

МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ
имени М.В. ЛОМОНОСОВА

На правах рукописи



Козлов Павел Владимирович

**Экспериментальное исследование процессов излучения и горения в
высокотемпературных газовых смесях**

Специальность 1.1.9 – Механика жидкости, газа и плазмы

АВТОРЕФЕРАТ
диссертации на соискание ученой степени
кандидата физико-математических наук

Москва 2023

Диссертация подготовлена в лаборатории кинетических процессов в газах НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова.

Научный руководитель:

Левин Владимир Алексеевич, доктор физико-математических наук, профессор, академик РАН.

Официальные оппоненты:

Шахатов Вячеслав Анатольевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории плазмохимии и физикохимии импульсных процессов Института нефтехимического синтеза имени А.В.Топчиева РАН.

Смирнов Владимир Николаевич, доктор физико-математических наук, ведущий научный сотрудник лаборатории окисления углеводородов Федерального исследовательского центра химической физики имени Н.Н.Семенова РАН.

Поняев Сергей Александрович, кандидат физико-математических наук, ведущий научный сотрудник, заведующий лабораторией физической газодинамики Физико-технического института имени А.Ф.Иоффе РАН.

Защита диссертации состоится «22» сентября 2023 г. в 14 часов 00 минут на заседании диссертационного совета МГУ.011.50 Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова по адресу: 119192, Москва, Мичуринский проспект, дом 1, НИИ механики МГУ, кинозал.

E-mail: pelevina.daria@gmail.ru

С диссертацией можно ознакомиться в отделе диссертаций научной библиотеки МГУ имени М.В. Ломоносова (Ломоносовский просп., д. 27) и на портале: <https://dissovet.msu.ru/dissertation/011.5/2558>

Автореферат разослан «___» _____ 2023 г.

Ученый секретарь
диссертационного совета МГУ.011.5,
кандидат физико-математических наук



Д.А. Пелевина

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность работы. Прогресс в освоении космического пространства и необходимость создания надежных систем тепловой защиты для вновь создаваемых космических аппаратов приводят к необходимости более точного решения задачи обтекания спускаемого аппарата при его движении в атмосфере Земли с учетом процессов тепломассопереноса к поверхности аппарата. Развитие компьютерной техники с одной стороны, и сложность проведения летных экспериментов с другой приводит к тому, что в настоящее время одним из важных «инструментов» исследования аэродинамики космических аппаратов является компьютерное моделирование. Важным элементом при разработке соответствующих вычислительных кодов является их всестороннее тестирование и сравнение получаемых результатов с известными летными и наземными экспериментальными данными. До настоящего времени надежность оценок теплового потока к поверхности космического аппарата в неравновесных условиях остается весьма низкой. При этом радиационная составляющая теплового потока с увеличением скорости движения и размеров спускаемого аппарата нарастает значительно быстрее конвективной составляющей, а начиная со скоростей порядка второй космической скорости, становится преобладающей. Все это стимулирует дальнейшие экспериментальные исследования в ударных трубах по определению потоков излучения за фронтом сильной ударной волны в широком диапазоне спектра излучения при низких начальных давлениях и высоких скоростях ударной волны.

Экспериментальные данные по излучению высокотемпературных газов используются также для определения характеристик воспламенения ударно-нагретых горючих смесей. Самовоспламенение углеводородных топлив в различных условиях (температура, давление, отношение топливо/окислитель и т.д.) является критически важным процессом, лежащим в основе работы реактивных двигателей. При этом уравнения газовой динамики, применяемые при моделировании потоков газа в тракте двигателя, должны быть дополнены уравнениями химической кинетики, описывающими процесс горения топлива. Поэтому изучение данного процесса, как и случае оценки тепловых потоков к поверхности спускаемых космических аппаратов, стало предметом многочисленных экспериментальных и расчетно-теоретических исследований.

К числу наиболее важных представителей гомологического ряда предельных углеводородов относится пропан. С одной стороны, он является самым легким углеводородом, для которого характерны общие закономерности низкотемпературного и высокотемпературного воспламенения, присущие более тяжелым углеводородам. С другой стороны, пропан играет ключевую роль в качестве модельного топлива и промежуточного продукта в химии горения.

Цели работы. Главной целью работы является применение экспериментальных методов для исследования процессов в высокотемпературных газах. Первой задачей работы является получение и последующий анализ экспериментальных данных по радиационным

характеристикам ударно-нагретых газов в широком диапазоне скоростей ударной волны для спектрального диапазона от 200 нм до 1100 нм. В качестве второго направления рассматривается задача определения времен задержки воспламенения в высокотемпературных пропан-воздушных смесях и пропан-кислородных смесях, сильно разбавленных аргоном при давлении 30 атм и различных значениях коэффициента избытка топлива.

Научная новизна работы заключается в получении новых экспериментальных данных по интенсивностям излучения ударно-нагретых газов и газовых смесей в абсолютных величинах для условий, моделирующих параметры входа космических аппаратов в атмосферу Земли и других планет Солнечной системы. Представленные данные по интегральным разверткам излучения (панорамным спектрам), полученным в интервале длин волн $\lambda = 115\text{--}1100$ нм и временные зависимости выделенных спектральных линий существенно расширяют диапазон имеющихся в литературе экспериментальных данных.

Несмотря на значительный прогресс в изучении процесса горения пропана в различных условиях имеющиеся данные по временам задержки воспламенения ограничены и относятся к давлениям менее 20 атм. Представленная в работе информация расширяет диапазон имеющихся экспериментальных данных, особенно это касается «богатых» смесей, для которых экспериментальные данные по временам задержки воспламенения отсутствуют.

Практическая значимость результатов работы состоит в возможности применения полученных данных для тестирования имеющихся и разработки новых программных кодов для проведения прогностических расчетов термостойкости летательных аппаратов при полете в условиях неравновесного тепло- и массообмена. Предложен подход, позволяющий за счет оптимизации процесса детонационного горения в камере высокого давления ударной трубы, впервые в мировой практике для установок подобного типа, достичь скорости ударной волны в воздухе, равной 11.4 км/с.

Данные по временам задержек воспламенения пропана, а также пропан-воздушных и пропан-кислородных смесей являются основой для тестирования редуцированных кинетических механизмов, которые используются для моделирования процесса горения пропана в различных камерах сгорания.

Достоверность полученных результатов подтверждается проведением процедуры предварительной калибровки системы регистрации данных, а также сравнением получаемых данных по излучению ударно-нагретых газов, моделирующих атмосферу Земли, Марса, Венеры, с данными других авторов, полученными при тех же условиях. Экспериментальные данные по временам задержек воспламенения пропана, пропан-воздушных и пропан-кислородных смесей сравнивались с данными других авторов.

Положения, выносимые на защиту

- Спектральные характеристики ударно нагретых газов и газовых смесей в спектральном диапазоне 200 – 1100 нм позволяют использовать

полученные данные для оценки величины радиационного нагрева поверхности спускаемого аппарата.

- Калибровка системы регистрации является основой для получения радиационных характеристик воздуха в абсолютных единицах.
- Дополнительная информация по временам задержки воспламенения в высокотемпературных пропан-воздушных смесях и пропан-кислородных смесях, сильно разбавленных аргоном, при давлении 30 атм и различных значениях коэффициента избытка топлива играет важную роль при конструировании камер сгорания различных энергетических установок.
- Наличие форкамеры ведет к более полному сгоранию горючей смеси в камере высокого давления. Это, в свою очередь, увеличивает скорость ударной волны до второй космической скорости впервые в практике эксплуатации ударных установок, работающих на детонационном горении.

Апробация работы. Результаты настоящей работы докладывались и обсуждались на Всероссийском научном симпозиуме по проблемам аэромеханики и газовой динамики, посвященном 100-летию со дня рождения академика Г.Г. Чёрного (Москва 2023 г.); XVI Всероссийском симпозиуме по горению и взрыву (Суздаль 2022 г.); XVI Минском международном форуме по тепломассообмену (Минск 2022г.); Международном научно-практическом симпозиуме «Безопасность космических полетов» (Санкт-Петербург 2021, 2022 гг.); Ежегодной научной конференции "Ломоносовские чтения. Секция Механика" (Москва 2000 – 2022 гг.); 16-th International Heat Transfer Conference (Китай, Пекин, 2018г.); Всероссийской школе-семинаре «Аэротермодинамика и физическая механика классических и квантовых систем» АФМ (Москва. 2012-2022 г); 4-th International Workshop on Radiation of High Temperature Gases in Atmospheric Entry (Швейцария Лозанна, 2010); 50-th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition (США, Нэшвилл, 2012); 44-th AIAA Thermophysics Conference (США, Сан Диего, 2013), 55-th AIAA Aerospace Sciences Meeting (США, Грейпвайн Техас, 2017); Результаты диссертации докладывались автором и обсуждались на семинаре НИИ механики МГУ по механике сплошных сред под руководством А.Г. Куликовского, В.П. Карликова, О.Э. Мельника и А.Н. Осипцова.

Публикации по теме диссертации. Материалы диссертационной работы изложены в 15 научных статьях, индексируемых в базах Web of Science, Scopus и RSCI, а также получены 2 патента. Общий объём печатных работ – 12.4 п.л. (авторский вклад – 4.2 п.л.).

Личный вклад автора. Автор лично участвовал в постановке и проведении экспериментов, обработке данных, обсуждении результатов и подготовке научных публикаций. Личный вклад автора в статье [6] составляет 1, в работе [7] – 1/2, в работах [1 - 2, 4 - 12] – 1/3, в работах [3, 5, 13 - 15] – 1/4, в работах [16, 17] – 1/7.

Структура и объем работы. Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения, имеет объем 152 страниц, включая 105 иллюстраций и 2 таблицы. Библиографический список включает 181 наименование.

КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении обосновывается актуальность диссертационной работы, формулируется предмет и методы исследования.

В главе 1 представлен обзор литературных источников, посвященных экспериментальным данным, полученным на ударных трубах. Рассмотрены основные типы ударных труб, применяемых в настоящее время для исследования радиационных характеристик ударно-нагретых газов, а также измерения времен задержек воспламенения. Представлены данные по излучению ударно-нагретого воздуха, а также атмосферных газов других планет, полученные на различных экспериментальных установках. Приведены данные по экспериментальному исследованию процессов воспламенения ударно-нагретых горючих смесей.

В главе 2 приведено описание экспериментальной установки. Основными измеряемыми параметрами являются давление в отсеках ударной трубы, скорость ударной волны, интенсивность и спектральный состав излучения газа. В настоящей главе описан состав выбранного оборудования двух-диафрагменной модифицированной ударной трубы (DDST-M) и необходимые мероприятия по его подготовке и настройке для проведения экспериментов.

Ударная труба состоит из трех секций: камеры высокого давления (КВД) длиной 1.55 м, камеры промежуточного давления (КПД) длиной 3.5 м и камеры низкого давления (КНД) длиной 3 м. Внутренний диаметр ударной трубы по всей ее длине одинаков и составляет 5 см.. Между КВД и КПД, а также КПД и КНД устанавливаются медные диафрагмы с насечками. Толкающим газом, заполняющим КВД, во всех экспериментах является гремучая смесь $2\text{H}_2 + \text{O}_2$, разбавленная гелием. Поджиг гремучей смеси осуществляется искровым разрядом автомобильной свечи, расположенной в торце КВД.

В КНД имеются два измерительных сечения. В каждом сечении установлены пьезоэлектрические датчики, позволяющие измерить скорость падающей ударной волны. Газы, используемые в экспериментах: аргон, азот, кислород, углекислый газ, окись углерода, неон, гелий и водород. Схема установки представлена на рис. 1.

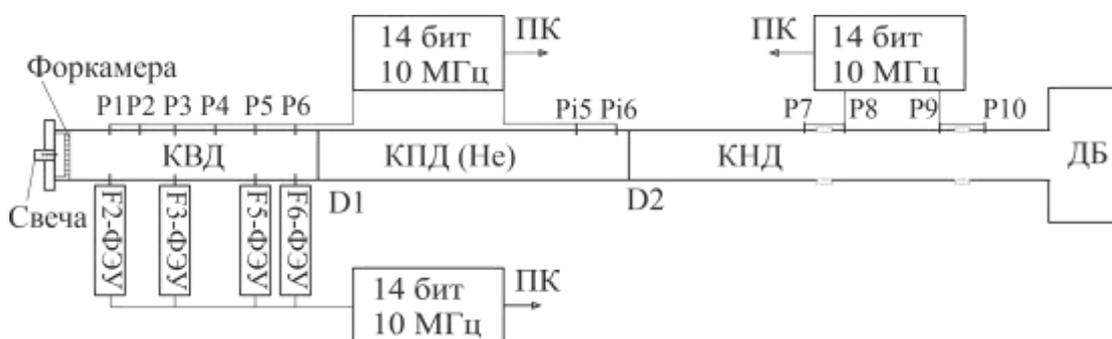


Рис. 1. Схема ударной трубы DDST-M.

Схема измерительной системы приведена на рис. 2. Система регистрации на ударной трубе DDST-M с использованием четырех спектрографов с различным спектральным разрешением и возможностью проводить измерения

эволюции излучения во времени делает ее способной быстро подстраиваться для решения различных задач.

Для получения значений интенсивности в абсолютных единицах необходимо провести процедуру предварительной калибровки регистрирующей системы. Для этих целей традиционно используют поверенный эталонный источник вторичного излучения, в качестве которого используются лампы с вольфрамовой нитью накала (вольфрамовая лампа) и дейтериевая лампы.

На установках с горением в КВД (установка НИИ механики МГУ) до настоящего времени не удавалось получить скорость ударной волны выше 7-8 км/с. В результате модернизации двух-диафрагменной ударной трубы НИИ механики МГУ, заключающейся во включении в конструкцию трубы дополнительного элемента – форкамеры, а также за счет оптимального сжигания водорода в КВД, на установке удастся получить ударную волну, распространяющуюся в воздухе со скоростью 11.4 км/с при начальном давлении 33.25 Па [10]. Схема форкамеры представлена на рис.3.

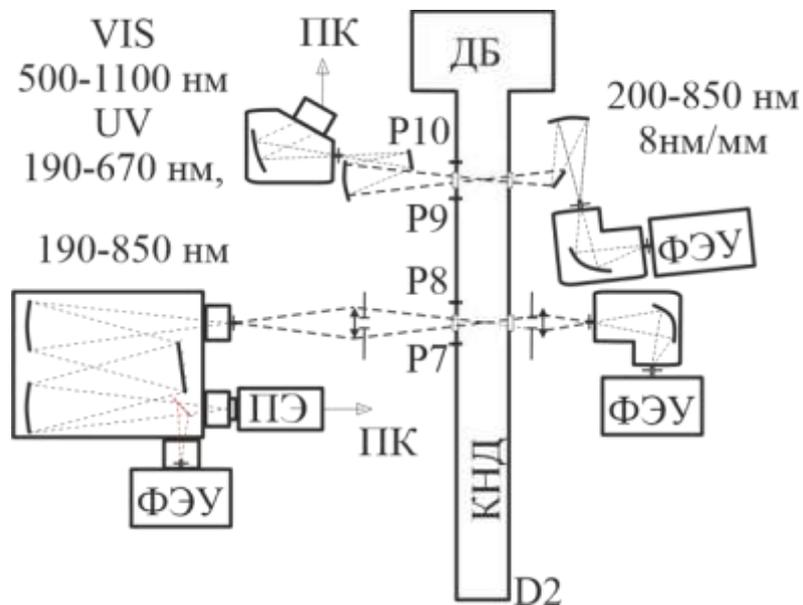


Рис. 2. Схема системы регистрации ударной трубы: ФЭУ – фотоэлектронный умножитель, ПК – персональный компьютер, ПЭ – прибор с зарядовой связью с электрооптическим преобразователем (ПЗС с ЭОП).

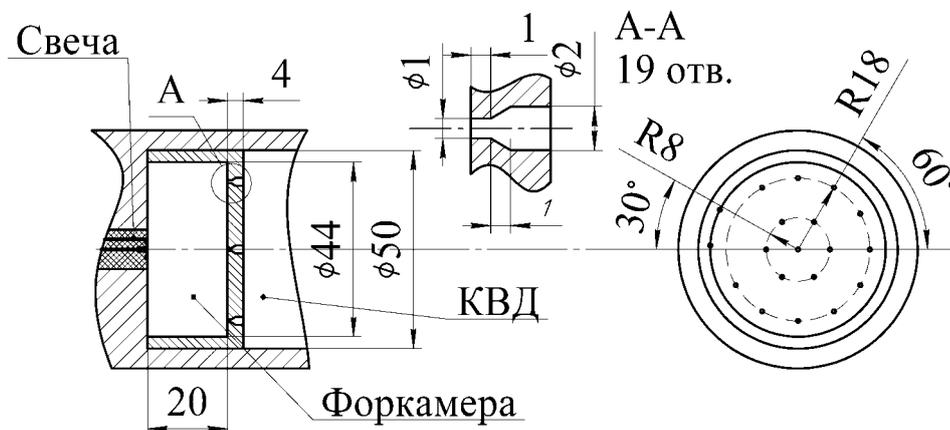


Рис. 3. Схема форкамеры и перфорированного диска.

Форкамера разделяет торцевую стенку трубы, на которой расположен воспламенитель (свеча зажигания на рис. 1), от основного объема КВД перфорированным диском с 19 микросопловыми отверстиями. Наличие форкамеры повышает энергоэффективность установки, в первую очередь, за счет более полного сгорания горючей смеси в КВД, что позволяет при прочих равных условиях получить более высокие скорости ударных волн в КВД. Кроме того, решается ряд технических проблем, таких как практически полная повторяемость выбранных режимов и защита воспламенителя от воздействия отраженной от диафрагмы ударной волны. Образующийся при этом фронт пламени генерирует почти плоскую ударную волну на расстоянии нескольких калибров от форкамеры. Процесс формирования ударной волны в КВД показан на рис. 4. Видно, что при наличии форкамеры (рис. 4а) датчик давления P1, расположенный на расстоянии одного калибра от форкамеры, регистрирует довольно крутой скачок давления, а датчик давления P2 (три калибра от форкамеры) фиксирует уже сформировавшуюся ударную волну. Иная картина наблюдается на установке DDST, не имеющей форкамеры в КВД (рис. 4б). При этом формируется плоский фронт ударной волны на расстоянии более 10 калибров, так как только датчик P3, расположенный на расстоянии 11 калибров от форкамеры, регистрирует резкое повышение давления.

