

ПАРОТУРБИННЫЕ, ГАЗОТУРБИННЫЕ, ПАРОГАЗОВЫЕ УСТАНОВКИ И ИХ ВСПОМОГАТЕЛЬНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

МАЛОЭМИССИОННЫЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ ГТУ. СОВРЕМЕННЫЕ ТРЕНДЫ, ДИАГНОСТИКА И ОПТИМИЗАЦИЯ (ОБЗОР)¹

© 2024 г. Л. М. Чикишев^{a, b, *}, Д. М. Маркович^a

^aИнститут теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН,
просп. Академика Лаврентьева, д. 1, г. Новосибирск, 630090 Россия

^bНовосибирский государственный университет, ул. Пирогова, д. 2, г. Новосибирск, 630090 Россия

*e-mail: chlm@itp.nsc.ru

Поступила в редакцию 26.04.2023 г.

После доработки 21.08.2023 г.

Принята к публикации 30.08.2023 г.

Приведен краткий обзор конструкций малоэмиссионных камер сгорания газотурбинного типа на примере авиационных двигательных установок. Наиболее перспективная технология, способствующая снижению выбросов вредных веществ, — это сжигание обедненной предварительно перемешанной топливовоздушной смеси, однако ее применение ограничено нестационарными явлениями, оказывающими существенное влияние на стабилизацию пламени и приводящими к возникновению термоакустического резонанса. В настоящее время для двигателей большой мощности данная технология реализована только двумя компаниями — General Electric и Rolls-Royce. Работы по созданию двигателя большой тяги в России ведутся в АО “ОДК-Авиадвигатель” в рамках программы ПД-35. Задачи разработки малоэмиссионных камер сгорания для газоперекачивающих агрегатов успешно решаются в АО “ОДК-Авиадвигатель” совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова (ГТУ-16П). Одним из ключевых направлений развития энергетики является также разработка газовых турбин большой мощности классов ГТЭ-65, ГТЭ-170 (ПАО “Силовые машины”), ГТД-110М (ОДК “Сатурн”), и здесь необходимо решать те же проблемы, что и для газотурбинных двигателей. Наиболее актуальными проблемами являются прогнозирование возникновения термоакустических автоколебаний газа в камерах сгорания и управление ими с помощью обратной связи как в номинальных режимах, так и в режимах малой мощности. Представлен обзор технологий с использованием малоэмиссионных камер сгорания, рассмотрено современное состояние экспериментальных исследований структуры течения и процессов переноса в модельных камерах сгорания. Приведены примеры передовых экспериментальных стендов, моделирующих течение и горение в камерах сгорания газотурбинного типа, указаны необходимые режимные параметры и используемые технические решения, позволяющие эффективно проводить измерения современными методами оптической диагностики.

Ключевые слова: камера сгорания, панорамные методы, горение, газотурбинная установка, малоэмиссионные камеры сгорания, оптическая диагностика процессов горения, авиационные двигательные установки

DOI: 10.56304/S0040363624010016

При проектировании современных энергетических и транспортных газотурбинных установок (ГТУ) наибольшую сложность представляет разработка их “горячей части”. Даже при наличии современных вычислительных инструментов довольно трудно достоверно предсказывать хотя бы общий тренд — снижение или рост выбросов NO_x после внесения изменений в конструкцию камеры сгорания газотурбинной установки и фронтального устройства. В связи с этим очень важно

иметь возможность получить достоверные экспериментальные данные, позволяющие валидировать используемые численные коды, а также выявлять особенности механизмов стабилизации пламени в камере сгорания ГТУ. Поэтому представляется целесообразным детально исследовать процессы в модельных камерах сгорания с оптическим доступом в условиях, близких к натурным по температуре и давлению. Панорамные оптические методы диагностики потоков позволяют за довольно малое время получать массив экспериментальных данных о структуре течения, положении фронта пламени и характеристиках массопереноса, требуемых для верификации моделей

¹ Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 19-79-30075, <https://rscf.ru/project/19-79-30075/>. Обзор технологий снижения выбросов выполнен в рамках государственного задания ИТ СО РАН.

численного расчета, а также выявлять особенности механизма стабилизации пламени.

Актуальность данного направления исследований обусловлена острой необходимостью создания и развития отечественной современной энергоэффективной газотурбинной техники, удовлетворяющей высоким экологическим требованиям. В настоящее время наиболее перспективной технологией, позволяющей снизить выбросы вредных веществ, является сжигание бедной топливовоздушной смеси (с избытком воздуха). Однако применение данной технологии сталкивается с рядом существенных проблем, без решения которых создание эффективного и надежного оборудования не представляется возможным. Пламя бедной смеси довольно сложно стабилизировать в широком диапазоне расходов, что необходимо для эффективной работы в режимах, отличающихся от номинального. В камере сгорания могут возникать термоакустические явления, которые приводят к вибрационному горению, погасанию пламени или его проскоку внутрь горелочного устройства и разрушению конструктивных элементов камеры сгорания. В настоящее время для двигателей большой мощности данная технология реализована только в двух компаниях — General Electric и Rolls-Royce. Работы по созданию двигателя большой тяги в России ведутся в АО «ОДК-Авиадвигатель» в рамках программы ПД-35. Задачи разработки малоэмиссионных камер сгорания для газоперекачивающих агрегатов успешно решаются в АО «ОДК-Авиадвигатель» совместно с ЦИАМ им. П.И. Баранова (ГТУ-16П).

Одним из ключевых направлений развития энергетики является разработка газовых турбин большой мощности классов ГТЭ-65, ГТЭ-170 (ПАО «Силловые машины»), ГТД-110М (ОДК «Сатурн»), для реализации которых необходимо решить те же проблемы, что и для газотурбинных двигателей. Наиболее актуальные из них — прогнозирование возникновения термоакустических автоколебаний газа в камерах сгорания и управление ими на основе обратной связи как в номинальных режимах, так и при пониженной мощности.

При разработке современных камер сгорания применяются методы численного моделирования процессов смесеобразования и горения как жидкого, так и газообразного топлива. При этом имеющихся вычислительных мощностей явно недостаточно для проведения достоверных расчетов с использованием современных вихреразрешающих методов. Поэтому на практике разработчики газотурбинного оборудования используют подходы, основанные на решении уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, в стационарной и нестационарной постановке. Для таких подходов требуется замыкание уравнений пере-

носа массы и импульса, поэтому крайне важно обосновать возможность применения градиентных моделей замыкания с использованием достоверных экспериментальных данных. Кроме того, довольно сложно прогнозировать возникновение нестационарных явлений, связанных с наличием крупномасштабных когерентных вихревых структур в потоке. Так, при организации закрученного течения в камере сгорания сложной конструкции ГТУ критически важны наличие и протяженность областей возвратного течения, а также структура течения вблизи стенок жаровой трубы.

Очевидно, что при существенных затратах времени на проведение детальных расчетов большую роль начинают играть экспериментальные исследования на упрощенных моделях камеры сгорания, отражающих важные особенности режимов подачи в нее топлива и воздуха, а также структуры течения. При использовании современных методов оптической панорамной диагностики потоков в единицу времени поступает большой массив экспериментальных данных о мгновенной структуре течения. Проведение таких экспериментов, безусловно, требует высокой квалификации специалистов и является довольно сложной задачей, но позволяет получить уникальную достоверную информацию, востребованную при проектировании реальных устройств.

В данной работе выполнен обзор технологий малоэмиссионного сжигания топлива на примере авиационных газотурбинных двигательных установок. Применяемые подходы в полной мере являются основой также и для энергетических газовых турбин.

ОБЩИЕ ПОДХОДЫ К СНИЖЕНИЮ ВЫБРОСОВ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ

В наибольшей степени на окружающую среду и человека при работе ГТУ влияют выбросы оксидов азота NO_x (NO и NO_2), несгоревших углеводородов и оксида углерода CO . Выбросы ГТУ оказывают воздействие как на локальное качество воздуха вблизи мест эксплуатации установок (например, в зоне аэропортов образуются оксиды азота при работе двигателей самолетов, наземного оборудования и дорожного трафика), так и на глобальное изменение климата на планете.

Камеры сгорания газотурбинных установок, работающих по традиционной схеме, применяются уже на протяжении 70 лет. Горение инициируется в первичной зоне, в которой локальное соотношение топливо/окислитель близко к стехиометрическому, что приводит к максимальному тепловыделению. Воздух отбирается на входе в двигатель, постепенно подается в первичную, вторичную и третичную зоны для обеспечения устойчивого горения, полноты сгорания топлива

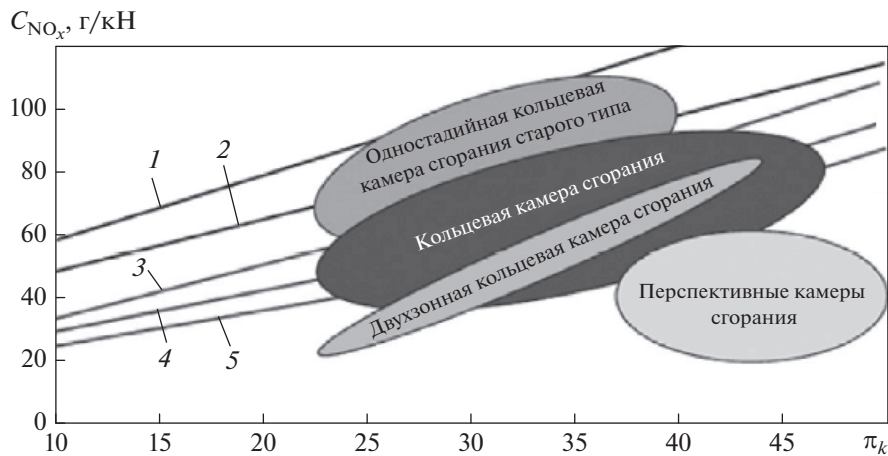


Рис. 1. Эволюция технологий малоэмиссионных камер сгорания в соответствии со стандартами ICAO и зависимость выбросов оксидов азота C_{NO_x} от степени повышения давления π_k [3].

1 – ICAO 1986; 2 – CAEP 2; 3 – CAEP 4; 4 – CAEP 6; 5 – CAEP 8

и распределения температуры на выходе из камеры сгорания. Ранние конструкции камер сгорания имели более протяженные жаровые трубы, что приводило к более долгому времени пребывания в них топлива, чтобы добиться полного его сжигания и повысить эффективность горения. Широко применялись пневматические форсунки с диффузионным режимом горения, благодаря которому поддерживается более устойчивое горение, при котором обеспечивается работа двигателя в более широком диапазоне режимов. В то же время, менее равномерное перемешивание топлива и окислителя приводит к высоким локальным температурам и отношению топливо/окислитель, что, в свою очередь, повышает образование NO_x . Общий уровень выбросов таких камер сгорания (например, для авиационных двигателей с тягой до 26.7 кН) превышает нормы стандартов CAEP 1/ICAO 1986.

За последние 40–50 лет при работе авиационных двигателей существенно уменьшилось потребление топлива, снизилась генерация шума, сократились выбросы CO и HC на 50 и 90% соответственно [1]. Такой эффект был достигнут, главным образом, благодаря прорыву в технологиях создания новых конструкционных материалов и систем охлаждения, что позволило обеспечить функционирование двигателей при более высоких параметрах рабочего тела (степени сжатия и температуры на входе в турбину), увеличить тепловую эффективность и снизить удельный расход топлива. Это привело к повышению температуры воздуха и давления на входе в камеру сгорания, а также, несмотря на положительный экономический эффект, к росту выбросов NO_x . До 1970-х годов, когда были разработаны двигатели с высокой степенью сжатия, образованию NO_x

уделялось мало внимания вплоть до того момента, пока не появились серьезные опасения, касающиеся негативного влияния оксидов азота на здоровье человека и изменение климата.

Развитие концепций малоэмиссионных камер сгорания для авиационных двигателей началось с середины 1970-х годов на базе опыта, полученного при эксплуатации кольцевых камер сгорания [2]. Совершенствование систем подачи топлива параллельно с технологиями сжигания и оптимизацией смешения привело к появлению современных LEC-технологий (Low Emission Combustion) [3–6]. На рис. 1 представлены уровни эмиссии NO_x в зависимости от степени повышения давления для различных стандартов CAEP.

Следующим шагом стало создание технологии DAC (Double Annular Combustor), которая рассматривалась в качестве альтернативы LEC-технологиям. С помощью технологии DAC возможно достичь 60%-ного снижения выбросов относительно первого стандарта ICAO, что обеспечило уменьшение выбросов NO_x на 50% во время крейсерского режима полета [1]. В целях дальнейшего снижения выбросов была предложена технология TAPS (Twin Annular Premixing Swirler – двойной кольцевой завихритель с предварительным перемешиванием). Данная технология, реализованная позднее как следующее поколение, позволила достичь снижения выбросов на 60% по сравнению со стандартом CAEP 6. Некоторые системы на базе технологии rich dome combustion были разработаны с учетом опыта создания LEC-технологий и используются при эксплуатации двигателей компании Pratt & Whitney серии P&W TALON и Rolls-Royce Phase 5.

При дальнейшем совершенствовании конструкций авиационных газовых турбин будут развиваться технологии, обеспечивающие рост эффективности использования топлива вследствие увеличения степени повышения давления π_k от 25 до 60–75 по сравнению с предыдущим поколением двигателей. При более высоком значении π_k усложняется задача сохранить на прежнем уровне выбросы NO_x без изменения концепции сжигания топлива. Тем не менее, в настоящее время разрабатываются несколько новых концепций, например, таких как многоточечный впрыск (NASA) (рис. 2). Создание будущих двигателей с высокой степенью повышения давления представляет собой сложную задачу для разработчиков, так как при применении TAPS-технологий возникают риски самовоспламенения и проскока пламени. Такие риски могут быть снижены при использовании технологии LDI (Lean Direct Injection – прямой впрыск бедной смеси), которая в Rolls-Royce находится на седьмом уровне технологической готовности.

Среди всех факторов, влияющих на формирование загрязняющих веществ в камерах сгорания газовых турбин, наиболее важным является температура пламени в первичной зоне горения. При температурах до 1670 К образуется значительное количество CO, а при температурах выше 1900 К происходит образование NO_x . Таким образом, существует узкая полоса между 1670 и 1900 К, в которой эмиссия NO_x и CO относительно мала (25 ppmv CO и 15 ppmv NO_x).

В современных двигателях с высокой степенью повышения давления при росте тепловой эффективности и снижении удельного расхода топлива область с низкой эмиссией может превратиться в точку. Базовой стратегией для ограничения выбросов вредных веществ является поддержание температуры в первичной зоне горения в пределах этой узкой полосы (1690–1900 К) во всех режимах работы.

