch} = 50$ гПа	$p_{ch} = 100$ гПа
20	0	4.70	2.71
	10	4.65	2.69
	20	4.69	2.70
	30	4.78	2.81
40	0	7.81	4.20
	10	7.78	4.19
	20	7.47	4.16
	30	7.34	4.08
60	0	10.13	5.24
	10	10.12	5.26
	20	10.06	5.25
	30	9.42	5.00
70	0	10.92	5.67
	10	10.94	5.67
	20	10.85	5.64
	30	10.36	5.27

Таблица А.3 — Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200 × 30 мм установки ВГУ-3 (p_{ch} = 20 гПа, z = 15 мм)

N, кВт	p_{dyn}, гПа	
	Трубка Пито D = 16 мм со скруглением	Трубка Пито D = 20 мм со скруглением
100	6.75	6.15
125	7.70	7.10
150	8.70	8.10
175	9.81	9.15
200	11.01	10.35
225	11.96	11.27
250	13.06	12.27

Таблица А.4 — Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200 × 30 мм установки ВГУ-3 (N = 200 кВт, z = 15 мм)

p_{ch}, гПа	p_{dyn}, гПа	
	Трубка Пито D = 16 мм со скруглением	Трубка Пито D = 20 мм со скруглением
20	11.04	10.35
30	8.07	7.27
45	5.66	5.36
65	4.30	4.13
100	—	3.34
140	3.10	2.64

Таблица А.5 — Динамические давления p_{dyn} на оси дозвуковой струи воздушной плазмы, истекающей из щелевого сопла 200 × 30 мм установки ВГУ-3 (N = 200 кВт, p_{ch} = 20 гПа)

z, мм	p_{dyn}, гПа	
	Трубка Пито D = 16 мм со скруглением	Трубка Пито D = 20 мм со скруглением
15	11.02	10.19
30	10.95	10.09
45	10.87	9.91
60	10.90	9.85
75	10.74	9.68
90	10.74	9.49
105	10.32	9.25
120	9.70	8.90
135	9.03	8.33
150	8.22	7.62
165	7.74	6.78

Таблица А.6 — Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4 при давлении p_{ch} = 50 гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2								
	Ag	Au	Ta	Nb	Be	Mo	SiO_2 (0.61 мм)	SiO_2 (0.81 мм)	Cu
30	949	716	629	718	639	549	536	475	987
35	1189	840	743	852	752	658	616	538	1197
40	1404	976	846	978	860	733	687	596	1404
45	1590	1087	948	1100	945	807	737	648	1585
50	1762	1197	1056	1223	1027	874	782	693	1767
55	1926	1314	1156	1347	1108	936	825	745	1931
60	2085	1419	1243	1461	1190	999	875	795	2089
64	2210	1498	1318	1539	1254	1047	917	842	2200
70	2362	1613	1421	1654	1347	1102	981	903	2360

Таблица А.7 — Тепловые потоки к поверхностям металлов и кварца в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-4 при давлении $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2								
	Ag	Au	Ta	Nb	Be	Mo	SiO_2 (0.61 мм)	SiO_2 (0.81 мм)	Cu
30	874	729	699	740	696	676	509	464	855
35	999	866	822	849	800	737	561	533	1009
40	1226	1027	948	1058	934	877	645	594	1263
45	1457	1186	1067	1214	1054	997	723	659	1474
50	1648	1320	1147	1365	1150	1082	789	716	1649
55	1803	1446	1234	1501	1234	1165	834	756	1823
60	2006	1585	1341	1661	1346	1259	900	810	2027
64	2171	1715	1432	1790	1421	1336	956	862	2190
70	2386	1878	1539	1948	1540	1425	1026	927	2400

Таблица А.8 — Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3 при давлении $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2		
	Nb	Mo	Cu
100	1663	1296	2362
150	2102	1563	3101
200	2607	1853	3772
250	3124	2152	4255
300	3358	2250	4407

Таблица А.9 — Тепловые потоки к поверхностям металлов в критической точке модели, обтекаемой дозвуковыми струями высокоэнтальпийного воздуха в установке ВГУ-3 при давлении $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2		
	Nb	Mo	Cu
100	2078	1583	2283
150	2664	1938	3099
200	3101	2247	3754
250	3448	2450	4298
300	3621	2529	4437