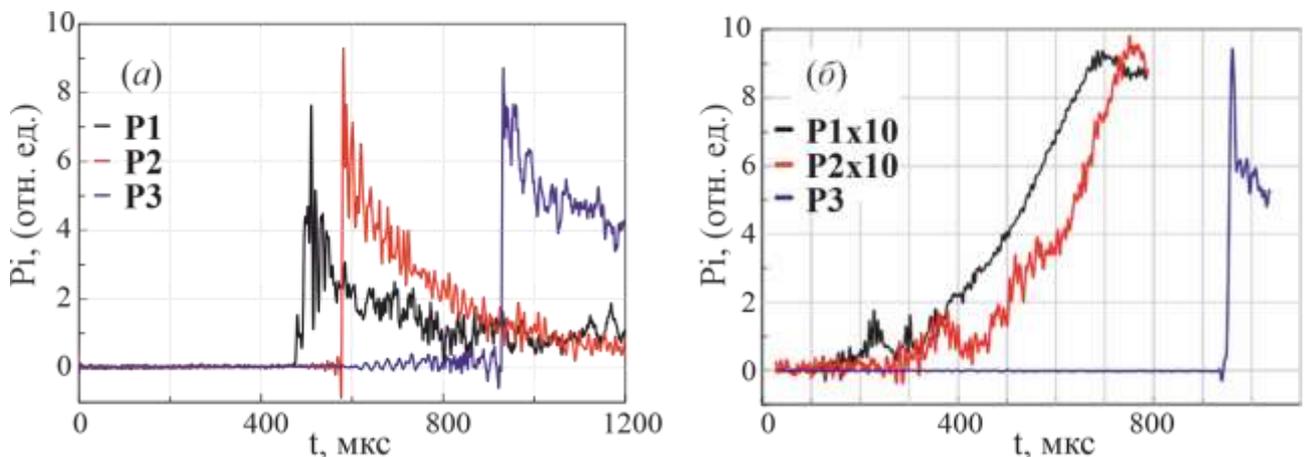


Рис. 4. Регистрация ударной волны в КВД датчиками давления P1, P2, P3: (а) – с форкамерой, (б) – без форкамеры.

В главе 3 представлены результаты измерения интегральных и временных спектральных характеристик ударно нагретых газов аргона, кислорода, воздуха и смеси CO_2/N_2 , моделирующей атмосферы Венеры и Марса. Проведен анализ полученных интегральных по времени спектрограмм излучения. Выделены особенности временных осциллограмм для наиболее типичных линий спектра. Данные измерений сравниваются с экспериментальными данными других авторов.

Удобным объектом для тестирования различных моделей излучения ударно-нагретых газов является аргоновая низкотемпературная плазма. С одной стороны, аргон в качестве примеси входит в состав атмосферного воздуха. С другой стороны, отсутствие у аргона внутренних степеней свободы (вращательных и колебательных), а также процессов диссоциации позволяет установить ведущие физические процессы за фронтом сильной ударной волны,

связанные с ионизацией и возбуждением энергетических уровней атомов и ионов при высоких температурах. В результате проведенных экспериментов получены данные по излучению чистого аргона за фронтом падающей ударной волны в диапазоне скоростей ударной волны $V = 4.6 \div 8.3$ км/с и давлений газа перед фронтом ударной волны $p_0 = 0.25 \div 5$ Торр. На рис. 5. приведен пример интегральной по времени развертки излучения (панорамный спектр) в спектральном интервале $190 \div 1100$ нм. Подобные панорамные спектры дают представление об интенсивности излучения ударно нагретого газа на различных участках спектра в зависимости от скорости ударной волны и начального давления газа. Из рисунка 5 хорошо видно, что излучение аргона состоит из линейчатого спектра атомов и ионов, и непрерывного фона. Максимальная интенсивность фонового излучения в рассматриваемом случае находится в спектральном диапазоне $400 \div 500$ нм, а максимум излучения линейчатого спектра приходится на диапазон $700 \div 950$ нм. Поэтому при исследовании временных характеристик излучения слабых спектральных линий, расположенных в диапазоне длин волн ниже 650 нм, необходимо учитывать вклад непрерывной составляющей фонового излучения в излучение соответствующей спектральной линии. Фоновое излучение сплошного спектра включает тормозное и фото-рекомбинационное излучение электронов низкотемпературной плазмы.

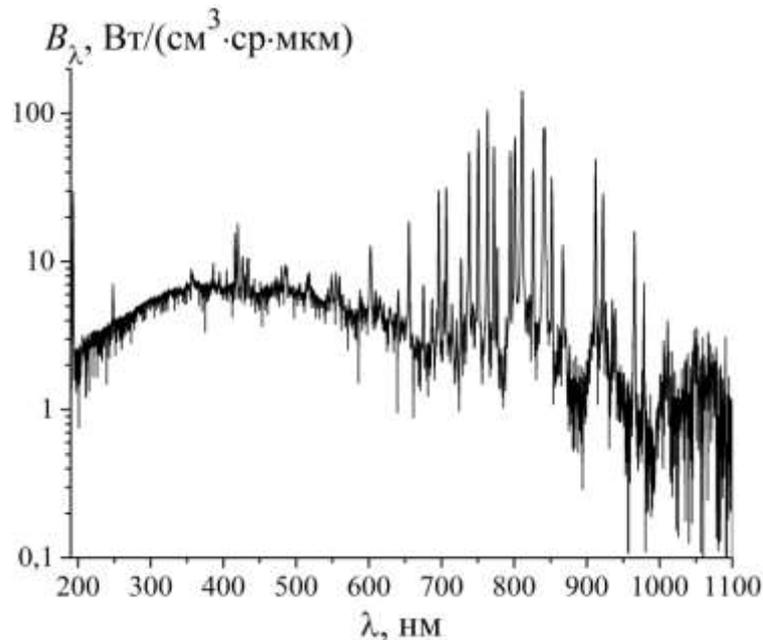


Рис. 5. Спектральная плотность излучения ударно нагретого аргона при начальном давлении $p_0 = 0.25$ Торр и скорости ударной волны $V = 7.7$ км/с.

В качестве примера измеренных временных зависимостей интенсивности излучения аргона для различных скоростей ударной волны, на рис. 6 приведены спектральные линии излучения на длинах волн $\lambda = 420$ нм и $\lambda = 750$ нм. Эти линии имеют интенсивность излучения, намного превышающую интенсивность фонового излучения. Как видно из приведенных осциллограмм, можно выделить три характерных этапа временной эволюции излучения. На начальном этапе, определяющем время задержки начала излучения, происходит

наработка электронов за счет атомарных столкновений. Второй этап характеризуется резким всплеском излучения, который можно объяснить быстрым заселением возбужденных уровней атома аргона в процессе столкновений атомов с электронами. И, наконец, на третьем этапе происходит плавный спад излучения за счет радиационного охлаждения.

На рисунке 7 показаны панорамные спектры в интервале длин волн $\lambda = 190 \div 675$ нм. Молекулярный кислород в отличие от одноатомных газов таких, как, например, аргон, имеет внутренние степени свободы (вращательные и колебательные), что усложняет общую картину переходов между различными электронными состояниями. Электронные переходы в молекуле O_2 основным электронным состоянием $X^3\Sigma_g^-$ и низколежащими состояниями $a^1\Delta_g$ и $b^1\Sigma_g^+$, а также состояниями Герцберга $c^1\Sigma_u^-$, $A'^3\Delta_u$ и $A^3\Sigma_u^+$ являются запрещенными либо по спину, либо по орбитальной симметрии. Из этого следует, что в УФ и видимом диапазоне спектра кислород является оптически малоактивным.

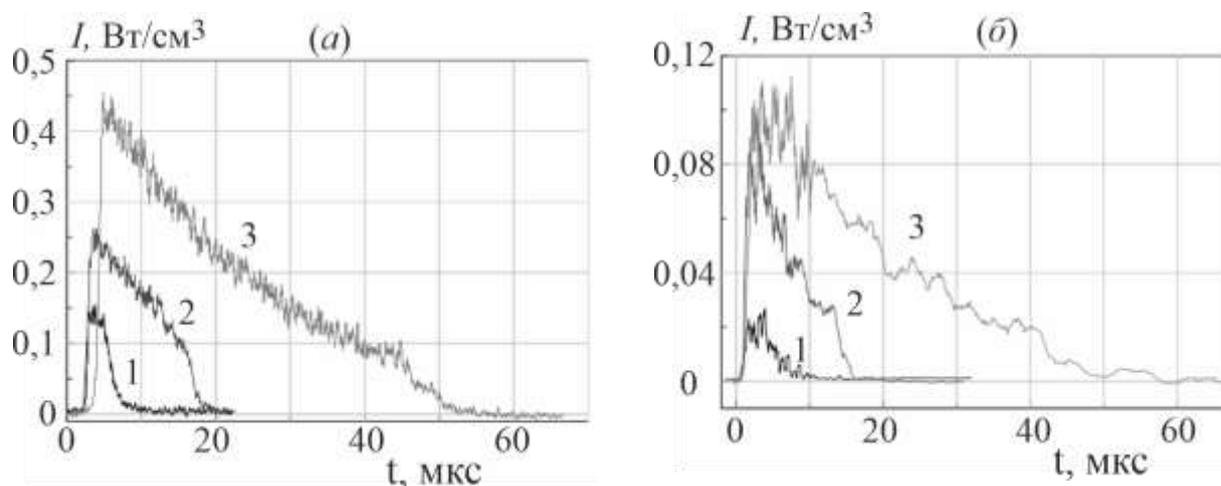


Рис. 6. Временные осциллограммы излучения линии аргоновой плазмы: (а) – 420 нм.: $p_0 = 0.25$ Торр, $V = 7.58$ км/с (1); $p_0 = 1.0$ Торр, $V = 6.11$ км/с (2); $p_0 = 5.0$ Торр, $V = 4.63$ км/с (3); (б) – 750 нм.: $p_0 = 0.25$ Торр, $V = 8.33$ км/с (1); $p_0 = 1.0$ Торр, $V = 6.17$ км/с (2); $p_0 = 5.0$ Торр, $V = 4.85$ км/с (3).