Выбросы NO_x снижаются благодаря уходу от стехиометрического отношения топливо/окислитель, так как максимум тепловыделения и, соответственно, максимальная температура наблюдаются вблизи такого соотношения. Горение может быть реализовано как при дефиците окислителя (горение богатой смеси), так и при избытке воздуха (горение бедной смеси). В последнем случае большая часть воздуха протекает через жаровую трубу и смешивается с топливом, таким образом достигается более низкая температура по сравнению с горением богатой смеси. Однако данный подход связан с проблемой устойчивости пламени при работе в режимах с малой нагрузкой, так как горение в этом случае происходит вблизи бедного предела. Часто используется многостадийная подача топлива, так как в режимах с малой

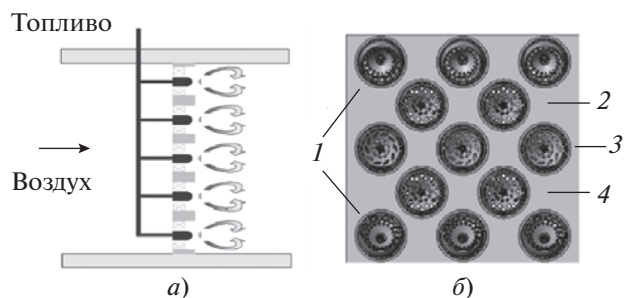


Рис. 2. Схемы многоточечной подачи топлива NASA (а) и MLDI Goodrich Corporation (б) [7].

1, 3 – внешний и пилотный контур впрыска топлива; 2, 4 – промежуточный контур подачи топлива

нагрузкой часть инжекторов может быть отключена. Таким образом, локальное эквивалентное отношение поддерживается вблизи стехиометрического значения в отдельных зонах для обеспечения высокой эффективности и устойчивости горения.

Глобальное отношение топливо/окислитель для горения богатой или бедной смеси в первичной зоне дает весьма грубую оценку снижения выбросов. Реальные значения существенно зависят от эффективности смешения топлива и воздуха. При неудовлетворительном качестве смешения могут возникать значительные пульсации локального отношения топливо/окислитель. При богатой топливной смеси возможно появление локальных горячих зон с образованием большого количества NO_x и дыма. Таким образом, эффективный распыл и перемешивание топлива и окислителя необходимы для снижения эмиссии вредных веществ.

Еще одним важным фактором, который следует контролировать, является время пребывания топлива в зоне горения. С одной стороны, время пребывания должно быть достаточным, чтобы снизить выбросы CO и несгоревших углеводородов, с другой – его нужно сокращать, чтобы уменьшить выбросы NO_x .

КЛЮЧЕВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ СНИЖЕНИЯ ВЫБРОСОВ ВРЕДНЫХ ВЕЩЕСТВ

Современные и перспективные технологии организации процесса горения являются нестехиометрическими. До недавнего времени при разработке камер сгорания газотурбинных двигателей и установок наиболее часто использовали две концепции: RQL (Reach burn–Quick quench–Lean burn – горение богатой смеси – быстрое разбавление – горение бедной смеси) и LPP (Lean Premixed–Prevaporated combustion – горение бедной предварительно перемешанной и высушенной топливовоздушной смеси) [8]. Обе технологии

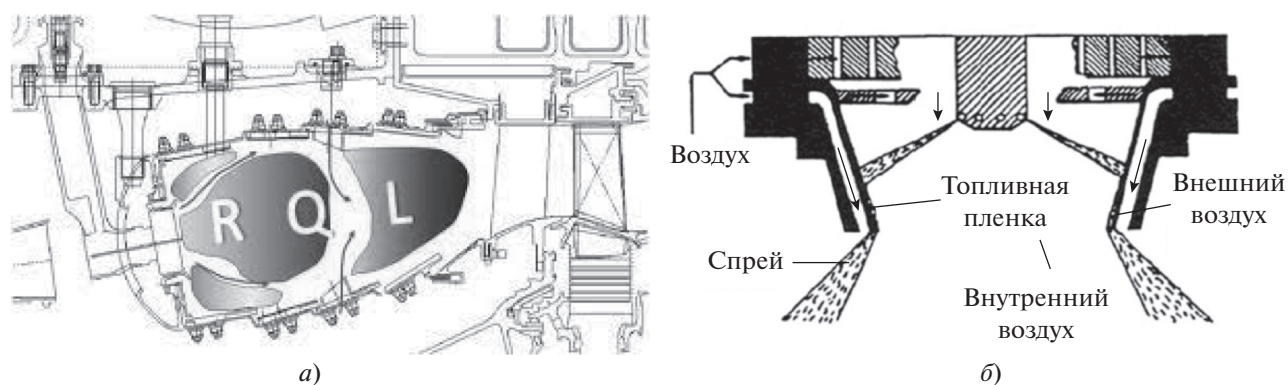


Рис. 3. Схема камеры сгорания при технологии RQL (а) и Advanced RQL (б) [9]

характеризуются наличием в камере сгорания как минимум двух зон горения, причем концепция RQL основана на организации богатой топливом первичной зоны, в то время как при концепции LPP обеспечивается предварительное перемешивание компонентов обедненной смеси перед воспламенением. В настоящее время существует большое количество модификаций и комбинаций указанных технологий горения, разработанных крупными зарубежными промышленными компаниями в процессе создания различных семейств газотурбинных установок.

При использовании технологии сжигания бедной предварительно перемешанной топливовоздушной смеси возможны ее гомогенизация, повышение устойчивости горения, исключение проскока пламени в смеситель, снижение пульсаций давления, охлаждение деталей горячего тракта при отсутствии охлаждающего воздуха, минимизация потерь давления. Как правило, поддержание горения бедной топливовоздушной смеси осуществляется применением небольшого пилотного (дежурного) пламени.

Суть концепции RQL заключается в сжигании в первичной зоне камеры сгорания топливовоздушной смеси при коэффициенте избытка топлива меньше единицы, затем быстрое разбавление и дожигание бедной смеси во вторичной зоне (рис. 3). Снижение выбросов NO_x обеспечивается благодаря низким температурам в первичной зоне из-за недостатка окислителя и во вторичной зоне из-за избытка окислителя. Основной недостаток данной концепции – неизбежный переход через стехиометрическое соотношение в области разбавления, что ограничивает минимально возможный уровень NO_x [10]. В то же время подобные камеры сгорания не нуждаются в сложной системе автоматизации и обеспечивают хорошую устойчивость горения. Отличительной особенностью подхода RQL, по сравнению с традиционной конструкцией камеры сгорания, является изменение

стехиометрического соотношения топливо/окислитель для снижения выбросов NO_x . Это достигается распределением воздушного потока, и, следовательно, требуется менее сложная система планирования расхода топлива по сравнению с поэтапным сжиганием обедненного топлива.

Основные преимущества данной технологии – высокая устойчивость к срыву пламени, в особенности в режимах с низкой мощностью, удовлетворительная ремонтпригодность, относительно низкая стоимость и короткий срок разработки, общепринятые подходы при конструировании, снижение влияния топливного механизма формирования NO_x , обеспечение требований безопасности, надежности и работоспособности. При этом главные проблемы реализации данной технологии связаны с необходимостью оптимизации распределения воздуха в камере сгорания с целью контролировать сажеобразование и дымность. Двигатели с высокой степенью повышения давления не могут обеспечить необходимое снижение NO_x при использовании данной технологии. Требуется разработка современных форсунок для оптимизации перемешивания топлива с воздухом и схемы оптимального использования разбавляющего воздуха.

В настоящее время вершиной развития схемы горения богато-бедной смеси является концепция Advanced RQL [11], которая предполагает применение фронтных устройств, позволяющих получить равномерное распределение капель топлива небольшого диаметра и быстрое перемешивание, сокращающее общее время пребывания топлива в камере сгорания. Примером реализации данной концепции является камера сгорания TALON X компании Pratt & Whitney.

Концепция LPP заключается в сжигании полностью гомогенной смеси топлива и воздуха при коэффициенте избытка воздуха, близком к границе бедного срыва. Низкая температура в зоне горения обеспечивает малую эмиссию NO_x даже

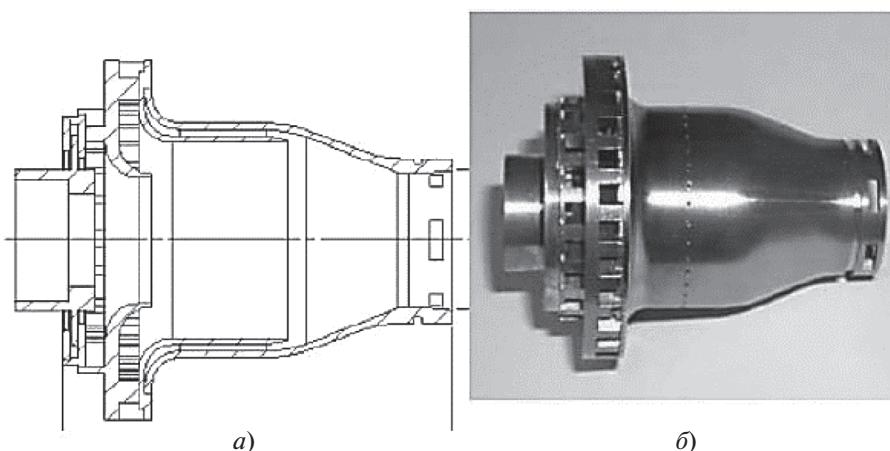


Рис. 4. Схема фронтного устройства типа LPP компании AVIO (а) и его внешний вид (б) [12]

при большом времени пребывания в камере сгорания, необходимом для получения низкой эмиссии CO и CH_x . При такой схеме в камере сгорания не образуются тяжелые углеводороды, что исключает эмиссию сажи, а также существенно снижает радиационный нагрев стенок камеры сгорания. Основная проблема концепции LPP – самовоспламенение топливовоздушной смеси, так как для испарения влаги из топлива необходимо его длительное пребывание внутри фронтного устройства, кроме того, при сжигании гомогенной бедной топливовоздушной смеси увеличивается вероятность возникновения виброгорения. Схема фронтного устройства для камеры сгорания LPP, разработанного в компании AVIO в рамках проекта LOROCOTEP [12], представлена на рис. 4. Применение этой технологии приводит к увеличению габаритов камеры сгорания, поэтому так мало именно авиационных камер сгорания, в которых реализована LPP-техноло-

гия. При этом большинство мировых производителей промышленных (General Electric, Pratt and Whitney, Turbomeca), транспортных и энергетических ГТУ наземного размещения используют именно эту технологию горения.

Концепция PERM (Partial Evaporation and Rapid Mixing – частичное испарение и быстрое перемешивание) предполагает испарение части топлива внутри фронтного устройства и его быстрое перемешивание в жаровой трубе для обеспечения оптимального положения фронта пламени и характеристик устойчивости. На рис. 5 представлена схема фронтного устройства (камеры сгорания PERM) компании AVIO, которое первоначально разрабатывалось в рамках проекта NEWAC (NEW Aviation engine Core) [13]. Снижение эмиссии NO_x при эксплуатации этого устройства составило 65% норм ICAO 1996 г. В настоящее время работа над этим устройством продолжается в рамках проекта LEMCOTEC (Low Emission Combustor TEChnologies) [14], в результате которой снижение эмиссии NO_x достигло 80% норм ICAO 1996 г.

Концепция LDI предполагает снижение эмиссии NO_x и обеспечение запаса по бедному срыву пламени благодаря оптимизации распределения топлива между контурами и взаимодействию пилотного и основного пламени. Наиболее известным образцом является устройство, разработанное в Rolls-Royce Deuchland (рис. 6). Его разработка и исследование осуществлялись в рамках программ 3E (Environment, Efficiency, Economy) [2] и NEWAC [13]. В этом фронтном устройстве пилотный контур работает на запуске и поддерживает горение основного контура, подключающегося в два этапа, при высоких режимах. При испытаниях данной камеры сгорания была получена эмиссия NO_x на 70% ниже норм ICAO 1996 г.

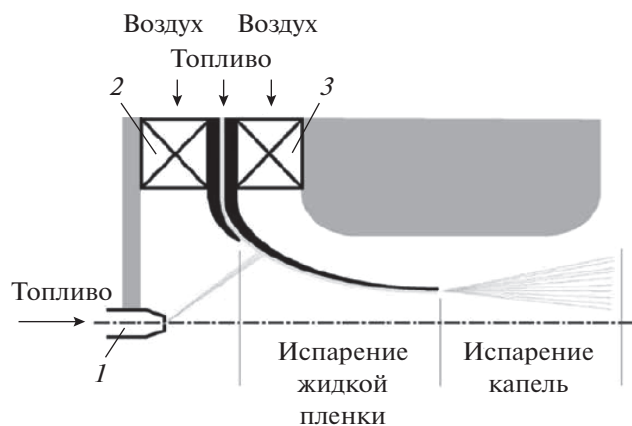


Рис. 5. Схема конструкции камеры сгорания PERM [13]. 1 – топливная форсунка; 2, 3 – первичный и вторичный завихрители

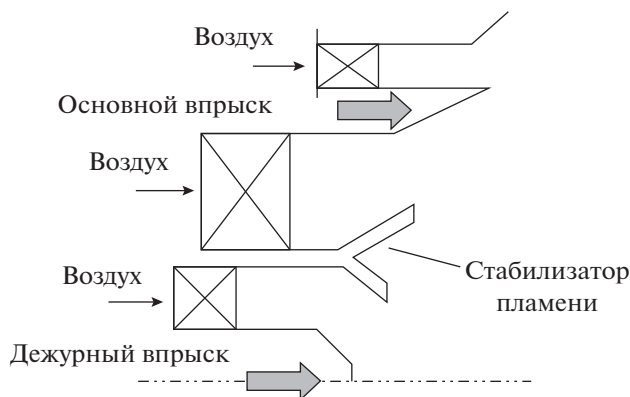


Рис. 6. Схема камеры сгорания, организованной по принципу LDI (Lean Direct Injection) [15]

В рамках проекта NEWAC область применения концепций LPP, PERM и LDI была определена следующим образом: LPP – двигатели со степенью повышения полного давления $\pi_k^* = 15–25$ (слабо проявляются проблемы с проскоком пламени и самовоспламенением), двигатели PERM с $\pi_k^* = 20–35$, двигатели LDI с $\pi_k^* > 30$.

Стадийное горение предполагает сжигание топлива в двух и более зонах, которые могут отключаться или подключаться в различных режимах, что позволяет поддерживать необходимое значение коэффициента избытка топлива для обеспечения требуемой эмиссии NO_x . Как правило, одна из зон является пилотной и спроектирована для работы во всех режимах. Зоны могут быть разнесены по оси, радиусу или расположены концентрично (рис. 7, 8).

В схеме DAC при радиальной конфигурации продольный размер камеры сгорания остается

практически без изменения, снижается риск коксования топливных форсунок благодаря охлаждению основных топливных каналов, бедное горения происходит в режимах максимальной мощности, что существенно снижает выбросы NO_x . Проблемы для развития данной технологии – сложность создания необходимых профилей скорости и температуры газа на выходе из камеры сгорания, организация охлаждения вследствие большой площади поверхности теплообмена, обеспечение эффективности в переходных режимах.