Таблица А.10 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	349	324	292	288
25	460	437	390	391
30	593	546	478	489
35	674	622	555	591
40	760	687	594	611
50	830	761	666	682
60	983	876	763	752
70	1162	1023	913	867

Таблица А.11 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	349	289	207	141
25	498	412	346	253
30	562	507	432	340
35	631	572	536	474
40	746	675	639	546
50	823	739	686	703
60	1001	901	799	865
70	1139	1012	877	915

Таблица А.12 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 5° за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	428	351	310	268
25	566	495	434	401
30	736	582	509	491
35	772	658	590	585
40	971	764	655	669
50	1106	888	763	772
60	1336	1063	883	889
70	1313	1115	959	937

Таблица А.13 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 5° за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	449	356	276	194
25	583	474	394	302
30	741	590	509	382
35	832	682	599	497
40	896	748	662	578
50	1133	925	847	813
60	1195	1059	954	965
70	1381	1167	1010	1053

Таблица А.14 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 80×15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	372	358	364	298
25	456	450	409	386
30	611	579	525	509
35	714	664	576	572
40	804	744	640	638
50	1019	904	776	756
60	1360	1150	931	895
70	1455	1248	1010	956

Таблица А.15 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	396	356	283	212
25	538	499	421	328
30	674	596	528	429
35	774	687	608	534
40	882	782	666	598
50	1098	945	814	761
60	1308	1127	936	947
70	1462	1270	1034	1049

Таблица А.16 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	520	437	390	313
30	778	679	573	524
40	1045	884	717	663
50	1305	1044	858	782
60	1632	1214	1009	909
70	1820	1393	1137	1018

Таблица А.17 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 80 × 15 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	498	420	341	265
30	786	624	535	482
40	1026	806	650	595
50	1194	913	753	709
60	1657	1195	958	905
70	1832	1470	1160	1044

Таблица А.18 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	246	240	211	152
30	469	414	366	275
40	639	544	497	421
50	770	653	593	510
60	904	771	696	612
70	1047	875	797	687

Таблица А.19 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	358	267	223	152
30	656	474	407	299
40	925	633	537	423
50	1144	780	640	536
60	1338	925	748	626
70	1485	1047	853	704

Таблица А.20 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 120 × 9 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 50$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 20$ мм	$z = 40$ мм	$z = 60$ мм	$z = 80$ мм
20	462	323	245	183
30	758	518	386	295
40	1049	688	490	407
50	1320	821	610	499
60	1506	953	708	585
70	1703	1084	799	656

Таблица А.21 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 0° за выходным сечением щелевого сопла 40×8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 10$ мм	$z = 20$ мм	$z = 30$ мм	$z = 40$ мм
20	376	418	433	443
30	597	683	697	681
40	752	853	846	823
50	838	1023	978	918
60	989	1181	1118	1013
70	1186	1433	1346	1208

Таблица А.22 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 10$ мм	$z = 20$ мм	$z = 30$ мм	$z = 40$ мм
20	500	500	511	508
30	737	732	725	710
40	942	914	911	879
50	1342	1236	1168	1080
60	1936	1761	1549	1365
70	2437	2243	1914	1604

Таблица А.23 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 15° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, при мощности плазмотрона ВГУ-4 N = 70 кВт и давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа: результаты измерений в дозвуковых струях чистого азота (100 % N_2) и смеси азота и углекислого газа (70 % $N_2 + 30\%$ CO_2)

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 10$ мм	$z = 20$ мм	$z = 30$ мм	$z = 40$ мм
70 (100 % N_2)	2368	2137	1884	1640
70 (70 % $N_2 + 30$ % CO_2)	1863	1673	1491	1307

Таблица А.24 — Изменение теплового потока вдоль оси симметрии медной пластины, установленной под углом атаки 30° за выходным сечением щелевого сопла 40 × 8 мм, для различных значений мощности плазмотрона ВГУ-4 при давлении в барокамере $p_{ch} = 100$ гПа

N, кВт	q_w, кВт/м^2			
	$z = 10$ мм	$z = 20$ мм	$z = 30$ мм	$z = 40$ мм
20	751	730	699	668
30	1110	1021	959	941
40	1517	1375	1270	1219
50	2250	1765	1600	1395
60	2931	2165	1860	1639
70	3755	2663	2275	1900