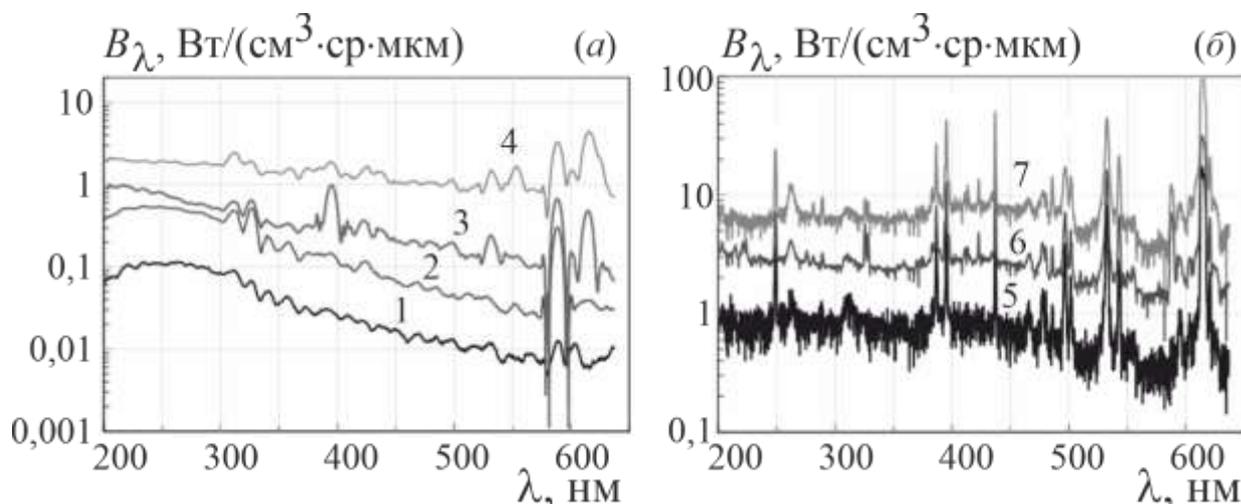


Рис. 7. Панорамные спектры излучения ударно нагретого кислорода при $p_0 = 1.0$ (а) и 0.25 (б) Торр: а - $V_{sw} = 5.68$ (1), 6.14 (2), 7.14 (3) и 7.35 (4) км/с; б - $V_{sw} = 8.06$ (5), 8.77 (6) и 10.00 (7) км/с.

Доминирующей в спектре излучения молекулярного кислорода является система Шумана-Рунге, которая описывается электронным переходом $B^3\Sigma_u^- \rightarrow X^3\Sigma_g^-$. Как видно из рис. 7 (а), дискретные полосы этого перехода наблюдаются в области длин волн $\lambda = 190 \div 400$ нм. Излучение в этом спектральном диапазоне обусловлено значительной заселенностью состояния $B^3\Sigma_u^-$ непосредственно за фронтом ударной волны и его малым временем жизни, а также тем фактом, что молекулы кислорода не успевают полностью диссоциировать за время наблюдения. С увеличением скорости ударной волны и, соответственно, с повышением температуры ударно нагретого газа интенсивность переходов в системе полос Шумана-Рунге сильно возрастает, особенно в длинноволновой области, что ведет к выполаживанию спектральной кривой. Это наблюдается уже при скорости ударной волны $V_{sw} = 7.35$ км/с и начальном давлении в камере низкого давления $p_0 = 1$ Торр. Дальнейшее повышение скорости ударной волны, ведет к появлению в спектре излучения кислорода интенсивных атомных полос, что видно из рис. 7 (б), где показаны панорамные спектры ударно нагретого кислорода, полученные при давлении газа перед фронтом ударной волны $p_0 = 0.25$ Торр. Наиболее интенсивное свечение атомарного кислорода наблюдается на длинах волн $\lambda = 297, 382, 394, 423, 436, 496, 532, 615$ и 645 нм. В спектрах также идентифицируются атомарные линии углерода ($\lambda = 193$ и 247 нм) и линии атома водорода H_α и H_β серии Бальмера ($\lambda = 656$ и 486 нм). Причины появления этих линий связаны с присутствием углеродсодержащих примесей и водяных паров в исследуемом газе, которые конденсируются на стенках ударной трубы в процессе предыдущих экспериментов и довольно сложно поддаются откачке.

На рис. 8 приведены временные зависимости интенсивности излучения I молекулярного кислорода на длине волны $\lambda = 213$ нм, которая является типичной в системе полос Шумана-Рунге. Подобные зависимости представляют особую ценность для тестирования моделей физической и химической кинетики возбуждения и дезактивации электронно-возбужденных состояний, ответственных за испускание излучения на соответствующих длинах волн. Видно, что с увеличением скорости ударной волны интенсивность излучения возрастает, особенно в неравновесной зоне, которая характеризуется резким всплеском излучения и лежит в рамках временного интервала $0 \div 0.5$ мкс. Выход интенсивности излучения на равновесное значение наблюдается лишь при $V_{sw} \leq 6.67$ км/с, как это видно из рис. 8 (а). При более высоких значениях V_{sw} равновесная зона излучения вообще отсутствует, что говорит о неравновесном характере переходов в системе полос Шумана-Рунге при скоростях ударной волны $V_{sw} \geq 7.50$ км/с. При этом, как видно из рис. 8 (б), временные осциллограммы излучения имеют несколько максимумов, что может быть объяснено включением различных газовых компонентов (молекул, атомов, ионов и электронов) в процесс возбуждения электронного состояния $B^3\Sigma_u^-$ молекулы кислорода с последующим излучательным переходом $B^3\Sigma_u^- \rightarrow X^3\Sigma_g^-$.

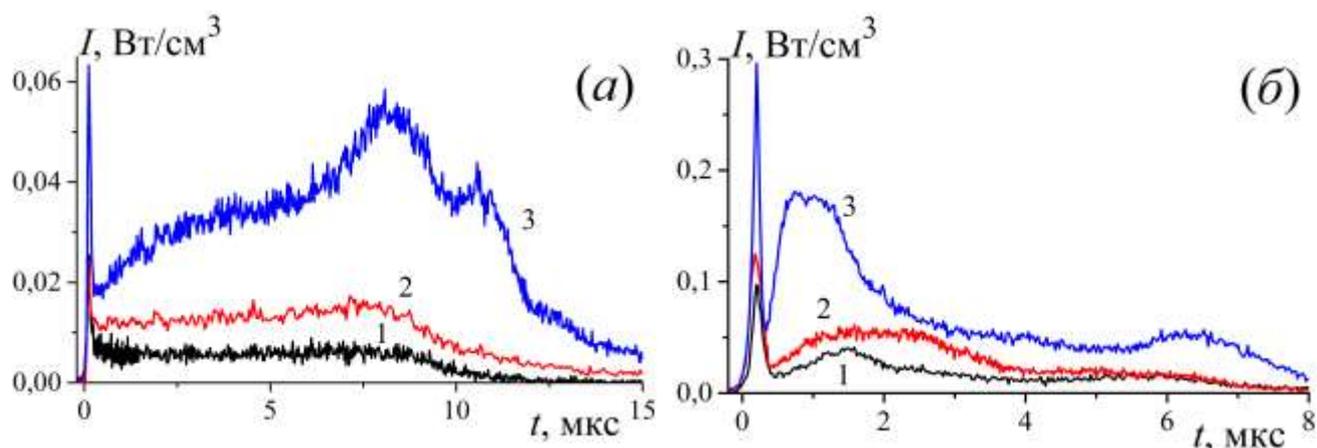


Рис. 8. Временные осциллограммы излучения линии $\lambda = 213$ нм молекулы кислорода при $p_0 = 1.0$ (а) и 0.25 (б) Торр: а - $V_{SW} = 6.10$ (1), 6.67 (2) и 7.50 (3) км/с; б - $V_{SW} = 8.06$ (4), 8.77 (5) и 10.00 (6) км/с.

Анализ данных по излучению кислорода показывает, что характерной особенностью излучения молекулярного кислорода при скоростях ударной волны $5.8 \div 10$ км/с является наличие неравновесного пика за фронтом ударной волны. При этом длительность неравновесного излучения практически не зависит от скорости ударной волны. Равновесная зона излучения на длине волны $\lambda = 213$ нм постоянна при скоростях ударной волны $5.8 \div 7.2$ км/с.

Излучение высокотемпературного воздуха за фронтом сильной ударной волны измерялось в широком интервале длин волн: от ультрафиолетового (UV) до видимого (VIS) и инфракрасного (IR) спектрального диапазона ($\lambda = 115 \div 1100$ нм) при скоростях ударной волны до 11.4 км/с при $p_0 = 0.25; 0.5$ и 1.0 Торр. Типичная спектрограмма интегрального излучения воздуха, измеренного при начальном давлении в камере низкого давления $p_0 = 0.25$ Торр и скорости ударной волны $V_{SW} = 10$ км/с, приведена на рис. 9. Эффективное время излучения при получении интенсивности в абсолютных единицах на рис. 9 составляло $\Delta\tau = 3$ мкс

Анализ спектрограммы показывает, что в UV/VIS спектральном диапазоне ($\lambda = 190-500$ нм) основной вклад в излучение дают молекулярные полосы молекул N_2 и NO , радикалов CN и молекулярных ионов N_2^+ . На левой границе диапазона регистрируется в основном излучение системы полос γ , δ и ϵ молекулы NO ($\lambda = 190-300$ нм). Незначительный вклад в излучение на этом участке спектра может вносить система Шумана-Рунге молекулярного кислорода. В интервале длин волн $\lambda = 275-400$ нм наблюдается вторая положительная система полос молекулы азота N_2 . Этот интервал частично перекрывается достаточно интенсивной первой отрицательной системой полос молекулярного иона N_2^+ ($\lambda = 300-500$ нм). Наблюдается также ряд дополнительных полос, связанных с присутствием в исследуемом воздухе различных углеродсодержащих примесей и, в частности, углекислого газа. В первую очередь это относится к фиолетовой системе полос цианистого радикала CN ($\lambda = 330-425$ нм) и атомарным линиям углерода ($\lambda = 193$ и 247 нм). В спектральном диапазоне VIS/IR ($\lambda = 480-1100$ нм) основной вклад в

излучение дают атомарные линии, изображенные на рис. 10 узкими пиками. В первую очередь это относится к линиям атома азота ($\lambda = 601, 649, 664, 747, 939, 986$ и 1054 нм) и кислорода ($\lambda = 557, 604, 615, 777, 822, 845$ и 926 нм), образующимися за фронтом сильной ударной волны за счет диссоциации молекул. Наблюдаются линии излучения радикала ОН ($\lambda = 307-317$ нм) и атома водорода (H_α и H_β), которые хорошо контролируют содержание в исследуемом воздухе паров воды. На спектрограмме присутствуют также линии атомов Na ($\lambda = 589$ нм), Li ($\lambda = 671$ нм) и ионов Ca ($\lambda = 393$ и 397 нм). Излучение линий натрия и лития обусловлено присутствием в воздухе соответствующих солей, которые адсорбируются на стенках ударной трубы во время ее открытия при замене диафрагм. Излучение ионов кальция вероятно связано с люминесценцией кварцевого стекла окон наблюдения под действием сильного излучения из области вакуумного ультрафиолета.