Наиболее совершенной является камера сгорания с фронтным устройством TAPS с концентричным расположением зон горения, описанная в работах [2, 15]. На рис. 9 показана схема экспериментального образца такого фронтного устройства. В настоящее время камера сгорания TAPS устанавливается на двигателях GE NX и LEAP, а также GE 9X (с камерой сгорания TAPS третьего поколения). В рамках проекта NASA ERA (Environmental Responsibility Aviation) ведутся работы по оптимизации фронтного устройства TAPS для снижения эмиссии NO_x на 75% норм ICAO 2008 г. [16].

Преимуществом этой технологии является ультранизкий уровень выбросов NO_x . Оптимизированное распределение температуры на выходе камеры сгорания увеличивает срок жизни турбины. Срок эксплуатации жаровой трубы значительно увеличен благодаря использованию большего количества воздуха. Применение современных технологий производства топливных форсунок позволяет создавать топливные системы с прицелом на будущее. Основные проблемы развития данной технологии – управление проскоком и самовоспламенением, необходимость быстрого смешения топлива и оптимизации под-

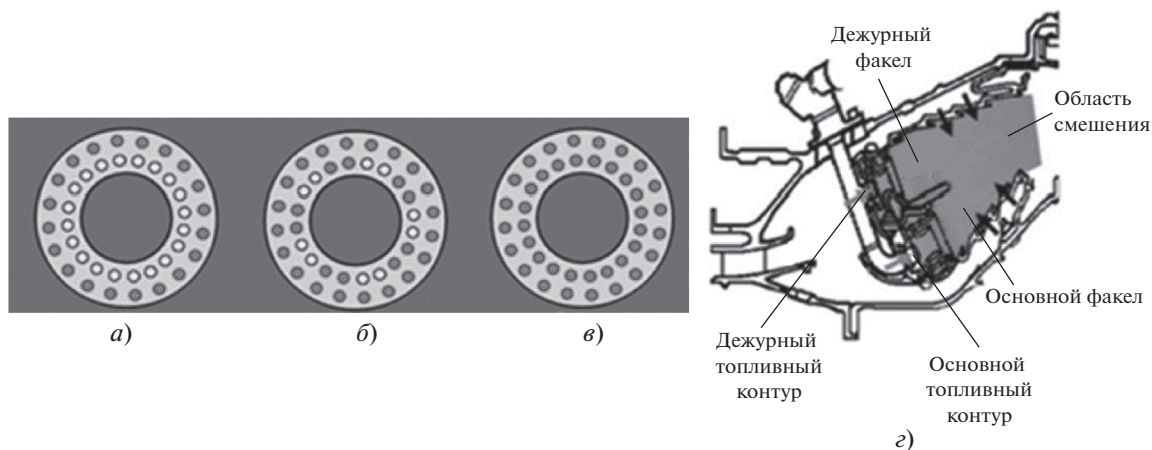


Рис. 7. Схема работы камеры сгорания типа DAC в зависимости от режима мощности [15].

a – малая мощность (работают форсунки внешнего контура); *б* – средняя мощность (работают форсунки внешнего контура и часть форсунок внутреннего контура); *в* – высокая мощность (работают все форсунки); *г* – схема камеры сгорания

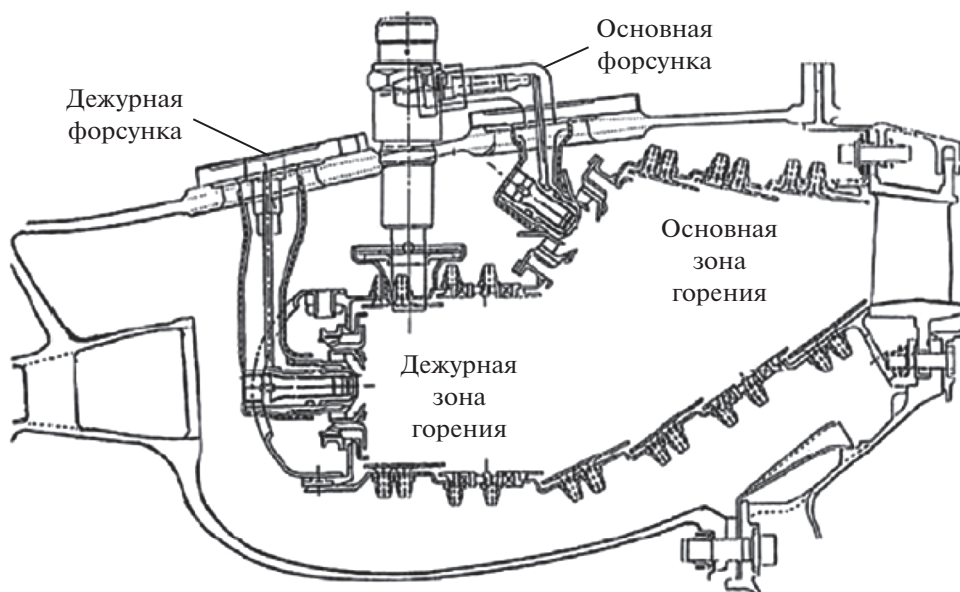


Рис. 8. Схема камеры сгорания типа ASC (Axially Staged Combustor) с разнесением областей подачи топлива по оси [7]

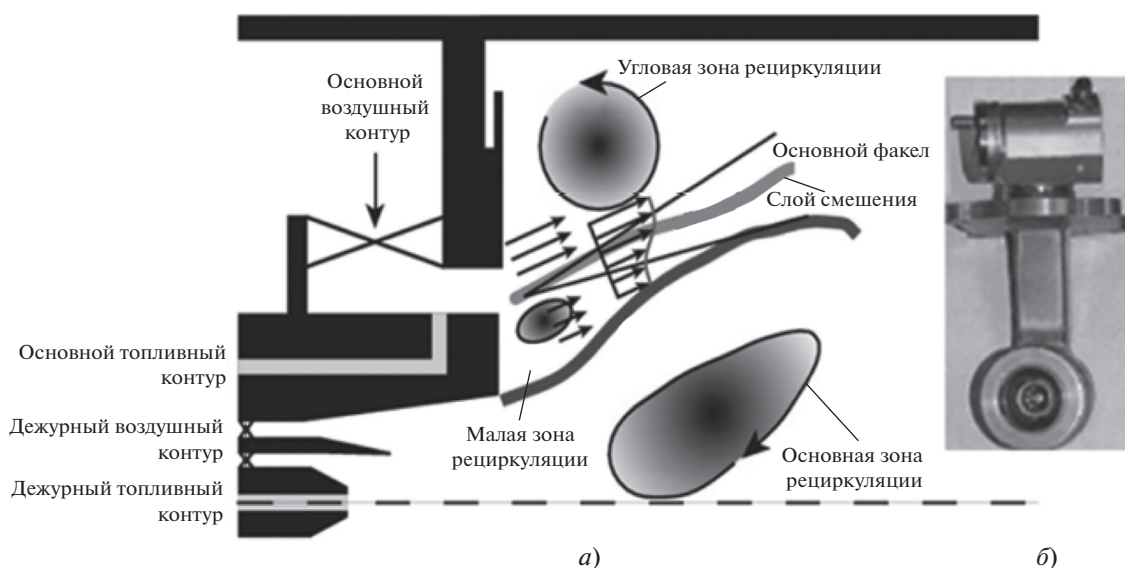


Рис. 9. Схема камеры сгорания типа TAPS (а) и фотография форсунки (б) [2]

жиги смеси, для работы топливной системы нужна оптимизированная система охлаждения, для ликвидации неустойчивости горения требуются знания детальной динамики и анализ тепловыделения в критических областях, таких как слой смешения.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ СТЕНДЫ И МЕТОДЫ ОПТИЧЕСКОЙ ДИАГНОСТИКИ

В настоящее время в мировой практике для верификации моделей численного расчета камер сгорания, смешения и горения топливоздуш-

ной смеси используются исследовательские установки, моделирующие течение за фронтным устройством в условиях близких к натурным. На рабочем участке таких установок, моделирующих горелочный отсек, организован оптический доступ для проведения исследований панорамными методами в широком спектральном диапазоне. Отличительной особенностью является установка окон визирования из кварцевого стекла, обеспечивающего оптическую прозрачность в ультрафиолетовом диапазоне спектра, стойкость к температурным нагрузкам и минимальный коэффициент температурного расширения.

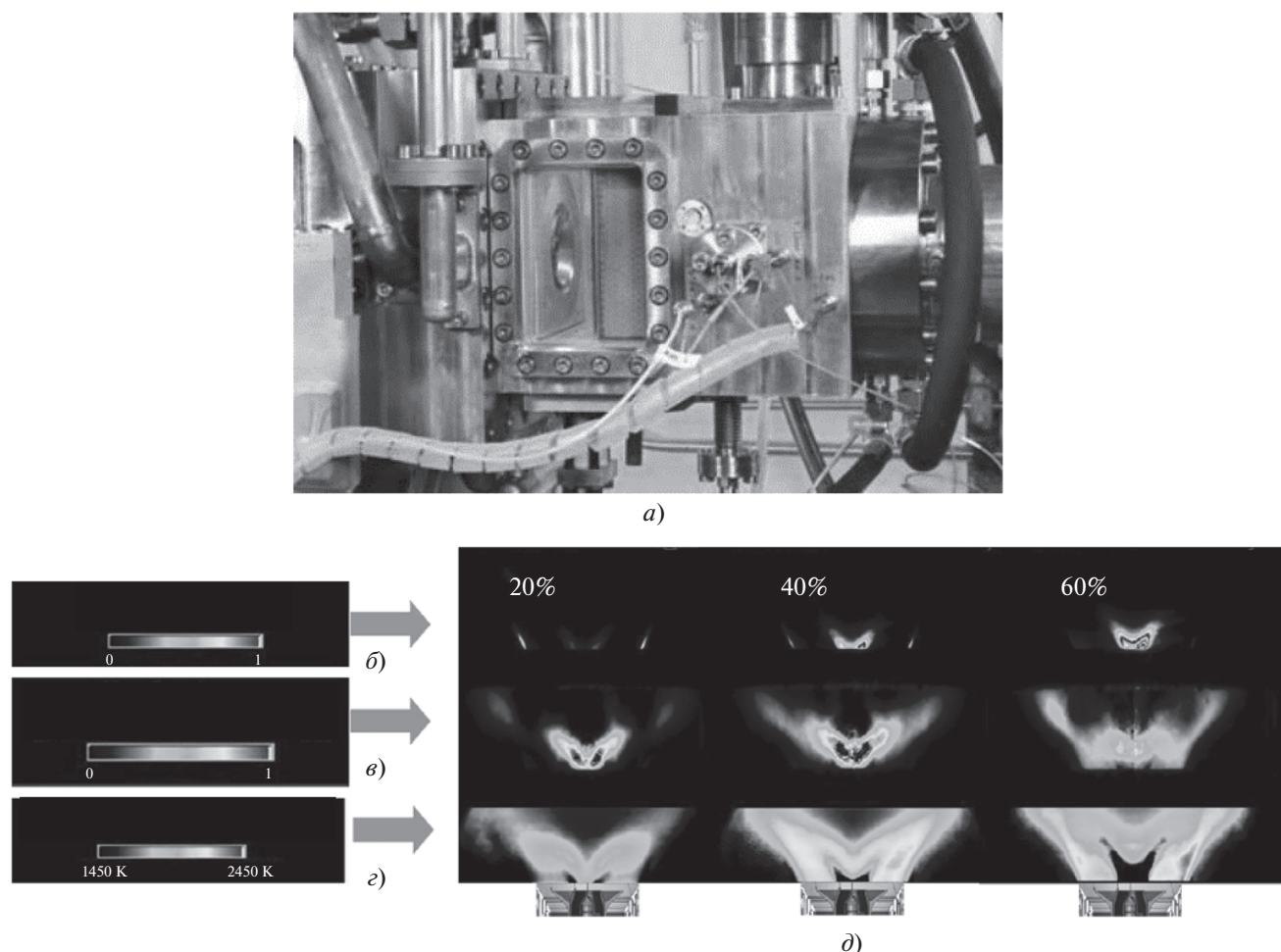


Рис. 10. Общий вид рабочего отсека с оптическим доступом BOSS (а), шкала интенсивности рассеянного каплями топлива света (б), шкала интенсивности локального тепловыделения (в), шкала поля температуры (г), распределение величин в зависимости от доли пилотного топлива 20, 40, 60% (д) [17]

Наиболее оптимальной конструкцией исследовательской установки является большой оптический одnogорелочный отсек BOSS (Big Optical Single Sector), который эксплуатируется в Германском центре авиации и космонавтики (DLR) (рис. 10). Следует отметить, что данная организация на протяжении многих лет успешно сотрудничает с немецким подразделением Rolls-Royce.

С помощью оптического отсека можно исследовать течение и горение топлива за фронтным устройством, диаметр которого может достигать 80 мм. Максимальный перепад давления на фронтном устройстве составляет 4.5%, давление в камере сгорания – 2.0 МПа, температура подаваемого в отсек воздуха – 900 К, температура продуктов горения – 2400 К. При этом расход воздуха, используемого для горения (основной воздух), достигает 1.7 кг/с, расход воздуха на охлаждение окон визирования – 0.6 кг/с, на охлаждение жаровой трубы – 1.3 кг/с.

Одним из примеров успешно функционирующей установки является исследовательская установка для диагностики процессов горения при повышенном давлении, расположенная в университете города Лунда (Швеция) (рис. 11). Согласно литературным данным, установка оборудована независимой системой подачи жидкого и газообразного топлива и работает при максимальном расходе воздуха 1.2 кг/с, максимальном давлении 1.6 МПа, температуре подогрева воздуха на входе в камеру сгорания 800 К. Мощность компрессора равна 750 кВт, мощность электрического подогрева воздуха – 1 МВт, размер оптических окон – 100 × 100 мм, расход жидкого топлива – до 27 г/с, расход газового топлива – 24 г/с при давлении 1.3 МПа.