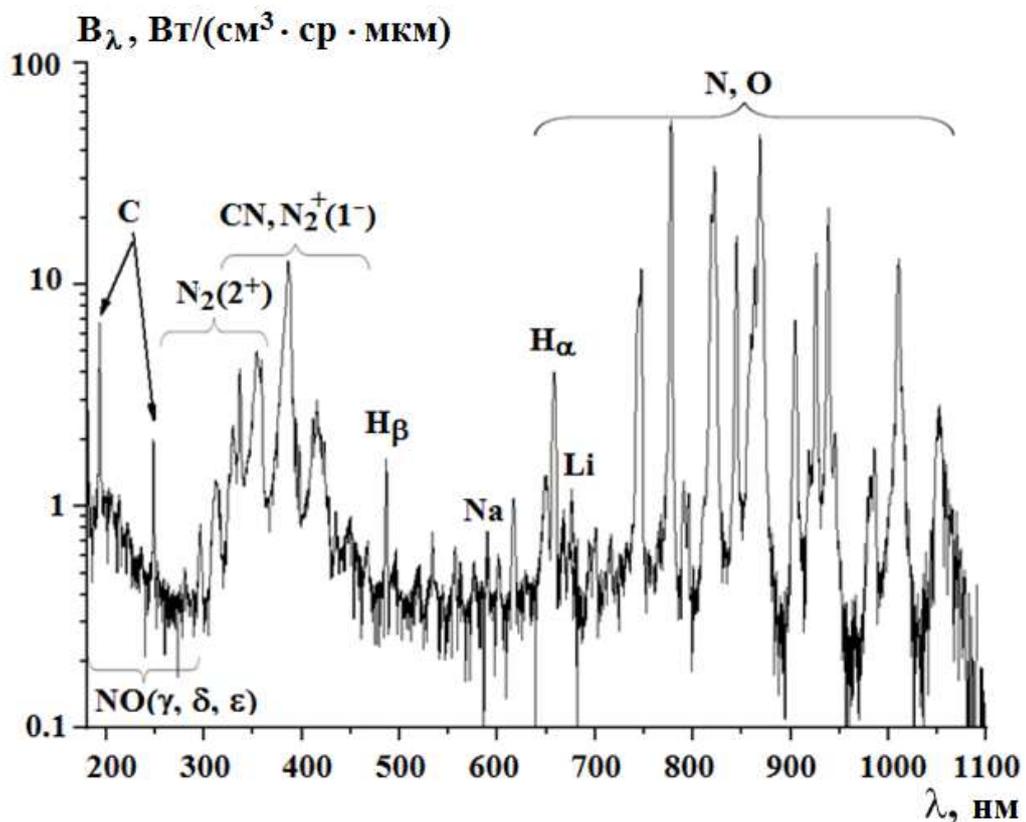


Рис. 9. Панорамный спектр излучения ударно нагретого воздуха при начальном давлении $p_0 = 0.25$ Торр и скорости ударной волны $V_{sw} = 10$ км/с ($\Delta\tau = 3$ мкс).

Пример временных зависимостей интенсивности излучения I отдельных спектральных линий в UV/VIS диапазоне приведены на рис. 10. Видно, что первая из выделенных с помощью монохроматора линий с длиной волны $\lambda = 213$ нм, которая входит в спектральную систему полос δ молекулы NO, характеризуется резким всплеском излучения в интервале времени t от нуля до 0.25 мкс. Это связано с неравновесностью протекания радиационного процесса на его начальной стадии. Далее излучение переходит в равновесную стадию с последующим быстрым затуханием интенсивности к моменту $t = 2.5$ мкс. Излучение двух других выделенных линий с длинами волн $\lambda = 391$ и 420 нм,

принадлежащих первой отрицательной системе полос системы молекулярного иона N_2^+ , имеет несколько иной характер. Неравновесная зона растянута во времени до момента $t = 2.0$ мкс, а равновесная зона не имеет четко выраженного характера, представляя собой плавно затухающую интенсивность излучения до момента $t = 8$ мкс. Обе спектральные кривые примерно повторяют друг друга, но пик интенсивности у линии $\lambda = 391$ нм примерно вдвое больше, чем у линии $\lambda = 420$ нм.

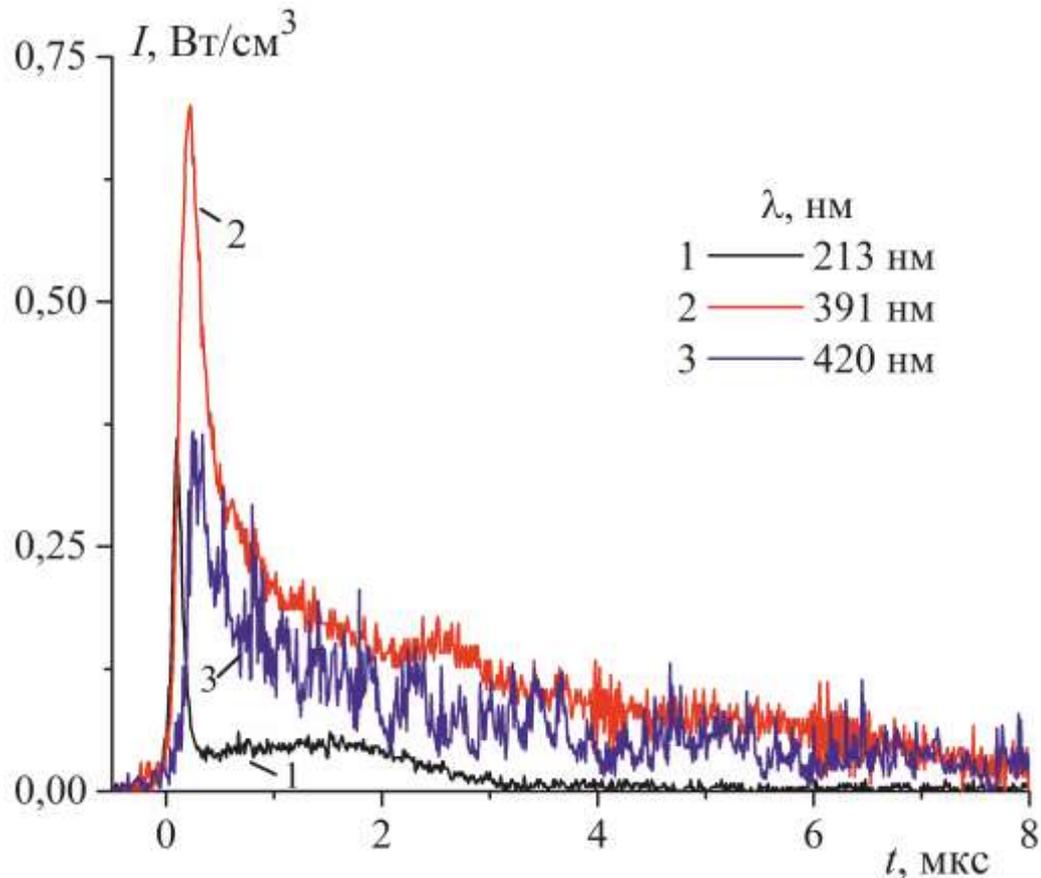


Рис. 10. Эволюция интенсивности излучения на длинах волн $\lambda = 213, 391$ и 420 нм в ударно нагретом воздухе при $p_0 = 0.25$ Торр и $V_{sw} = 10$ км/с.

Исследование радиационных характеристик ударно нагретых газов применительно к условиям входа космических аппаратов в атмосферу Земли и других планет Солнечной системы с орбитальными и сверхорбитальными скоростями проводилось ранее с использованием различных ударных установок. Результаты, полученные на зарубежных установках EAST, LENS XX и T6¹, достаточно хорошо согласуются между собой. В связи с этим представляется интересным сравнение результатов измерения спектральных характеристик воздуха, полученных на ударной трубе НИИ механики МГУ с результатами исследований на этих установках. На рис. 11 показаны панорамные спектры ударно нагретого воздуха, полученные на установке EAST для скорости 10 км/с и начального давления 0,2 Торр и результаты настоящей

¹ Parker R., Dufrene A., Holden M., Wakeman T. // AIAA Paper. 2011. № 2011-715.; Collen P.L., Doherty L.J., McGilvray M. Measurements of radiating hypervelocity air shock layers in the T6 free-piston driven shock tube// Intern. Conf. FAR-2019. – 2019. – No. 1053360. – P. 1 – 8; Brandis A.M., Cruden B.A, Prabhu D., Bose D., McGilvray M., Morgan R.G. // AIAA Paper. 2010. № 2010-4510.

работы для той же скорости и начального давления 0.25 Торр.