В лаборатории CORIA (Франция) эксплуатируется установка HERON (рис. 12), предназначенная для исследования особенностей технологий малоэмиссионного сжигания топлива с оптическим

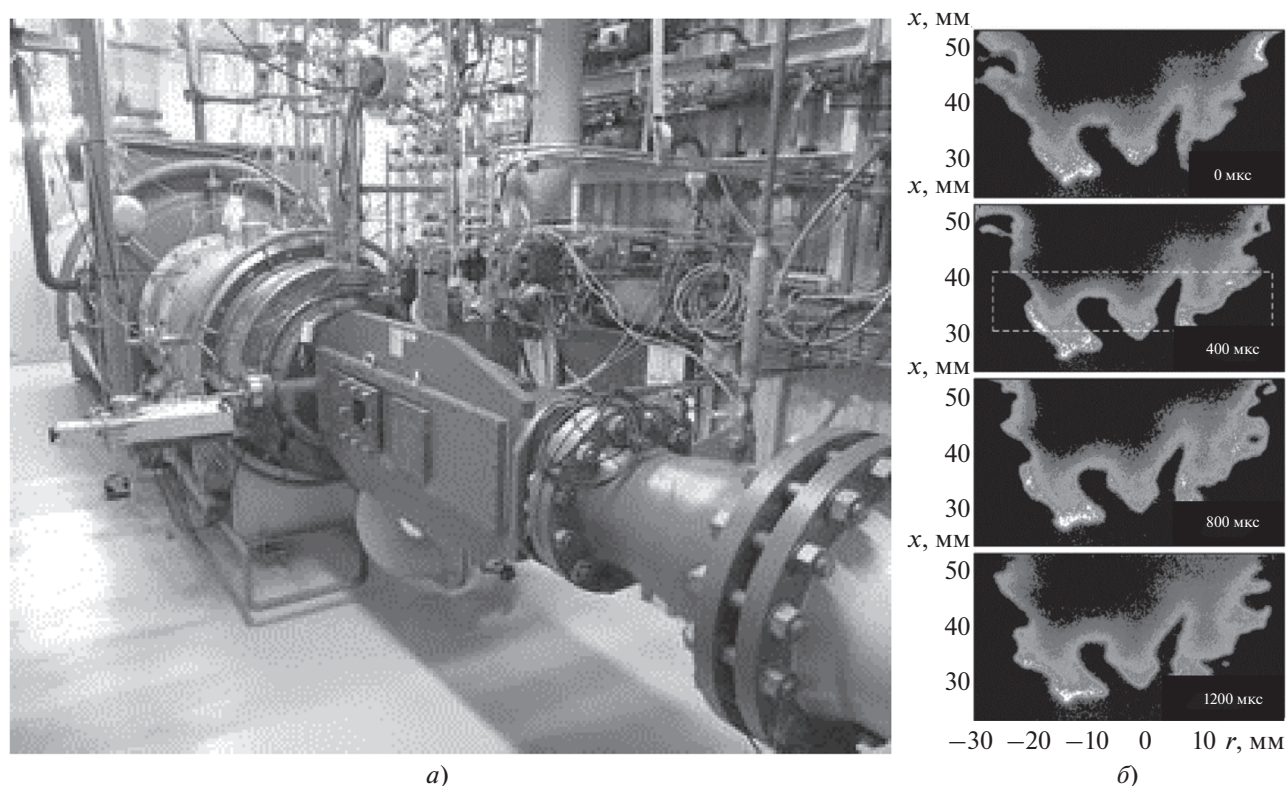


Рис. 11. Внешний вид исследовательской установки, расположенной в университете Лунда (Швеция) [18] (а) и пример визуализации мгновенного положения фронта пламени методом ОН-PLIF (б). r – расстояние от оси горелочного устройства

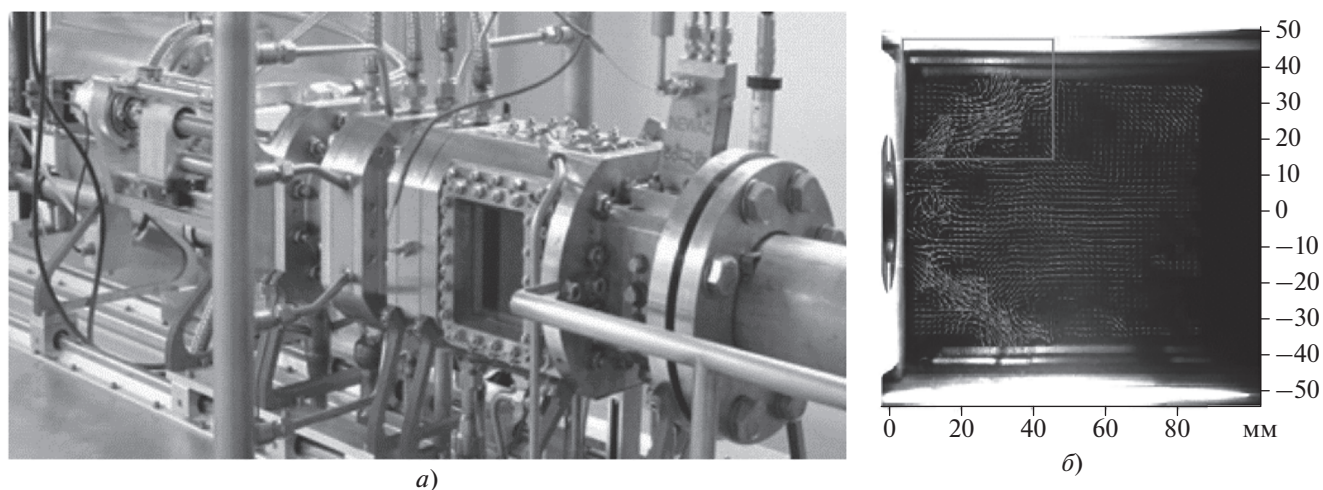


Рис. 12. Внешний вид одnogорелочного отсека HERON для исследования горения при повышенных давлении и температуре (CORIA, Франция) [19] (а) и пример поля мгновенной скорости (б)

доступом через окна размером 100×80 мм со следующими параметрами: максимальным давлением в камере сгорания, достигаемым с помощью регулируемого выходного сопла, 2.0 МПа, расходе воздуха на входе 0.3 кг/с при температуре 900 К [19]. На этой установке исследовались различные тех-

нологии малоэмиссионного горения: обедненное горение с предварительным испарением влаги из топлива, горение предварительно перемешанной смеси, многоточечный впрыск. Одновременно применялись методы измерения поля скорости PIV (Particle Image Velocimetry) и плоскостная ла-

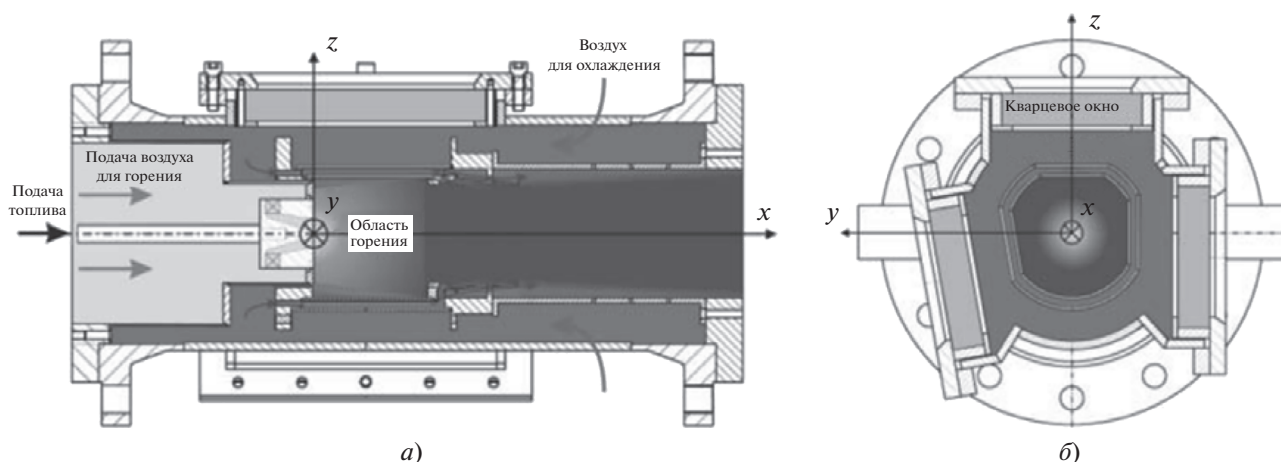


Рис. 13. Продольное (а) и поперечное (б) сечение модельной камеры сгорания [20]

зерно-индуцированная флуоресценция гидроксильного радикала (ОН-PLIF) с высоким временным разрешением (5 кГц), при этом исследовалась динамика пламени обедненной частично перемешанной топливовоздушной смеси.

Схожие технические решения по организации оптического доступа для анализа горения при повышенных давлении и температуре применяются также при исследовании горения газового топлива. В качестве примера можно привести модельную камеру сгорания в Техническом университете г. Дармштадт (Германия) (рис. 13). Максимальное давление в камере сгорания составляет 1.0 МПа, перепад давления на фронтном устройстве – 3%, температура подогрева воздуха – 773 К, расход воздуха – 150 г/с, соотношение расходов на охлаждение и горение – 1 : 3 (рис. 14). В России оптическая диагностика процессов распыла, смесеобразования и горения применительно к камерам сгорания ГТУ активно развивается специалистами ЦИАМ, ЦАГИ и ИТ СО РАН.

Методы оптической диагностики процессов горения продолжают совершенствоваться, что вызвано, главным образом, созданием быстродействующих детекторов и мощных скоростных источников излучения. Например, поле скорости может быть измерено методом лазерной доплеровской анемометрии (LDV) или анемометрии по изображениям частиц (PIV), температура – методами рассеяния Рэлея, спонтанного комбинационного рассеяния, когерентного антистоксова комбинационного рассеяния [21], спектроскопии поглощения или лазерно-индуцированной флуоресценции (LIF), концентрация компонентов – методами LIF или СКР (спектроскопия комбинационного рассеяния), пространственная структура фронта пламени – методами PLIF (плоская лазерно-индуцированная флуоресценция), компьютерной томографии, хемилюминес-

ценции или PIV с условным осреднением (SPIV). Среди перечисленных подходов следует отдельно выделить лазерно-индуцированную флуоресценцию и анемометрию по изображениям частиц как два наиболее часто используемых в мировой практике панорамных метода диагностики процессов горения и массопереноса в модельных камерах сгорания.

Лазерно-индуцированная флуоресценция. Впервые метод LIF, базирующийся на резонансном поглощении атомами или молекулами фотонов лазерного излучения с последующим их переизлучением, был продемонстрирован в 1974 г. [22]. В дальнейшем он был широко адаптирован для

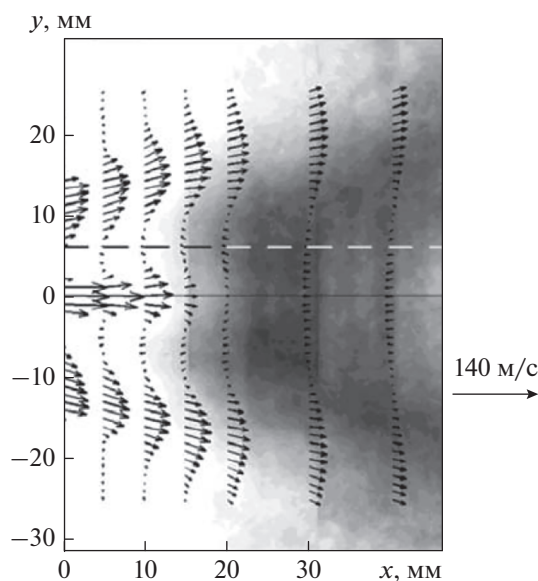


Рис. 14. Пример экспериментальных данных, полученных на модельной камере сгорания [20]

диагностики горения с возможностью получить изображения с высоким пространственным разрешением, селективностью по типам молекул и применимостью в сложных условиях [23]. Физические принципы метода LIF могут быть достаточно просто представлены как процесс поглощения перестраиваемого лазерного излучения молекулой, переходящей затем в электронно-возбужденное состояние, из которого она флуоресцирует [24].

Лазерное излучение с узкой спектральной шириной используется для возбуждения химического соединения и перехода его из выбранного вращательно-колебательного уровня в основном состоянии (X) на вращательно-колебательный уровень в электронно-возбужденном состоянии (A). Возбужденная молекула затем испытывает спонтанный переход обратно в основное электронное состояние с испусканием фотона флуоресценции. Сигнал флуоресценции пропорционален числу соответствующих атомов или молекул и обычно на несколько порядков интенсивнее, чем сигнал рассеяния Рэлея и спонтанного комбинационного рассеяния, вследствие резонансного характера процесса возбуждения [25], что делает сигнал LIF высокоселективным к типу детектируемых молекул. Многочисленные аспекты метода LIF представлены в работах [26–30].

Граница концентрации радикала OH хорошо совпадает с сигналом радикала CH. Это позволяет предположить, что идентифицировать тонкий фронт пламени возможно путем вычисления градиента сигнала OH либо детектирования максимума сигнала радикала CH, чтобы разделить области сгоревшего и несгоревшего газа. Однако следует отметить, что в интенсивных турбулентных потоках область химической реакции при определении методом OH PLIF не всегда напрямую может быть интерпретирована как положение фронта пламени, так как OH-радикал присутствует не только в области химической реакции, но и в области горячего сгоревшего газа [31]. Таким образом, фронт пламени может существенно искривляться, что выражается в его отклонении от области высокого градиента радикала OH [32].

На практике измерительная система состоит из систем формирования лазерного излучения и регистрации изображения. Следует отметить, что существует множество успешных примеров использования измерений методом LIF для диагностики процессов горения. Однако в настоящей работе представлены только отдельные примеры, чтобы продемонстрировать типичные экспериментальные установки и некоторые последние достижения, полученные с помощью данного метода. Например, система, применяемая в DLR (рис. 15) [33], состоит из твердотельного лазера с диодной накачкой (DPSS) Edgewave IS8II-E, на-

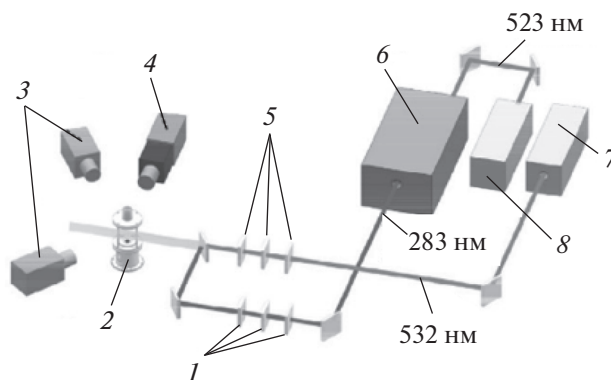


Рис. 15. Система для диагностики процессов горения частотой до 10 кГц одновременно методами OH-PLIF и стерео PIV (SPIV) [33].

1 – оптика для формирования PLIF лазерного ножа; 2 – горелочное устройство; 3 – PIV-камеры; 4 – PLIF-камера; 5 – оптика для формирования PIV-лазерного ножа; 6 – лазер на красителе; 7 – PIV-лазер; 8 – лазер накачки

качивающего лазер на красителе Sirah Credo, и интенсифицированной КМОП-камеры (LaVision HSS5). Излучение лазера на красителе удваивается и настраивается для возбуждения перехода $Q_1(7)$ в полосе A–X на длине волны 283.2 нм с энергией импульса 0.18 мДж. Лазерный пучок преобразуется в лазерный нож с использованием специальной оптики. В области измерения высота лазерного ножа составляет около 50 мм. Флуоресценция OH-радикала регистрируется в спектральном диапазоне вблизи длины волны 310 нм интенсифицированной КМОП-камерой. Для снижения фонового сигнала упругого рассеяния применяется полосовой оптический интерференционный фильтр (интенсивность пропускания более 80% на длине волны 310 нм), время регистрации сигнала составляет 100 нс, что обеспечивает высокоскоростную съемку изображений флуоресценции.