Данные по радиационным характеристикам высокотемпературных газовых смесей, содержащих CO_2 , с одной стороны, необходимы в двигательных установках при изучении процесса сгорания топлива и анализе выхлопных газов, с другой стороны, радиационный нагрев космического аппарата (КА) во время его входа в атмосферу является ключевой проблемой для таких планет, как Марс и Венера, поскольку CO_2 является основным компонентом их атмосфер.

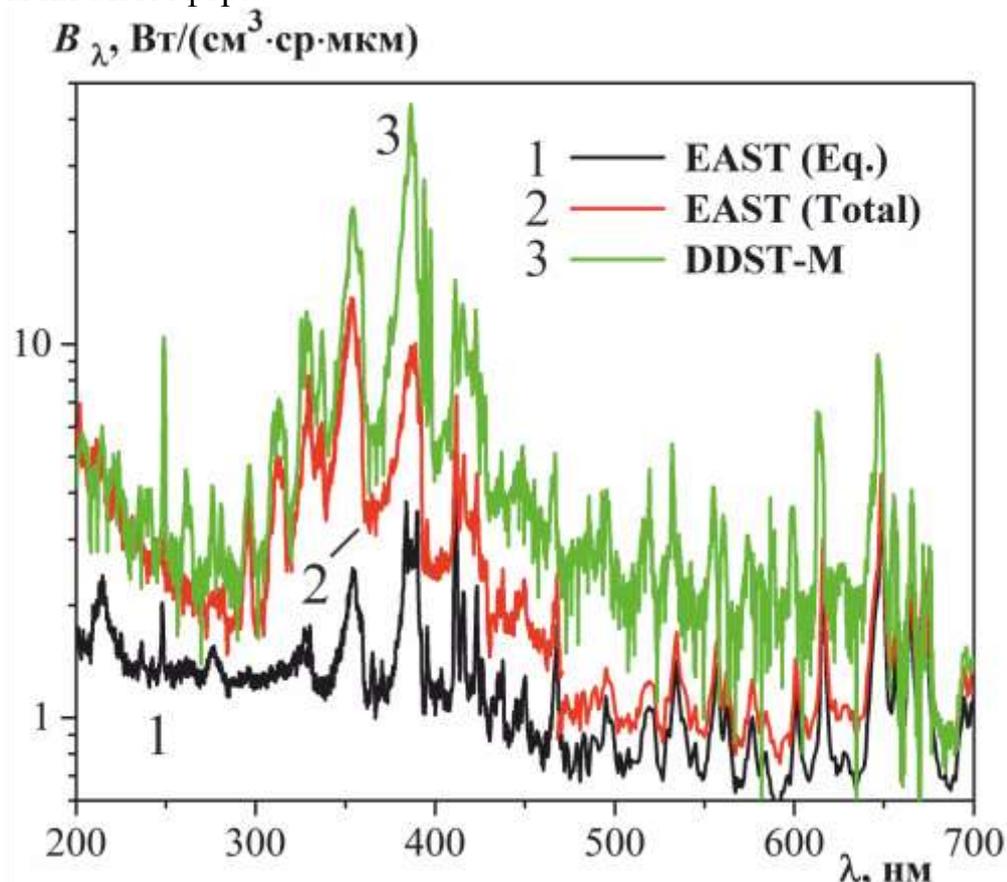


Рис. 11. Сравнение панорамных спектров излучения воздуха, полученных на ударной трубе DDST-M (3) при $p_0 = 0.25$ Торр и $V_{sw} = 10.0$ км/с ($\Delta\tau = 0,5$ мкс) и ударной установке EAST² при $p_0 = 0.2$ Торр и $V_{sw} = 10$ км/с. Данные EAST (2) пересчитаны для равновесной (1) и суммы равновесной и неравновесной областей излучения.

На рис. 12 приведен панорамный спектр излучения ударно нагретого газа моделирующего атмосферу Марса при $p_0 = 0.3$ Торр и скоростях ударной волны порядка 7 км/с, что примерно соответствует второй космической скорости для Марса. Анализ рисунка показывает, что в спектральном диапазоне $\lambda = 200 \div 300$ нм интенсивность излучения слабо зависит от скорости ударной волны. В этом спектральном диапазоне основное влияние на излучение оказывает молекулярное излучение, формирующееся в переходе $\text{CO}(A_1\Pi \rightarrow X_1\Sigma^+)$, который называется четвертой положительной системой CO и обозначается CO (4+).

Таким образом, многочисленные эксперименты, проведенные на ударных

² <https://data.nasa.gov/docs/datasets/aerothermodynamics/EAST/index.html>

трубах НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова, позволили получить большой объем информации по излучению ударно нагретых газовых смесей, моделирующих условия входа космических аппаратов в атмосферу Земли и других планет Солнечной системы. Анализ панорамных спектров позволяет выделить основные закономерности излучения высокотемпературного газа на различных участках траектории спуска космического аппарата в зависимости от скорости ударной волны и начального давления газа.

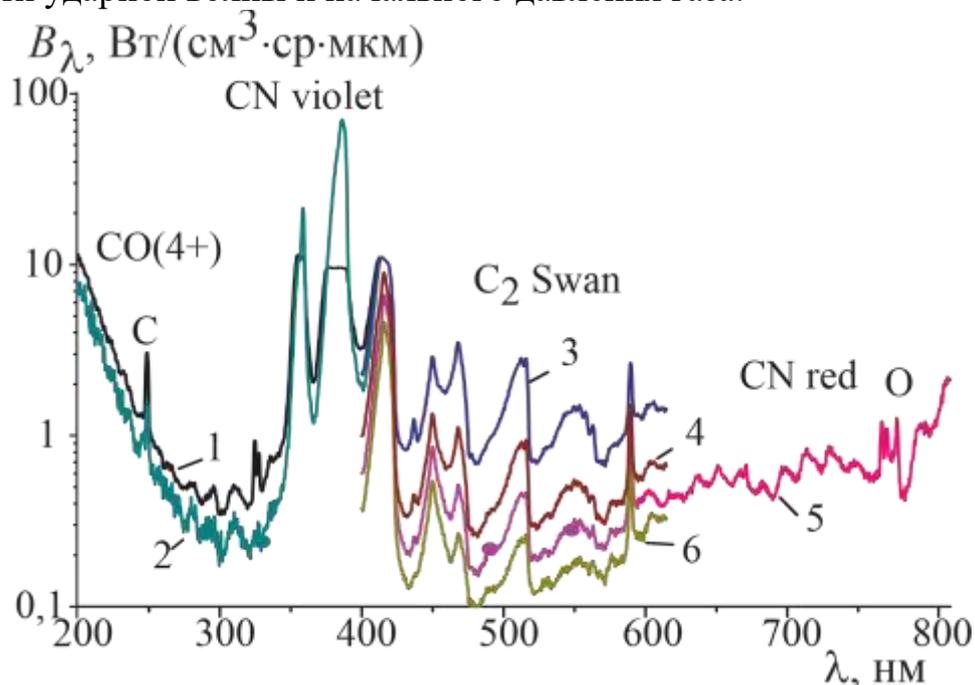


Рис. 12. Панорамный спектр излучения ударно нагретого газа при $p_0 = 0.3$ Торр при различных скоростях V_{sw} ударной волны: 1 – 7.35 км/с, 2 – 6.94 км/с, 3 – 7.58 км/с, 4 – 6.76 км/с, 5 – 6.58 км/с, 6 – 6.33 км/с.

В главе 4 представлены результаты измерения времен задержки воспламенения в высокотемпературных пропан-воздушных смесях и пропан-кислородных смесях, сильно разбавленных аргоном, при давлении 30 атм. Представленная информация расширяет диапазон имеющихся экспериментальных данных, являющихся основой для тестирования редуцированных кинетических механизмов, которые используются для моделирования процесса горения пропана в различных камерах сгорания. Особенно это касается богатых смесей, для которых отсутствуют экспериментальные данные по временам задержки воспламенения.

Времена задержки воспламенения были измерены в диапазоне температур $T = 1250 \div 1770$ К при давлении сжатого газа $p = 30$ атм и коэффициентах избытка топлива $\phi = 0.5, 1.0$ и 2.0 .

Результаты измерений времен задержки воспламенения τ_{ign} в смеси $C_3H_8/O_2/Ar$ в зависимости от обратной температуры смеси и коэффициента избытка топлива приведены на рис. 13. Анализ приведенных данных показывает, что при всех значениях коэффициента ϕ поведение измеренных значений величины τ_{ign} строго следует аррениусовой зависимости, что выражается в прямолинейности аппроксимирующих кривых. При возрастании

коэффициента ϕ время задержки воспламенения тоже увеличивается, что согласуется с результатами измерений других авторов в данной области температур. При этом наблюдается расхождение аппроксимирующих линий при повышении температуры. С другой стороны, продолжение этих линий в низкотемпературную область должно привести к их пересечению при температурах порядка 1000 К. Соответственно, зависимость величины τ_{ign} от коэффициента ϕ может стать незначительной или вообще смениться на противоположную.