Группа исследователей из университета г. Лунд (Швеция) реализовала PLIF-систему для одновременного измерения четырех компонентов, важных для диагностики процессов горения: OH, CH, формальдегида (CH_2O) и толуола [34]. Основная особенность ее заключается в том, что используется лазерная система Multi-YAG, способная генерировать четыре отдельных лазерных пучка с различной длиной волны (рис. 16).

Схема расположения оборудования и исследуемого модельного фронтного устройства, которая была реализована в ИТ СО РАН [35], представлена на рис. 17. В схеме использовался перестраиваемый лазер на красителе (Sirah Precision Scan) с лазером накачки (QuantaRay) энергией до 800 мДж на длине волны 532 нм для возбуждения флуоресценции ацетона на длине волны 283 нм (средняя

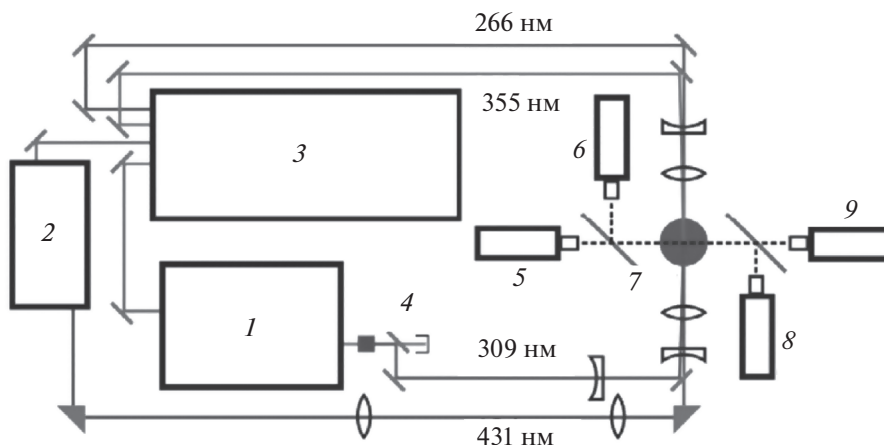


Рис. 16. Схематическая диаграмма измерительной PLIF-системы [34].

1 – лазер на красителе; 2 – оптический параметрический осциллятор; 3 – Multi-YAG лазер; 4 – генератор второй гармоники; 5 – интенсивцированная CH PLIF-камера; 6 – интенсивцированная камера для толуола; 7 – горелочное устройство; 8 – интенсивцированная OH-PLIF-камера; 9 – интенсивцированная камера для формальдегида

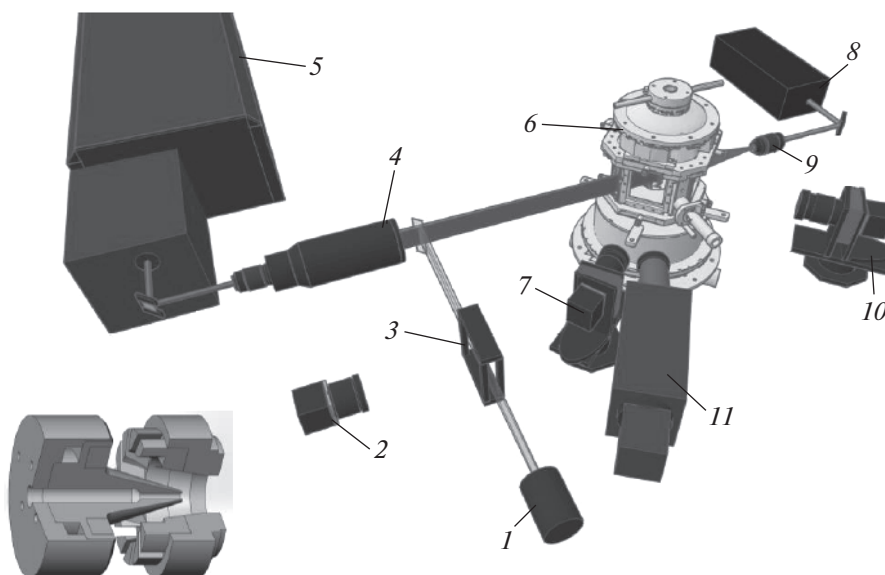


Рис. 17. Схема двухконтурного фронтального устройства и расположения измерительного оборудования, реализованная в ИТ СО РАН [35].

1 – ловушка для лазерного излучения; 2 – камера для кюветы; 3 – кювета; 4 – коллимирующая оптика; 5 – PLIF-лазер; 6 – камера сгорания; 7 – PIV-камера; 8 – PIV-лазер; 9 – оптика для формирования лазерного ножа; 10 – PIV-камера; 11 – интенсивцированная PLIF-камера

энергия импульса составляла 12 мДж). Длину волны выбирали такой, чтобы выполнять измерения флуоресценции радикала ОН в потоке с горением. Лазерный луч разворачивался в лазерный нож с использованием коллимированной оптики с апертурой 50 мм (производства LaVision) и освещал центральную плоскость потока. Толщина лазерного ножа в области измерения составляла 0,8 мм. Для учета неоднородности распределения энергии в лазерном ноже и пульсаций энергии ла-

зера от импульса к импульсу часть энергии лазера (около 5%) отражалась кварцевой пластинкой в калибровочную кювету, заполненную раствором родамина. Энергию лазера варьировали для того, чтобы убедиться в линейном режиме флуоресценции.

Сигнал флуоресценции регистрировался камерой КМОП (LaVision, 5 Мпикселей, 16 бит) с усилителем яркости изображения (LaVision IRO, фотокатод S20). Усилитель яркости изображения

оснащался ультрафиолетовым объективом и оптическими фильтрами (Edmund Optics Multi-Notch для Nd:YAG лазера и LaVision интенсивностью пропускания 90% в диапазоне 415–455 нм). Время экспозиции для регистрации PLIF-изображений составляло 200 нс. Пространственное распределение сигнала флуоресценции в калибровочной ювенте регистрировалось ПЗС-камерой (ImperX Bobcat IGV-B4820, 16 Мпикселей, 12 бит).

Анемометрия по изображениям частиц. Метод требует добавления малых частиц в поток перед проведением эксперимента. Далее частицы освещаются лазерным ножом по крайней мере дважды с коротким временным интервалом между вспышками лазера в измерительной области. Рассеянное излучение импульсов регистрируется оптическими камерами, что позволяет определить поле скорости, если известны временной интервал между вспышками лазера и передаточная функция (коэффициент увеличения) оптики [36]. Таким образом, при конкретных условиях можно обеспечить измерение поля скорости потока прямым методом с необходимой или приемлемой точностью. Теоретические основы и практические рекомендации по процедуре кросс-корреляции могут быть найдены в работах [37, 38].

На практике выбору частиц необходимо уделять особое внимание [39]. В потоках газа следует отдавать предпочтение частицам малого размера и лазеру с высокой энергией. Точность отслеживания потока трассерами может быть выражена через безразмерное число Стокса (Stk), когда $Stk \ll 0.1$, погрешность отслеживания составляет менее 1% [40]. Так, например, частицы диоксида титана средним размером 0.1 мкм ($Stk \approx 0.0113$) и Nd:YAG-лазер энергией 70 мДж в импульсе были использованы в работе [41] для PIV-измерений в пламени в потоке с закруткой, а частицы диоксида титана номинальным размером 0.5 мкм применяли в скоростных PIV-измерениях в работе [42] при использовании Nd:YLF-лазера, чтобы измерить поле скорости в турбулентном струйном пламени.

СТРУКТУРА ТЕЧЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ С ЗАКРУТКОЙ ПОТОКА

Стабилизация горения в камерах сгорания газовых турбин часто реализуется при организации закрутки потока, что обеспечивает высокую эффективность поджига пламени и устойчивость горения при широком диапазоне расходов топлива и окислителя, а также компактность зоны горения [43, 44]. Организация горения в основной зоне при значительном избытке воздуха, так называемая *dry-lean*-схема, является перспективной стратегией для снижения выбросов NO_x и CO [45–48]. Не высокая температура пламени позволяет добиться выбросов оксидов азота менее 9 ppm. Существенная проблема, возникающая при реализации

dry-lean-технологии, – высокая чувствительность пламени бедной смеси к возмущениям, что, в частности, может приводить к термоакустическому резонансу в камере сгорания [8]. Лежащие в основе этого явления механизмы определяются сложным взаимодействием между гидродинамической структурой потока, полем давления, процессами переноса и химическими реакциями, которые недостаточно изучены до настоящего времени.

Для закрученных течений характерна центробежная неустойчивость потока, проявляющаяся, когда поток поступает в камеру сгорания через область внезапного расширения. При довольно сильной закрутке потока происходит распад вихревого ядра, сопряженный с формированием центральной зоны рециркуляции в ядре струи [49, 50] и прецессией вихревого ядра (ПВЯ) [51]. В работах [52, 53] сделан вывод, что нестационарное течение сильно закрученного потока вызвано возникновением в нем автоколебаний. На сегодняшний день известно, что ПВЯ вызвана глобальной гидродинамической неустойчивостью при возвратном течении в зоне рециркуляции [54, 55]. Эта когерентная структура представляет собой спиральный вихрь, который вращается вокруг зоны рециркуляции [56, 57]. Она способна влиять на устойчивость и динамику пламени [58], термоакустическую неустойчивость [59–64], перемешивание топлива и окислителя [65, 66]. Пока сделаны только некоторые качественные выводы, в то время как количественное влияние ПВЯ на вышеперечисленные процессы до сих пор остается неясным. Главным открытым вопросом является возможность и необходимость эффективного управления интенсивностью ПВЯ для снижения выбросов NO_x и повышения стабильности процессов горения и эффективности работы камер сгорания.

Так как детальные измерения в полномасштабных камерах сгорания газовых турбин вряд ли возможны и если возможны, то очень дороги, а численные методы пока не достигли необходимого уровня для решения данной задачи [67], исследования фундаментальных аспектов реализации новых технологий проводят на лабораторных горелочных устройствах, адекватно моделирующих важные особенности работы реальных устройств с возможностью детальных измерений характеристик протекающих процессов. Использование контактных методов измерения может не только приводить к локальным возмущениям потока, но и существенно влиять на условия стабилизации пламени в целом [68, 69]. Поэтому широкое распространение при исследовании процессов горения получили оптические методы.

В последние годы в открытой печати опубликован ряд работ по измерению полей мгновенной скорости в камерах сгорания газотурбинных уста-

новок методом анемометрии по изображениям частиц с целью изучить влияние нестационарности потока на стабильность пламени и явление термоакустического резонанса. Для исследования взаимодействия поля скорости с фронтом пламени PIV-метод применяется одновременно с плоскостной лазерно-индуцированной флуоресценцией PLIF (Planar Laser-Induced Fluorescence) [70, 71]. Такая комбинация позволяет получить пространственное распределение скорости в выбранном сечении потока, в котором известно расположение фронта пламени. Так, в частности, для сильно закрученного потока в камере сгорания ГТУ исследователи DLR-центра в Штутгарте [71] показали, что динамика когерентной составляющей скорости потока (прецессирующее вихревое ядро и вторичный спиральный вихрь) положительно влияет на процесс стабилизации пламени, увеличивая его площадь.

Экспериментальные и численные исследования направлены на анализ процесса стабилизации пламени в целях расширения технологии от лабораторных к промышленным горелочным устройствам [18, 72, 73]. Для экспериментального исследования явления термоакустического резонанса необходимы измерение полей скорости и анализ нестационарного тепловыделения. Такие исследования проводятся с использованием метода PLIF (для радикалов CH , OH , HCHO) или краткосрочного сигнала хемилюминесценции от этих радикалов [74]. Последние два десятилетия активно используется метод крупных вихрей LES (Large Eddy Simulation) для численного моделирования закрученного турбулентного потока и горения в камерах сгорания, что позволяет детально проанализировать физико-химические явления, в том числе и в нестационарных режимах горения [75–78].

В работе [79] авторы выполнили совместное численно-экспериментальное исследование (PIV/LES) динамики потока в модельной камере сгорания с закруткой потока при инъекции осевой струи небольшого расхода через центральное тело обтекания завихрителя. Обнаружено, что центральная струя вызывает снижение интенсивности интегральной закрутки, что приводит к изменению структуры потока и его динамики. Таким образом, осевая струя смещает рециркуляционную область вниз по потоку, что ослабляет интенсивность прецессии и уменьшает ее частоту. Аналогичные попытки управления с помощью возмущения расхода газа представлены в [80–96]. Однако энергетические затраты при таком методе управления довольно существенны из-за необходимости вносить довольно интенсивные возмущения, чтобы модифицировать среднее поле течения. Так, в работе [79] авторы использовали осевую струю расходом 12.5% общего расхода. Альтернативный подход состоит во внесении внешних

возмущений в наиболее чувствительные области потока, которые далее быстро растут благодаря конвективным гидродинамическим неустойчивостям. Недавно на примере модельного закрученного пламени было показано, что этот подход, основанный на использовании линейного анализа устойчивости и восприимчивости, позволяет практически полностью подавить ПВЯ, при этом амплитуда актуатора составляет менее 0.05% общего расхода потока [97].

Значимые результаты в области исследования крупномасштабных вихревых структур в камерах сгорания с закруткой потока впервые в России были представлены в работах [98, 99]. В [100] были проведены совместные измерения пульсаций скорости и концентрации пассивной примеси в модельной камере сгорания ГТУ с двухконтурным фронтальным устройством при реалистичных расходах воздуха (рис. 18). Определена топология центральной зоны рециркуляции квазиторoidalной формы и центральной топливной струи. Проанализирован вклад различных компонентов адвективного и турбулентного потоков пассивной примеси, моделирующей топливо, в массоперенос. В работах [101, 102] впервые получена детальная количественная информация об особенностях турбулентного переноса и перемешивания в закрученном потоке камеры сгорания ГТУ при реалистичных значениях расхода воздуха. Проведена оценка применимости градиентной модели замыкания уравнений переноса, по экспериментальным данным определены значения турбулентных коэффициентов вязкости, турбулентной диффузии и турбулентного числа Шмидта.

В работе [103] представлены результаты совместных PLIF/PIV-измерений для нестационарного турбулентного нереагирующего течения и перемешивания в модельной камере сгорания газотурбинного типа с закруткой потока с фронтальным устройством модельной геометрии Turbomeca (рис. 19). Рассматривались подача 100% топлива в основную и пилотную зоны горения. Полученные поля скорости и концентрации демонстрируют хорошее соответствие данным предыдущих исследований. Для обоих режимов подачи топлива когерентные структуры в потоке связаны с крупномасштабными вихревыми структурами во внутреннем и внешнем слоях смешения закрученного кольцевого течения. Метод главных компонент позволил напрямую количественно оценить их вклад в кинетическую энергию турбулентности, который превышает 50%, и турбулентный перенос.

Условно осредненные поля концентрации топлива, полученные на основе временных коэффициентов метода POD (Proper Orthogonal Decomposition), показывают, что вихри вызывают

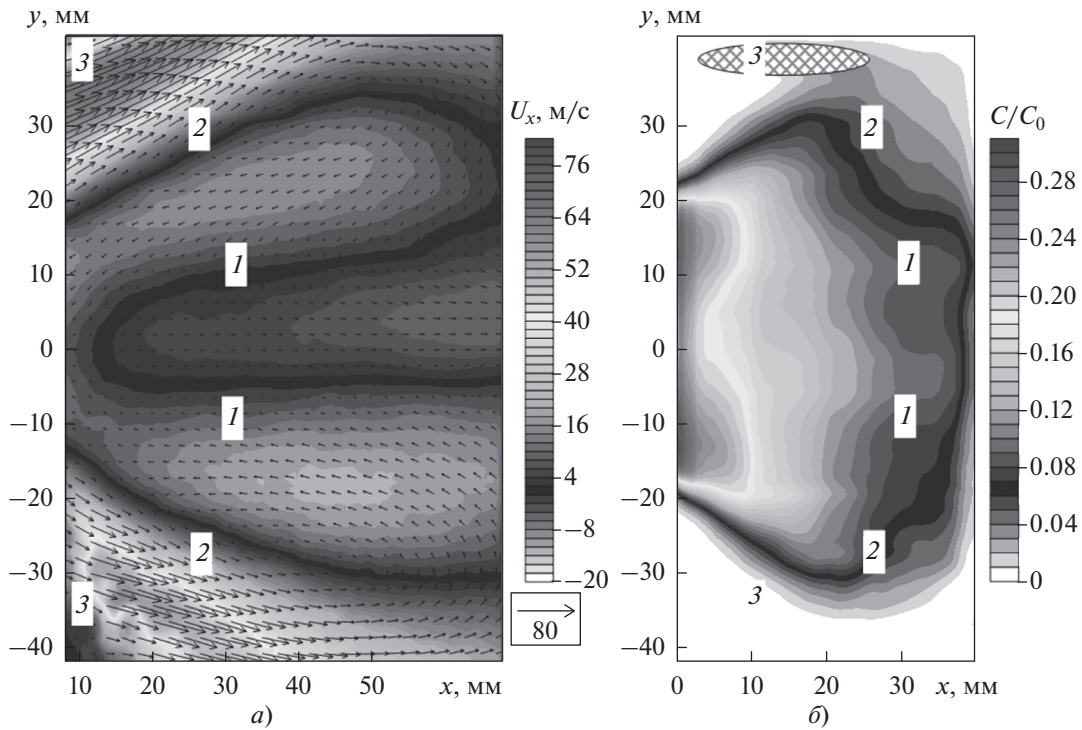


Рис. 18. Распределение поля скорости U_x (а), концентрации примеси за двухконтурным фронтальным устройством камеры сгорания C/C_0 (б) [99].
 C – концентрация топлива; C_0 – начальная концентрация топлива; 1 – область внутреннего сдвигового течения; 2 – область внешнего сдвигового течения; 3 – положение угловой зоны рециркуляции

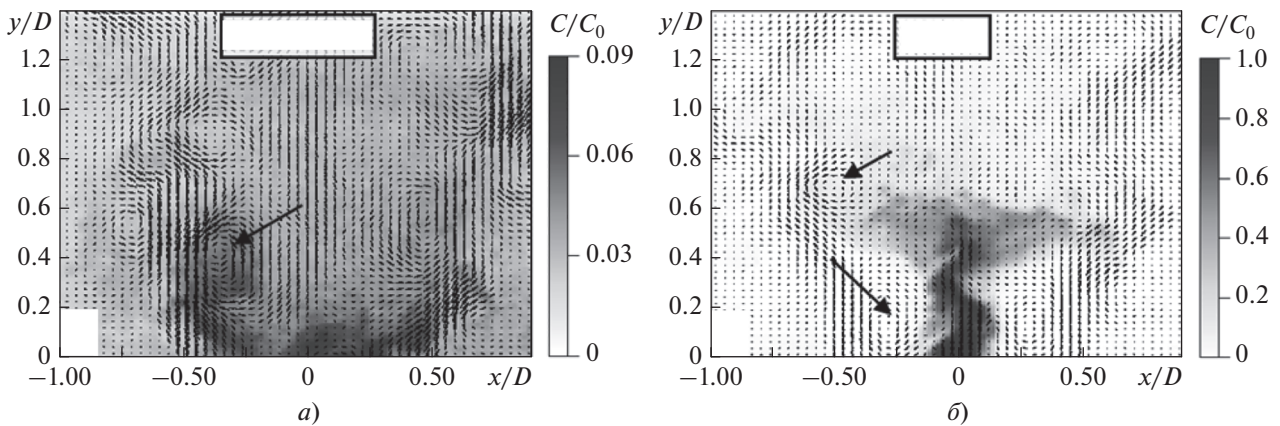


Рис. 19. Поля мгновенной скорости и нормированной концентрации топлива для режима подачи его в виде предварительно перемешанной смеси (а) и пилотного режима подачи топлива (б). Примеры крупномасштабных вихревых структур показаны стрелкой [103].
 D – диаметр сопла

длинноволновые пульсации концентрации во внутреннем слое смешения во время нестационарного адвективного переноса топлива. Когерентные пульсации потока вносят существенный вклад в турбулентный перенос массы и импульса для двух случаев подачи топлива. В частности, во внутреннем слое смешения вклад сдвиговых на-

пряжений Рейнольдса и турбулентный перенос превышают 60%. Важно, что длинноволновые пульсации концентрации топлива и окислителя могут приводить к квазипериодическим пульсациям локального эквивалентного отношения и вызывать термоакустическую неустойчивость горения.

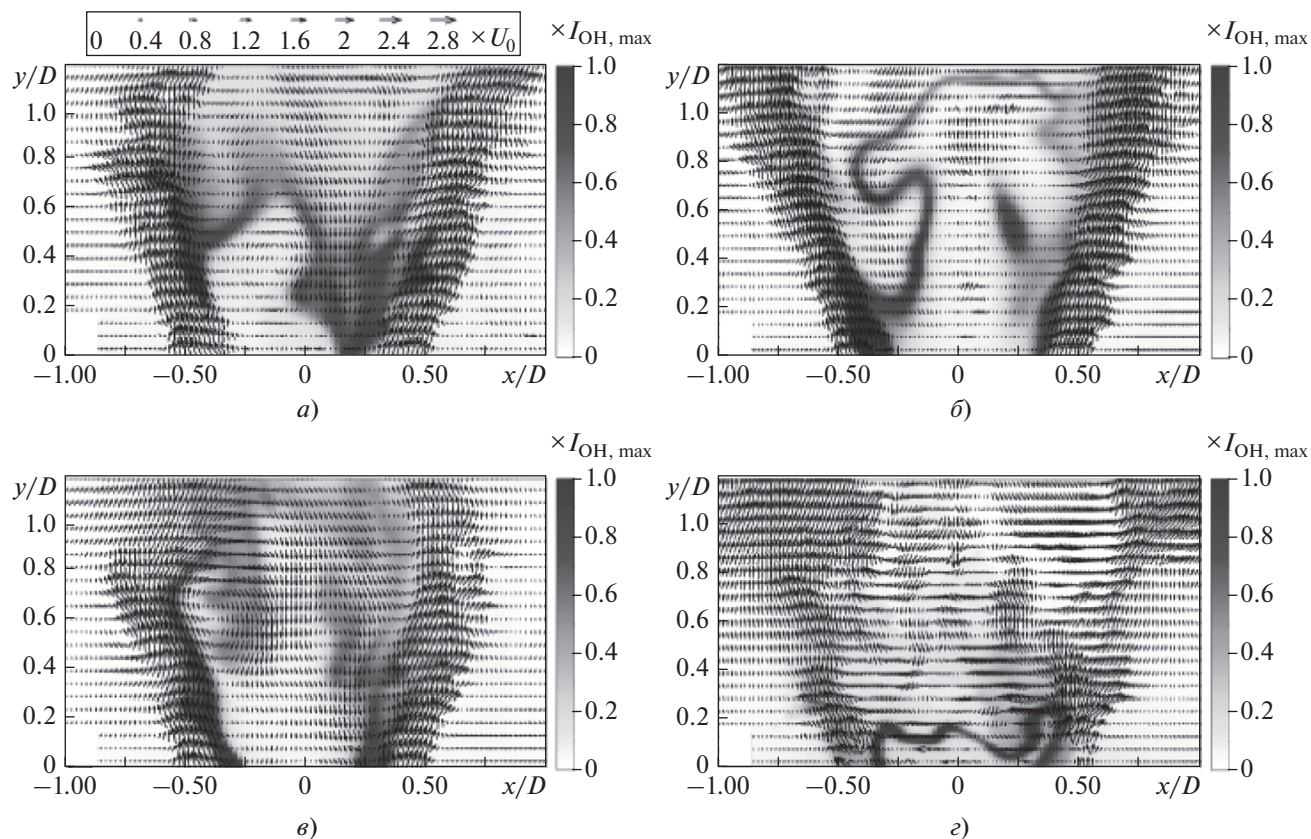


Рис. 20. Поля мгновенной скорости и флуоресценции гидроксильного радикала для метана (а, в) и синтез-газа (б, г) при нормальных условиях (а, б) и повышенных давлении и температуре (в, г) [35].

U_0 — среднерасходная скорость; $I_{\text{OH, max}}$ — нормированная интенсивность флуоресценции радикала ОН

Наличие локальных пульсаций концентрации топлива вблизи выхода из сопла для предварительно перемешанного топлива свидетельствует о том, что локальные пульсации в эквивалентном отношении могут достигать 30% необходимого значения. Вероятности стохастических и когерентных пульсаций концентрации топлива, полученные с использованием временных коэффициентов первых двух и остальных POD-мод, соответственно, демонстрируют, что для режима подачи топлива в виде предварительно перемешанной смеси когерентные крупномасштабные вихревые структуры в нестационарном закрученном потоке могут быть отнесены к одномодовому распределению пульсаций концентрации с отклонением до 0.5% во внутреннем слое смешения вблизи выхода из сопла, что соответствует локальным пульсациям в эквивалентном отношении 7%. В центральной струе когерентные пульсации обеспечивают адвекцию топлива, а их влияние на перемешивание центральной струи довольно слабое. Этот вывод согласуется с общепринятым мнением о том, что пилотное пламя менее чувствительно к воздействию термоакустических пульсаций.

В целом, полученные результаты подтверждают вывод о том, что для модельной камеры сго-

рания с закруткой потока влияние крупномасштабных вихревых структур на нестационарный тепло- и массоперенос является существенным. Таким образом, рассмотренные случаи и детальные экспериментальные данные о когерентных и стохастических пульсациях скорости и концентрации полезны для валидации моделей турбулентного переноса и численных кодов, которые используются при моделировании нестационарных течений и перемешивания в камерах сгорания с закруткой потока.

Также был проведен цикл исследований пространственной структуры когерентных пульсаций скорости и положения фронта пламени с использованием методов PIV и OH PLIF. В работе [35] представлены результаты для метана и синтез-газа с равной массовой долей водорода и монооксида углерода (рис. 20). Исследовались пламена вблизи бедного срыва, для анализа экспериментальных данных применялись методы стохастического анализа нелинейных стохастических динамических систем на основе метода главных компонентов. Было показано, что динамика бедного метанового пламени вблизи срыва связана с асимметричным отрывом фронта пламени от сопла, накоплением метана внутри области центральной зоны

рециркуляции (вследствие наличия центральной пилотной струи) и последующим проникновением фронта пламени внутрь сопла завихрителя. Тем не менее, обнаруженные поперечные и продольные пространственные моды для этого пламени связаны с отрывом пламени и последующим обратным присоединением фронта к соплу. При повышенном давлении наблюдался отрыв метанового пламени с проникновением в завихритель с погасанием и последующим воспламенением внутри камеры сгорания благодаря диффузии центральной струи. Нестационарная динамика пламени синтез-газа при повышенном давлении, вызванная интенсивными термоакустическими пульсациями, связана с периодическим проскоком пламени внутрь сопла, погасанием внутри сопла и последующим воспламенением, но без отрыва пламени вследствие более высокой скорости распространения. Нестационарная динамика бедного пламени синтез-газа может существенно отличаться от динамики пламени метана. Горение бедных пламен синтез-газа в модельной камере сгорания заслуживает отдельного исследования при более широком диапазоне параметров в целях развития эффективных методов подавления термоакустических пульсаций в камерах сгорания с бедной топливной смесью.

В работе [104] проведен анализ влияния когерентных вихревых структур на поле температуры и концентрацию выбросов CO и NO с использованием валидированного на экспериментальных данных численного кода. В [105] проанализировано влияние центральной пилотной топливной струи на структуру течения в модельной камере сгорания с использованием численного моделирования методом крупных вихрей и результатов PIV-измерений поля скорости. Показано, что динамика потока определяется глобальной неустойчивостью в форме прецессирующего вихревого ядра. Для течения с горением центральная струя подавляет центральную зону рециркуляции в форме пузыря.

ВЫВОДЫ

1. Наиболее перспективной технологией для снижения выбросов вредных веществ в камерах сгорания газотурбинных установок в настоящее время является сжигание обедненной топливо-воздушной смеси, однако ее применение сопряжено с рядом проблем, связанных прежде всего с тем, что пламя бедных смесей подвержено влиянию термоакустических неустойчивостей. Решение этой проблемы требует наличия экспериментальных данных о нестационарной структуре течения и особенностях переноса и смесеобразования в камере сгорания.

2. В мировой практике для исследования процессов переноса и горения в камерах сгорания га-

зотурбинных установок используются экспериментальные стенды, моделирующие горение при повышенном давлении и подогреве окислителя, обладающие оптическим доступом, что позволяет применять методы оптической диагностики, основанные как на регистрации естественного свечения пламени (хемилюминесценция радикалов), так и на лазерном излучении (анемометрия по изображениям частиц, панорамная лазерно-индуцированная флуоресценция).