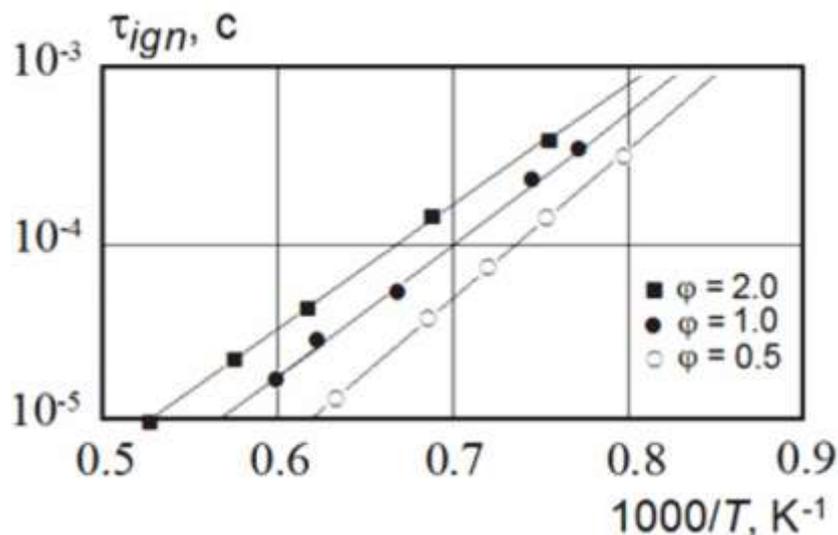


Рис. 13. Измеренные времена задержки воспламенения в смеси $C_3H_8/O_2/Ar$ при давлении $p = 30$ атм и различных коэффициентах избытка топлива: точки – экспериментальные данные, линии – аппроксимирующие кривые.

Времена задержки воспламенения в различных пропан-воздушных смесях были измерены в диапазоне температур $T = 1050 \div 1780$ К при давлении сжатого газа $p = 30$ атм и коэффициентах избытка топлива $\phi = 0.5, 1.0$ и 2.0 . Результаты измерений времен задержки воспламенения τ_{ign} в зависимости от обратной температуры смеси и коэффициента избытка топлива приведены на рис. 14.

В заключительной части главы представлен анализ различных методов измерения времени индукции. В качестве иллюстрации приводятся данные по одновременному использованию оптических средств регистрации излучения и датчиков теплового потока для изучения воспламенения углеводородных топлив в ударных трубах. смеси: $\phi = 0.5, T = 1644$ К и $p = 21.2$ атм. На рис. 15 приведены зависимости от времени теплового потока, измеренного термоэлектрическим датчиком TD, а также давления и эмиссии OH^* , зарегистрированных датчиком давления и оптическими системами OS и OF, соответственно. Видно, что в рассматриваемых условиях термоэлектрический датчик TD хорошо фиксирует временную эволюцию теплового потока. Нарастание основного сигнала датчика TD после прихода и отражения ударной волны от торцевой стенки трубы составляет порядка 0.1 мкс в то время, как время отклика датчика давления PD равно примерно 1 мкс. Другими словами, в масштабе долей микросекунды термоэлектрический датчик способен

регистрировать резкие изменения температурного градиента, что свидетельствует о его малой инерционности.

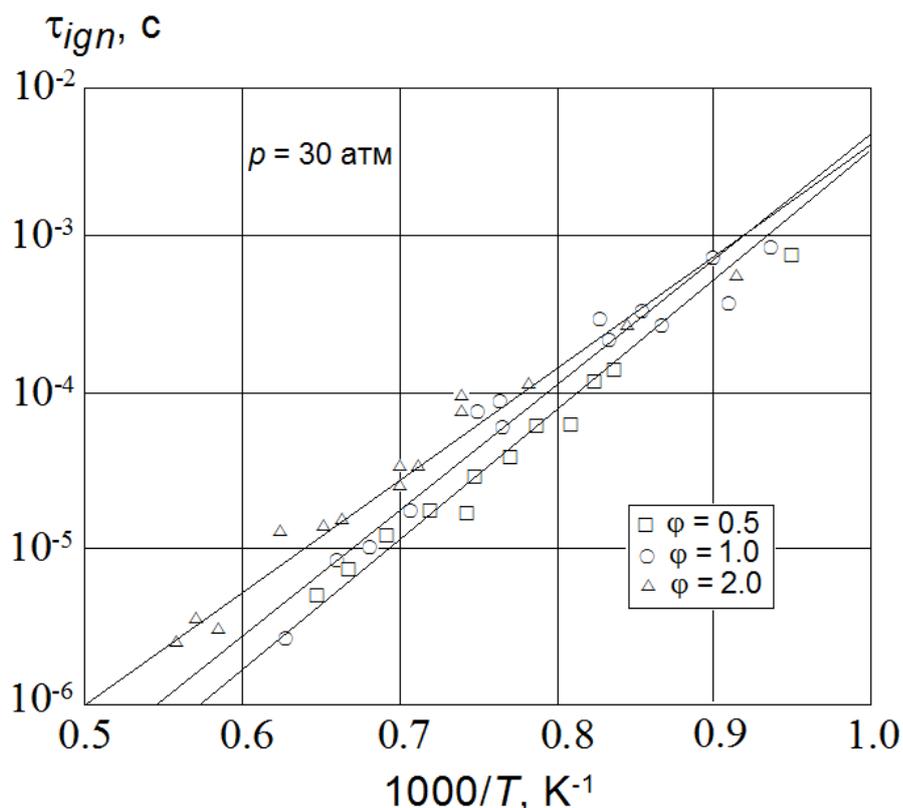


Рис. 14. Измеренные времена задержки воспламенения в пропан-воздушной смеси при давлении $p = 30$ атм и различных коэффициентах избытка топлива: точки – экспериментальные данные, линии – аппроксимирующие кривые.

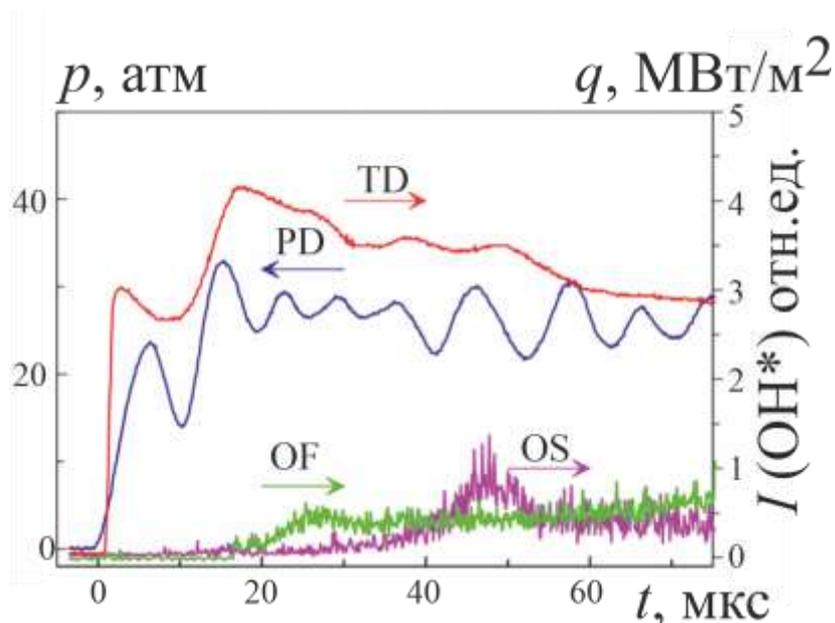


Рис. 15. Зависимости от времени давления (PD), теплового потока (TD) и интенсивности излучения радикалов OH^* (OS и OF), зарегистрированные измерительной системой при воспламенении бедной пропан-воздушной смеси: $\phi = 0.5$, $T = 1644$ К и $p = 21.2$ атм.

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ВЫВОДЫ

1. Проведена модификация двух-диафрагменной ударной трубы, позволившая впервые в практике эксплуатации ударных труб с детонационным горением в КВД получить ударные волны, которые моделируют газодинамические и кинетические процессы, протекающие вблизи поверхности космического аппарата при его входе в атмосферу Земли со второй космической скоростью. Разработана методика регистрации радиационных тепловых потоков в ударно-нагретом газе в абсолютных единицах.
2. Представленные в работе результаты измерения радиационных тепловых потоков ударно-нагретых газовых смесей, моделирующих условия входа космических аппаратов в атмосферу Земли и других планет Солнечной системы, существенно расширяют диапазон имеющихся в литературе данных.
3. Измеренные панорамные спектры излучения низкотемпературной аргоновой плазмы дают представление об интенсивности излучения на различных участках спектра в зависимости от скорости ударной волны и начального давления газа.
4. Впервые измерены панорамный спектр и временные осциллограммы излучения ударно-нагретого кислорода при различных скоростях ударных волн и начальных давлениях газа. Показано, что доминирующей в спектре излучения является система полос Шумана-Рунге при скоростях меньше 6.67 км/с. Характерной особенностью излучения молекулярного кислорода при скоростях ударной волны $V_{sw} = 5.8 \div 10$ км/с является наличие неравновесного пика за фронтом ударной волны. При этом длительность неравновесного излучения практически не зависит от скорости ударной волны.
5. Результаты проведенных измерений спектральных характеристик воздуха показали, что в спектральном диапазоне ($\lambda = 190-670$ нм) регистрируется в основном излучение системы полос β , γ и δ молекулы NO, второй положительной системы полос молекулы N_2 и первой отрицательной системы полос молекулярного иона N_2^+ . Поведение временных спектральных характеристик зависит не только от длины волны излучения, но и от скорости распространения ударной волны.
6. Сравнение измеренного панорамного спектра ударно-нагретого воздуха с экспериментальными данными, полученными при тех же условиях на других ударных установках, показывает, что все спектрограммы в общих чертах повторяют друг друга. Данные настоящей работы лежат несколько выше результатов других измерений. Это может быть объяснено различными методиками определения средней мощности излучения при обработке полученных экспериментальных данных, а также тем, что в экспериментах на других установках, как правило, приводятся спектры из равновесной зоны.
7. Измерены панорамные спектры излучения смеси CO_2 (70%) и N_2 (30%), моделирующей атмосферу Марса, в интервале длин волн $\lambda = 200 \div 850$ нм. Показано, что в интервале скоростей 5.0 \div 6.5 км/с пиковая интенсивность наиболее заметной линии CN(Violet) с длиной волны $\lambda = 389$ нм резко возрастает, увеличиваясь на два порядка. При дальнейшем увеличении

скорости она достигает максимума при 7 км/с и далее начинает постепенно уменьшаться.