3. Структура течения, степень закрутки потока, а также схема подачи топлива в камеру сгорания критическим образом влияют на механизм стабилизации пламени, пределы устойчивого горения, эффективность перемешивания топлива и окислителя. Наиболее перспективным подходом к физическому моделированию процессов переноса и горения является использование модельных фронтальных устройств, позволяющих определять характерные особенности механизма стабилизации пламени и структуры закрученного течения внутри камеры сгорания и верифицировать результаты численного моделирования. Такая информация крайне полезна, в частности, для верификации используемых в численных расчетах градиентных моделей замыкания уравнений переноса.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Mongia H.C., Dodds W.G.A.E.** Low emissions propulsion engine combustor technology evolution past, present and future // 24th Congress of International Council of the Aeronautical Sciences. Yokohama, Japan, 29 Aug.–03 Sept. 2004.
2. **Mongia H.C.** TAPS: a fourth generation propulsion combustor technology emissions // AIAA International Air and Space Symposium and Next 100 Years. Dayton, Ohio. 14–17 July 2003.
3. **Madden P.** CAEP combustion technology. Review process and CAEP NO_x goals, FORUM-AE. 2 July 2014, Rolls-Royce.
4. **Pollution** reduction technology program small jet engines – Phase I. Final Report / T.W. Bruce, F.G. Davis, T.E. Kuhn, H.C. Mongia // NASA CR-135214. AZ, Phoenix, USA, Sept. 1977.
5. **Bahr D.W., Gleason C.C.** Experimental clean combustor program – Phase I. Final Report. GE-74AEG380, General Electric Company, NASA CR-134737. June 1975.
6. **Pollution** reduction technology program, turboprop engines – Phase I. Final Report / R.D. Anderson, A.S. Herman, J.G. Tomlinson, J.M. Vaught, A.J. Verdouw // NASA CR-135040. 01 March 1976.
7. **Tacina M.K., Wey C.** NASA Glenn high pressure low nox emissions research. NASA/TM-2008-214974, 01 Febr. 2008.
8. **A mechanism** of combustion instability in lean premixed gas turbine combustors / T. Lieuwen, H. Torres, C. Johnson, B.T. Zinn // J. Eng. Gas Turbines Power. 2001.

- V. 123. No. 1. P. 182–189.
<https://doi.org/10.1115/1.1339002>
9. **The Pratt** and Whitney Talon X low emission combustor: revolutionary results with evolutionary technology / R. McKinney, A. Cheung, W. Sowa, D. Sepulveda // AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibition. Reno, Nevada, 8–11 Jan. 2007.
<https://doi.org/10.2514/6.2007-386>
 10. **Lefebvre A.H., Ballal D.R.** Gas turbine combustion: Alternative fuels and emissions. 3rd ed. CRC Press, 2010.
<https://doi.org/10.1201/9781420086058>
 11. **NO_x** scaling characteristics for industrial gas turbine fuel injectors / D.W. Kendrick, A. Bhargava, M.B. Colket, W.A. Sowa, D.J. Maloney, K.H. Casleton // Proc. of ASME Turbo Expo 2000: Power for Land, Sea and Air. Munich, Germany, 08–11 May 2000. Paper No. 2000-GT-0098. P. V002T02A018.
<https://doi.org/10.1115/2000-GT-0098>
 12. **Penanhoat O.** Low emission combustor technology developments in the European programmes LOPOCO-TEP and TLC // Proc. of the 25th ICAS. Hamburg, Germany, 03–08 Sept. 2006.
http://www.icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2006/PAPERS/483.PDF
 13. **Colantuoni S., Bake S., Badet J.P.** Low emission combustors development for new aero-engine core applications // Proc. of 5th European Congress on Computational Methods in Applied Science and Engineering. ECCOMAS 2008. Lido Island, Venice, Italy, 30 June–05 July, 2008.
 14. **Advanced** core engine technologies assessment & validation / R. Bank, S. Donnerhack, A. Rae, F. Poutriquet, A. Lundbladh, A. Schweinberger // Proc of 11th European Conference on Turbomachinery, Fluid Dynamics and Thermodynamics. Madrid, Spain, 23–27 March 2015.
 15. **Mongia H.C.** GE Aviation emission combustion technology evolution // SAE Technical Paper No. 2007-01-3924, 2007.
<https://doi.org/10.4271/2007-01-3924>
 16. **NASA** environmentally responsible aviation project develops next-generation low-emission combustion technologies (phase I) / C.T. Chang, C.M. Lee, J.T. Herbon, S.K. Kramer // J. Aeronaut. Aerosp. Eng. 2013. V. 2. Is. 4.
<https://doi.org/10.4172/2168-9792.1000116>
 17. **A new** test rig for laser optical investigations of lean jet engine burners / D. Schneider, U. Meier, W. Quade, J. Koopman, T. Aumeier, A. Langfeld, T. Behrendt, C. Hassa, L. Rackwitz // Proc. of the 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences 2010. ICAS 2010. Nice, France, 19–24 Sept. 2010.
 18. **Simultaneous** PIV/OH-PLIF, Rayleigh thermometry/OH-PLIF and stereo PIV measurements in a low-swirl flame / P. Petersson, J. Olofsson, C. Brackman, H. Seyfried, J. Zetterberg, M. Richter, M. Alden, M.A. Linne, R.K. Cheng, A. Nauert, D. Geyer, A. Dreizler // Appl. Opt. 2007. V. 46. No. 19. P. 3928–3936.
<https://doi.org/10.1364/AO.46.003928>
 19. **CORIA** aeronautical combustion facilities and associated optical diagnostics / F. Grisch, A. Boukhalfa, G. Cabot, B. Renou, A. Vandel // J. AerospaceLab. 2016. Is. 11. P. 13.
<https://doi.org/10.12762/2016.AL11-02>
 20. **Janus B., Dreizler A., Janicka J.** Experimental study on stabilization of lifted swirl flames in a model GT combustor // Flow, Turbul. Combust. 2005. V. 75. No. 1–4. P. 293–315.
<https://doi.org/10.1007/s10494-005-8583-4>
 21. **Laser** diagnostics of atomization and combustion of kerosene in a model combustion chamber / O.G. Chelebyan, A.Y. Vasiliev, A.A. Sviridenkov, A.A. Loginova, V.D. Kobtsev, D.N. Kozlov, S.A. Kostritsa, V.V. Smirnov, V.I. Fabelinsky // Laser Phys. 2020. V. 30. No. 11. P. 115602.
<https://doi.org/10.1088/1555-6611/abbe0f>
 22. **Zare R.N., Dagdigian P.J.** Tunable laser fluorescence method for product state analysis // Science. 1974. V. 185. Is. 4153. P. 739–747.
<https://doi.org/10.1126/science.185.4153.739>
 23. **Visualization** and understanding of combustion processes using spatially and temporally resolved laser diagnostic techniques / M. Aldén, J. Bood, Z. Li, M. Richter // Proc. Combust. Inst. 2011. V. 33. Is. 1. P. 69–97.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2010.09.004>
 24. **Dyer M.J., Crosley D.R.** Two-dimensional imaging of OH laser-induced fluorescence in a flame // Opt. Lett. 1982. V. 7. Is. 8. P. 382–384.
<https://doi.org/10.1364/OL.7.000382>
 25. **Leipertz A., Pfadler S., Schiesel R.** An overview of combustion diagnostics. Handbook of Combustion: Online. Wiley-VCH Verlag GmbH & Co., KGaA, 2010.
<https://doi.org/10.1002/9783527628148.hoc021>
 26. **Hanson R.K., Seitzman J.M., Paul P.H.** Planar laser-fluorescence imaging of combustion gases // Appl. Phys. B. 1990. V. 50. No. 6. P. 441–454.
<https://doi.org/10.1007/BF00408770>
 27. **Daily J.** Laser-induced fluorescence spectroscopy in flames // Prog. Energy Combust. Sci. 1997. V. 23. Is. 2. P. 133–199.
[https://doi.org/10.1016/s0360-1285\(97\)00008-7](https://doi.org/10.1016/s0360-1285(97)00008-7)
 28. **Kohse-Höinghaus K.** Laser techniques for the quantitative detection of reactive intermediates in combustion systems // Prog. Energy Combust. Sci. 1994. V. 20. Is. 3. P. 203–279.
[https://doi.org/10.1016/0360-1285\(94\)90015-9](https://doi.org/10.1016/0360-1285(94)90015-9)
 29. **Experimental** study on the effect of equivalence ratio and injector position on flow structure and flame development in the scramjet combustor / Y. Tian, X. Zeng, S. Yang, F. Zhong, J. Le // Aerosp. Sci. Technol. 2018. V. 82–83. P. 9–19.
<https://doi.org/10.1016/j.ast.2018.08.026>
 30. **Investigation** of combustion and flame stabilization modes in a hydrogen fueled scramjet combustor / Y. Tian, S. Yang, J. Le, T. Su, M. Yue, F. Zhong, X. Tian // Int. J. Hydrogen Energy. 2016. V. 41. Is. 42. P. 19218–19230.
<https://doi.org/10.1016/j.ijhydene.2016.07.219>
 31. **Sadanandan R., Stöhr M., Meier W.** Simultaneous OH-PLIF and PIV measurements in a gas turbine model combustor // Appl. Phys. 2008. V. 90. No. 3.

- P. 609–618.
<https://doi.org/10.1007/s00340-007-2928-8>
32. **Simultaneous** CH–OH PLIF and stereoscopic PIV measurements of turbulent premixed flames / M. Tanahashi, S. Murakami, G.-M. Choi, Y. Fukuchi, T. Miyauchi // *Proc. Combust. Inst.* 2005. V. 30. Is. 1. P. 1665–1672.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2004.08.270>
 33. **Thermo-acoustic** velocity coupling in a swirl stabilized gas turbine model combustor / V. Caux-Brisebois, A.M. Steinberg, C.M. Arndt, W. Meier // *Combust. Flame.* 2014. V. 161. Is. 12. P. 3166–3180.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.05.020>
 34. **Multi-species** PLIF study of the structures of turbulent premixed methane/air jet flames in the flame let and thin-reaction zones regimes / J. Rosell, X.-S. Bai, J. Sjöholm, Z. Bo, L. Zheming, Z. W. Zhenkan, P. Petersson, L. Zhongshan, M. Richter, M. Alden // *Combust. Flame.* 2017. V. 182. P. 324–338.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2017.04.003>
 35. **On the flow** structure and dynamics of methane and syngas lean flames in a model gas-turbine combustor / V.M. Dulin, L.M. Chikishev, D.K. Sharaborin, A.S. Lobasov, R.V. Tolstoguzov, Z. Liu, X. Shi, Y. Li, D.M. Markovich // *Energies.* 2021. V. 14. Is. 24. P. 8267.
<https://doi.org/10.3390/en14248267>
 36. **Grant I.** Particle image velocimetry: A review // *Proc. Inst. Mech. Eng.* 1997. V. 211. Is. 1. P. 55–76.
<https://doi.org/10.1243/0954406971521665>
 37. **Dabiri D.** Cross-correlation digital particle image velocimetry – A review. Department of Aeronautics & Astronautics, University of Washington, Seattle, US, 2006.
<https://www.aa.washington.edu/sites/aa/files/faculty/dabiri/pubs/piV.Review.Paper.final.pdf>
 38. **Keane R.D., Adrian R.J.** Theory of cross-correlation analysis of PIV images // *Appl. Sci. Res.* 1992. V. 49. No. 3. P. 191–215.
<https://doi.org/10.1007/BF00384623>
 39. **Particle** image velocimetry: A practical guide / M. Raffel, C.E. Willert, F. Scarano, C.J. Kähler, S.T. Wereley, J. Kompenhans. Springer, 2007.
<https://doi.org/10.1007/978-3-319-68852-7>
 40. **Tropea C., Yarin A.L., Foss J.F.** Springer handbook of experimental fluid mechanics. Berlin; Heidelberg: Springer, 2007.
<https://doi.org/10.1007/978-3-540-30299-5>
 41. **Santhosh R., Basu S.** Transitions and blowoff of unconfined non-premixed swirling flame // *Combust. Flame.* 2015. V. 164. P. 35–52.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2015.10.034>
 42. **Elbaz A.M., Roberts W.L.** Experimental study of the inverse diffusion flame using high repetition rate OH/acetone PLIF and PIV // *Fuel.* 2015. V. 165. P. 447–461.
<https://doi.org/10.1016/j.fuel.2015.10.096>
 43. **Gupta A.K., Lilley D.G., Syred N.** Swirl Flows. Tunbridge Wells, Abacus Press, England, 1984.
 44. **Weber R., Dugue J.** Combustion accelerated swirling flows in high confinements // *Prog. Energy Combust. Sci.* 1992. V. 18. Is. 4. P. 349–367.
[https://doi.org/10.1016/0360-1285\(92\)90005-L](https://doi.org/10.1016/0360-1285(92)90005-L)
 45. **Tacina R.R.** Combustor technology for future aircraft // *Proc. of the 26th AIAA/SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conf.*, Orlando, Florida, USA, 16–18 July 1990.
 46. **Correa S.M.** Power generation and aeropropulsion gas turbines: From combustion science to combustion technology // *Proc. Combust. Inst.* 1998. V. 27. Is. 2. P. 1793–1807.
[https://doi.org/10.1016/S0082-0784\(98\)80021-0](https://doi.org/10.1016/S0082-0784(98)80021-0)
 47. **Lefebvre A.H., Ballal D.R.** Gas turbine combustion. 3rd ed. CRC Press, 2010.
<https://doi.org/10.1201/9781420086058>
 48. **Lean** combustion: Technology and control / Ed. by D. Dunn-Rankin and P. Therkelsen. Academic Press, 2016.
<https://doi.org/10.1016/C2013-0-13446-0>
 49. **Billant P., Chomaz J.M., Huerre P.** Experimental study of vortex breakdown in swirling jet // *J. Fluid Mech.* 1998. V. 376. P. 183–219.
<https://doi.org/10.1017/S0022112098002870>
 50. **Lucca-Negro O., O'Doherty T.** Vortex breakdown: a review // *Prog. Energy Combust. Sci.* 2001. V. 27. Is. 4. P. 431–481.
[https://doi.org/10.1016/S0360-1285\(00\)00022-8](https://doi.org/10.1016/S0360-1285(00)00022-8)
 51. **Syred N.** A review of oscillation mechanisms and the role of the precessing vortex core (PVC) in swirl combustion systems // *Prog. Energy Combust. Sci.* 2006. Is. 2. No. 8. P. 93–161.
<https://doi.org/10.1016/j.pecs.2005.10.002>
 52. **Three-dimensional** vortex breakdown in swirling jets and wakes: direct numerical simulation / M.R. Ruith, P. Chen, E. Meiburg, T. Maxworthy // *J. Fluid Mech.* 2003. V. 486. P. 331–378.
<https://doi.org/10.1017/S0022112003004749>
 53. **Akhmetov D.G., Nikulin V.V., Petrov V.M.** Experimental study of self-oscillations developing in a swirling-jet flow // *Fluid Dyn.* 2004. V. 39. No. 3. P. 406–413.
<https://doi.org/10.1023/B:FLUI.0000038559.04814.4d57>
 54. **Three-dimensional** coherent structures in a swirling jet undergoing vortex breakdown: Stability analysis and empirical mode construction / K. Oberleithner, M. Sieber, C.N. Nayeri, C.O. Paschereit, C. Petz, H.C. Hege, B.R. Noack, I. Wygnanski // *J. Fluid Mech.* 2011. V. 679. P. 383–414.
<https://doi.org/10.1017/jfm.2011.141>
 55. **Formation** of turbulent vortex breakdown: Intermittency, criticality, and global instability / K. Oberleithner, C.O. Paschereit, R. Seele, I. Wygnanski // *AIAA J.* 2012. V. 50. No. 7. P. 1437–1452.
<https://doi.org/10.2514/1.J050642>
 56. **Coherent** structures in unsteady swirling jet flow / C.E. Cala, E.C. Fernandes, M.V. Heitor, S.I. Shtork // *Exp. Fluids.* 2006. V. 40. No. 2. P. 267–276.
<https://doi.org/10.1007/s00348-005-0066-9>
 57. **Effect** of high-amplitude forcing on turbulent combustion intensity and vortex core precession in a strongly swirling lifted propane/air flame / S.V. Alekseenko, V.M. Dulin, Yu.S. Kozorezov, D.M. Markovich // *Combust. Sci. Technol.* 2012. V. 184. Is. 10–11. P. 1862–1890.
<https://doi.org/10.1080/00102202.2012.695239>
 58. **Oberleithner K., Paschereit C., Wygnanski I.** On the impact of swirl α on the growth of coherent structures //