8. Измерены времена задержки воспламенения в смесях пропана, кислорода и аргона, а также в смесях пропана и воздуха при различных коэффициентах избытка топлива, проведен анализ полученных результатов. Полученная информация существенно расширяет диапазон имеющихся экспериментальных данных, которые являющихся основой для тестирования кинетических механизмов горения, используемых для моделирования газодинамических процессов в камерах сгорания.

ОСНОВНЫЕ ПУБЛИКАЦИИ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

Статьи в рецензируемых научных изданиях, индексируемых в базах данных Web of Science, Scopus, RSCI:

1. **Kozlov P.V.**, Zabelinsky I.E., Bykova N.G., Gerasimov G.Ya., Levashov V.Yu., Tunik V.Yu. Experimental study of air radiation behind a strong shock wave // *Acta Astronautica*. – 2021 – Vol. 194 – P. 461-467 – DOI: 10.1016/j.actaastro.2021.10.032. (WoS, Q1, Impact Factor - 2.413).

2. **Козлов П.В.**, Забелинский И.Е., Быкова Н.Г., Герасимов Г.Я., Левашов В.Ю. Экспериментальное исследование излучательных характеристик ударно нагретого воздуха в ультрафиолетовой и видимой областях спектра // *Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа*. – 2022 – № 6 – С. 86-94 – DOI: 10.31857/S056852812260045X.

Перевод: **Kozlov P.V.**, Zabelinsky I.E., Bykova N.G., Gerasimov G. Y., Levashov V. Y. Experimental Study of the Radiative Characteristics of Shock-Heated Air in the Ultraviolet and Visible Spectral Regions // *Fluid Dynamics*. – 2022 – Vol. 57 – № 6 – P. 780–788 – DOI:10.1134/S0015462822601322. (WoS, Q4, Impact factor JCR–0.673).

3. Kotov M. A., **Kozlov P. V.**, Gerasimov G. Y., Levashov V. Y., Shemyakin, A. N., Solovyov N. G., Yakimov M. Y., Glebov V. N., Dubrova G. A., Malyutin A.M. Thermoelectric detector application for measuring the ignition delay time in a shock heated combustible mixture // *Acta Astronautica*. – 2023 – Vol. 204 – P. 787-793 – DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.11.036. (WoS, Q1, Impact Factor - 2.413).

4. Tereza A. M., **Kozlov P. V.**, Gerasimov G. Y., Levashov V. Y., Zabelinsky I. E., Bykova N. G. Shock-tube study of high-temperature ignition of propane-air mixtures at elevated pressures// *Acta Astronautica*. – 2023 – Vol. 204 – P. 705-710 – DOI: 10.1016/j.actaastro.2022.11.001. (WoS, Q1, Impact Factor - 2.413).

5. Bykova N. G., Zabelinskii I. E., Ibraguimova L. B., **Kozlov P. V.**, Levashov V. Y., Shatalov O. P. Excitation and emission of argon behind the front of shock waves at velocities of 4.5–7.8 km/s: I. The experimental study // *Fluid Dynamics*. – 2022 – Vol. 57 – № S1 – P. S134–S142 – DOI: 10.1134/S0015462822601528. (WoS, Q4, Impact factor – 0.673).

6. **Kozlov P. V.** Experimental study of the evolution of no radiation in the air at the velocities up to second cosmic // *Journal of Physics: Conference Series*. – 2018

– Vol. 1009 – P. 1-6 – DOI: 10.1088/1742-6596/1009/1/012024. (Scopus, Q4, SJR - 0.210).

7. **Kozlov P. V.**, Surzhikov S. T. Nonequilibrium radiation no in shocked air // *AIAA SciTech Forum - 55-th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. – 2017 – pp. 1–16 – DOI: 10.2514/6.2017-0157. (Scopus, SJR - 0.233)

8. **Kozlov P. V.**, Bykova N. G., Levashov V. Y., Zabelinskii I. E. Nonequilibrium radiation behind shock waves in oxygen at speeds up to 10 km/s// *Journal of Physics: Conference Series*. – 2019 – Vol. 1250 – P. 1-8 – DOI: 10.1088/1742-6596/1250/1/012017. (Scopus, Q4, SJR - 0.210).

9. **Козлов П.В.**, Забелинский И.Е., Быкова Н.Г., Левашов В.Ю., Герасимов Г.Я. Экспериментальное исследование излучения аргона за фронтом сильной ударной волны // *Журнал прикладной спектроскопии*. – 2021 – Т. 88 – № 2 – С. 244-248.

Перевод: **Kozlov P.V.**, Zabelinsky I.E., Bykova N.G., Levashov V. Y., Gerasimov G. Y. Experimental Study of Ar-Gas Radiation Behind the Front of a Strong Shock Wave // *Journal of Applied Spectroscopy*. – 2021 – Vol. 88 – P. 306-310 – DOI: /10.1007/s10812-021-01174-8. (WoS, Q4, Impact factor – 0.816).

10. Забелинский И.Е., **Козлов П.В.**, Акимов Ю.В., Быкова Н.Г., Герасимов Г.Я., Туник Ю.В., Левашов В.Ю. Детонационное инициирование сильных ударных волн для исследования радиационных характеристик высокотемпературных газов // *Химическая физика*. – 2021. – Т. 40 – № 11 – С. 22 - 28. – DOI: 10.31857/S0207401X2111011X.

Перевод: Zabelinsky I. E., **Kozlov P. V.**, Akimov Y. V., Bykova N.G., Gerasimov G. Y., Tunik V.Yu., Levashov V. Y. Detonation Initiation of Strong Shock Waves to Study the Radiation Characteristics of High-Temperature Gases // *Russian Journal of Physical Chemistry B*. – 2021 – Vol. 15 – № 6 – P. 977-983 – DOI 10.1134/S1990793121060117. (WoS, Q4, Impact factor – 1.296).

11. **Козлов П.В.**, Забелинский И.Е., Быкова Н.Г., Герасимов Г.Я., Левашов В.Ю. Экспериментальное исследование радиационных характеристик смеси $\text{CO}_2\text{-N}_2$ за фронтом сильной ударной волны // *Химическая физика*. – 2021 – Т. 40 – № 12 – С. 23-28 – DOI: 10.31857/S0207401X21120104.

Перевод: **Kozlov P.V.**, Zabelinsky I.E., Bykova N.G., Gerasimov G.Y., Levashov V.Y. Experimental Study of the Radiation Characteristics of a $\text{CO}_2\text{-N}_2$ Mixture Behind the Front of a Strong Shock Wave // *Russian Journal of Physical Chemistry B*. – 2021 – Vol. 15 – № 5 – P. 989-994 – DOI 10.1134/S1990793121060208. (WoS, Q4, Impact factor – 1.296).

12. **Козлов П.В.**, Герасимов Г.Я., Левашов В.Ю., Акимов Ю.В., Забелинский И.Е., Быкова Н.Г. Высокотемпературное воспламенение смесей пропан–кислород–аргон в ударной трубе при давлении 30 атм // *Химическая физика*. – 2021 – Т. 40 – № 9 – С. 1-9 – DOI: 10.31857/S0207401X21090065. Перевод: **Kozlov P.V.**, Gerasimov G.Y., Levashov V.Y., Akimov Y. V., Zabelinsky I.E., Bykova N.G. High-Temperature Ignition of Propane–Oxygen–Argon Mixtures in a Shock Tube at a Pressure of 30 Atm // *Russian Journal of Physical Chemistry B*. – 2021 – Vol. 15 – № 5 – P. 827-832. – DOI 10.1134/S1990793121050067. (WoS, Q4, Impact factor – 1.296).

13. Dikalyuk A.S., Surzhikov S.T., Shatalov O.P., **Kozlov P.V.**, Romanenko Y.V. Nonequilibrium radiation behind the strong shock waves in Martian and Titan atmospheres: Numerical rebuilding of experimental data // In: *50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition* – 2012 – 0795 – P. 1–31 – DOI: 10.2514/6.2012-795. (Scopus, SJR - 0.205).

14. Dikalyuk A.S., **Kozlov P.V.**, Romanenko Y.V., Shatalov O.P., Surzhikov S.T. Nonequilibrium spectral radiation behind the shock waves in martian and earth atmospheres // *44th AIAA Thermophysics Conference* – 2013 – 2505 – P. 1-27. – DOI: 10.2514/6.2013-2505. (Scopus, SJR - 0.194).

15. Залогин Г. Н., **Козлов П. В.**, Кузнецова Л. А., Лосев С. А., Макаров В. Н., Романенко Ю. В., Суржиков С. Т. Излучение смеси $\text{CO}_2\text{-N}_2\text{-Ar}$ в ударных волнах: эксперимент и теория // *Журнал технической физики*. – 2001 – Т. 71 – № 6 – С. 10-16.

Перевод: Zalogin G.N., **Kozlov P.V.**, Kuznetsova L.A., Losev S.A., Makarov V.N., Romanenko Y.V., Surzhikov S.T. Radiation excited by shock waves in a $\text{CO}_2\text{-N}_2\text{-Ar}$ mixture: Experiment and theory // *Technical Physics*. – 2001 – Vol. 46 – № 6 – P. 654-661 – DOI: 10.1134/1.1379629. (RSCI, Импакт фактор РИНЦ - 0.642).

Патенты:

16. Акимов Ю.В., Быкова Н.Г., Забелинский И.Е., **Козлов П.В.**, Левашов В.Ю., Туник Ю.В. Способ генерации высокоскоростной ударной волны в ударной трубе // Патент № 2744308 – 5 марта 2021.

17. Акимов Ю.В., Быкова Н.Г., Забелинский И.Е., **Козлов П.В.**, Левашов В.Ю., Туник Ю.В. Ударная труба для генерации высокоскоростной ударной волны // Патент № 203856 – 23 апреля 2021.