- J. Fluid Mech. 2014. V. 741. P. 156–199.
<https://doi.org/10.1017/jfm.2013.669>
59. **McManus K.R., Poinot T., Candel S.M.** A review of active control of combustion instabilities // *Prog. Energy Combust. Sci.* 2000. V. 19. Is. 1. P. 1–29.
[https://doi.org/10.1016/0360-1285\(93\)90020-F](https://doi.org/10.1016/0360-1285(93)90020-F)
 60. **Lieuwen T.C.** Unsteady combustor physics. Cambridge, UK: Cambridge Univ. Press, 2012.
<https://doi.org/10.1017/CBO9781139059961>
 61. **Nonlinear** interaction between a precessing vortex core and e acoustic oscillations in a turbulent swirling flame / J.P. Moeck, J.-F. Bourgooin, D. Durox, T. Schuller, S. Candel // *Combust. Flame.* 2012. V. 159. Is. 8. P. 2650–2668.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2012.04.002>
 62. **Oberleithner K., Schimek S., Paschereit C.O.** Shear flow instabilities in swirl-stabilized combustors and their impact on the amplitude dependent flame response: A linear stability analysis // *Combust. Flame.* 2014. V. 162. Is. 1. P. 86–99.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2014.07.012>
 63. **Suppression** and excitation of the precessing vortex core by acoustic c velocity fluctuations: An experimental and analytical study / S. Terhaar, B. Ćosić, C. Paschereit, K. Oberleithner // *Combust. Flame.* 2016. V. 172. P. 234–251.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2016.06.013>
 64. **LES** study of transverse acoustic instabilities in a swirled kerosene/air combustion chamber / A. Ghani, T. Poinot, L. Gicquel, J.D. Müller // *Flow, Turbul. Combust.* 2016. V. 96. No. 1. P. 207–226. <https://link.springer.com/article/10.1007/s10494-015-9654-9>
 65. **Stöhr M., Arndt C.M., Meier W.** Transient effects of fuel–air mixing in a partially-premixed turbulent swirl flame // *Proc. Combust. Inst.* 2015. V. 35. Is. 3. P. 3327–3335.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2014.06.095>
 66. **Terhaar S., Krüger O., Paschereit C.O.** Flow field and flame dynamics of swirling methane and hydrogen flames at dry and steam diluted conditions // *J. Eng. Gas Turbines. Power.* 2015. V. 137. Is. 4. P. 041503.
<https://doi.org/10.1115/1.4028392>
 67. **Reynolds W.C., Alonso J.J., Fatica M.** Aircraft gas turbine engine simulations // *Proc. of the 16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference.* Orlando, FL, 23–26 June 2003.
 68. **Stricker W.P.** Measurement of temperature in laboratory flames and practical devices // *Applied Combustion Diagnostics* / Ed by K. Kohse-Hoinghaus. J. Jeffries. N.Y.: CRC Press, 2002. P. 155–193.
<https://doi.org/10.1201/9781498719414>
 69. **Temperature** measurements in turbulent swirl flames: Thermocouples in comparison to laser Raman scattering / W. Meier, X.R. Duan, P. Weigand, B. Lehmann // *Gas, Wärme Int.* 2004. V. 53. No. 3. P. 153–158.
 70. **Stohr M., Sadanandan R., Meier W.** Experimental study of unsteady flame structures of an oscillating swirl flame in a gas turbine model combustor // *Proc. Combust. Inst.* 2009. V. 32. Is. 2. P. 2925–2932.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2008.05.086>
 71. **Temporally** resolved planar measurements of transient phenomena in a partially premixed swirl flame in a gas turbine model combustor / I. Boxx, M. Stohr, C. Carter, W. Meier // *Comb. Flame.* 2010. V. 157. Is. 8. P. 1510–1525.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2009.12.01575>
 72. **Laboratory** studies of the flow field characteristics of low-swirl injectors for adaptation to fuel-flexible turbines / R.K. Cheng, D. Littlejohn, W.A. Nazeer, K.O. Smith // *J. Eng. Gas Turbines Power.* 2008. V. 130. Is. 2. P. 021501.
<https://doi.org/10.1115/1.2795786>
 73. **Laboratory** investigations of a low-swirl injector with H₂ and CH₄ at gas turbine conditions / R.K. Cheng, D. Littlejohn, P.A. Strakey, T. Sidwell // *Proc. Combust. Inst.* 2008. V. 32. Is. 2. P. 3001–3009.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2008.06.141>
 74. **Effects** of hydrogen on the thermo-acoustics coupling mechanisms of low-swirl injector flames in a model gas turbine combustor / D.W. Davis, P.L. Therkelsen, D. Littlejohn, R.K. Cheng // *Proc. Combust. Inst.* 2013. V. 34. Is. 2. P. 3135–3143.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2012.05.050>
 75. **Kim W.W., Menon S., Mongia H.C.** Large-eddy simulation of a gas turbine combustor flow // *Combust. Sci. Technol.* 1999. V. 143. Is. 1–6. P. 25–62.
<https://doi.org/10.1080/00102209908924192>
 76. **Compressible** large eddy simulation of turbulent combustion in complex geometry on unstructured meshes / L. Selle, G. Lartigue, T. Poinot, R. Koch, K.-U. Schildmacher, W. Krebs, B. Prade, P. Kaufmann, D. Veynante // *Combust. Flame.* 2004. V. 137. Is. 4. P. 489–505.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2004.03.008>
 77. **Duwig C., Fuchs L.** Large eddy simulation of vortex breakdown/flame interaction // *Phys. Fluids.* 2007. V. 19. Is. 7. P. 075103.
<https://doi.org/10.1063/1.2749812>
 78. **Moureau V., Domingo P., Vervisch L.** From large-eddy simulation to direct numerical simulation of a lean premixed swirl flame: Filtered laminar flame–PDF modeling // *Combust. Flame.* 2011. V. 158. Is. 7. P. 1340–1357.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2010.12.004>
 79. **Vortex** breakdown types and global modes in swirling combustor flows with axial injection / S. Terhaar, T.G. Reichel, C. Schrödinger, L. Rukes, C.O. Paschereit, K. Oberleithner // *J. Propul. Power.* 2015. V. 31. No. 1. P. 219–229.
<https://doi.org/10.2514/1.B35217>
 80. **Paschereit C.O., Gutmark E., Weisenstein W.** Structure and control of thermoacoustic instabilities in a gas-turbine combustor // *Combust. Sci. Technol.* 1998. V. 138. Is. 1–6. P. 213–232.
<https://doi.org/10.1080/00102209808952069>
 81. **Paschereit C.O., Gutmark E., Weisenstein W.** Coherent structures in swirling flows and their role in acoustic combustion control // *Phys. Fluids.* 1999. V. 11. Is. 9. P. 2667–2678.
<https://doi.org/10.1063/1.870128>
 82. **Paschereit C.O., Gutmark E., Weisenstein W.** Excitation of thermoacoustic instabilities by interaction of acoustics and unstable swirling flow // *AIAA J.* 2000. V. 38. No. 6. P. 1025–1034.
<https://doi.org/10.2514/2.1063>

83. **Külshheimer C., Büchner H.** Combustion dynamics of turbulent swirling flames // *Combust. Flame*. 2002. V. 131. Is. 1–2. P. 70–84.
[https://doi.org/10.1016/S0010-2180\(02\)00394-2](https://doi.org/10.1016/S0010-2180(02)00394-2)
84. **Experimental** investigation of the nonlinear response of turbulent premixed flames to imposed inlet velocity oscillations / R. Balachandran, B.O. Ayoola, C.F. Kaminski, A.P. Dowling, E. Mastorakos // *Combust. Flame*. 2005. V. 143. Is. 1–2. P. 37–55.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2005.04.009>
85. **Bellows B.D., Neumeier Y., Lieuwen T.** Forced response of a swirling, premixed flame to flow disturbance // *J. Propul. Power*. 2006. V. 22. No. 5. P. 1075–1084.
<https://doi.org/10.2514/1.17426>
86. **Flame** transfer function saturation mechanisms in a swirl-stabilized combustor / B.D. Bellows, M.K. Bobba, A. Forte, J.M. Seitzman, T. Lieuwen // *Proc. Combust. Inst.* 2007. V. 31. Is. 2. P. 3181–3188.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2006.07.138>
87. **System** identification of a large-scale swirled partially premixed combustor using LES and measurements / A. Giauque, L. Selle, L. Gicquel, T. Poinso, H. Buechner, P. Kaufmann, W. Krebs // *J. Turbomach.* 2005 V. 6. Is. 2005.
<https://doi.org/10.1080/14685240512331391985>
88. **Kang D.M., Culick F.E.C., Ratner A.** Combustion dynamics of a low-swirl combustor // *Combust. Flame*. 2007. V. 151. Is. 3. P. 412–425.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2007.07.017>
89. **Spatiotemporal** characterization of a conical swirler flow field under strong forcing / A. Lacarelle, T. Faustmann, D. Greenblatt, C.O. Paschereit, O. Lehmann, D.M. Luchtenburg, B.R. Noack // *J. Eng. Gas Turbines Power*. 2009. V. 131. Is. 3. P. 031504.
<https://doi.org/10.1115/1.2982139>
90. **Temperature** response of turbulent premixed flames to inlet velocity oscillations / B. Ayoola, G. Hartung, C.A. Armitage, J. Hult, R.S. Cant, C.F. Kaminski // *Exp. Fluids*. 2008. V. 46. P. 27–41.
<https://doi.org/10.1007/s00348-008-0534-0>
91. **Thumuluru S.K., Lieuwen T.** Characterization of acoustically forced swirl flame dynamics // *Proc. Combust. Inst.* 2009. V. 32. Is. 2. P. 2893–2900.
<https://doi.org/10.1016/j.proci.2008.05.037>
92. **Response** of partially premixed flames to acoustic velocity and equivalence ratio perturbations / K.T. Kim, J.G. Lee, Q. Quay, D.A. Santavicca // *Combust. Flame*. 2010. V. 157. Is. 9. P. 1731–1744.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2010.04.006>
93. **Kim K.T., Hochgreb S.** The nonlinear heat release response of stratified lean-premixed flames to acoustic velocity oscillations // *Combust. Flame*. 2011. V. 158. Is. 12. P. 2482–2499.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2011.05.016>
94. **The combined** dynamics of swirler and turbulent premixed swirling flames / P. Palies, D. Durox, T. Schuller, S. Candel // *Combust. Flame*. 2010. V. 157. Is. 9. P. 1698–1717.
<https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2010.02.011>
95. **Acoustically** perturbed turbulent premixed swirling flames / P. Palies, T. Schuller, D. Durox, L.Y.M. Gicquel, S. Candel // *Phys. Fluids*. 2011. V. 23. Is. 3. P. 037101.
<https://doi.org/10.1063/1.3553276>
96. **Kim K.T., Santavicca D.A.** Generalization of turbulent swirl flame transfer functions in gas turbine combustors // *Combust. Sci. Technol.* 2013. V. 185. Is. 7. P. 999–1015.
<https://doi.org/10.1080/00102202.2012.752734>
97. **Phase-opposition** control of the precessing vortex core in turbulent swirl flames for investigation of mixing and flame stability / F. Lückoff, M. Sieber, C.O. Paschereit, K. Oberleithner // *J. Eng. Gas Turbines Power*. 2019. V. 141. Is. 11. P. 111008.
<https://doi.org/10.1115/1.4044469102>
98. **Comparative** analysis of low- and high-swirl confined flames and jets by proper orthogonal and dynamic mode decompositions / D.M. Markovich, S.S. Abdurakipov, L.M. Chikishev, V.M. Dulin, K. Hanjalic // *Phys. Fluids*. 2014. V. 26. Is. 6. P. 065109.
<https://doi.org/10.1063/1.4884915>
99. **On impact** of helical structures on stabilization of swirling flames with vortex breakdown / V.M. Dulin, A.S. Lobasov, L.M. Chikishev, D.M. Markovich, K. Hanjalic // *Flow Turbul. Combust.* 2019. V. 103. No. 4. P. 887–911.
<https://doi.org/10.1007/s10494-019-00063-7>
100. **Mixing** in a model gas turbine combustor studied by panoramic optical techniques / L.M. Chikishev, V.M. Dulin, O.A. Gobyzov, A.S. Lobasov, D.M. Markovich // *Thermophys. Aeromech.* 2017. V. 24. No. 3. P. 347–353.
<https://doi.org/10.1134/S0869864317030039>
101. **Turbulent** transport measurements in a model of GT-combustor / L.M. Chikishev, O.A. Gobyzov, D.K. Sharaborin, A.S. Lobasov, V.M. Dulin, D.M. Markovich, V.V. Tsatiashvili // *AIP Conf. Proc.* 2016. V. 1770. Is. 1. P. 030028.
<https://doi.org/10.1063/1.4963970>
102. **Turbulent** transport measurements in a cold model of GT-burner at realistic flow rates / O.A. Gobyzov, L.M. Chikishev, A.S. Lobasov, D.K. Sharaborin, V.M. Dulin, A.V. Bilsky, V.V. Tsatiashvili, V.G. Avgustinovich, D.M. Markovich // *EPJ Web Conf.* 2016. V. 114. P. 02032.
<https://doi.org/10.1051/epjconf/201611402032>
103. **PIV/PLIF investigation** of unsteady turbulent flow and mixing behind a model gas turbine combustor / D.K. Sharaborin, A.G. Savitskii, G.Y. Bakharev, A.S. Lobasov, L.M. Chikishev, V.M. Dulin // *Exp. Fluids*. 2021. V. 62. Is. 5. Article 96.
<https://doi.org/10.1007/s00348-021-03181-z>
104. **LES** simulation of a model gas-turbine lean combustor: Impact of coherent flow structures on the temperature field and concentration of CO and NO / L.M. Chikishev, D.K. Sharaborin, A.S. Lobasov, Ar.A. Dekterev, R.V. Tolstoguzov, V.M. Dulin, D.M. Markovich // *Energies*. 2022. V. 15. Is. 12. P. 4362.
<https://doi.org/10.3390/en15124362>
105. **Influence** of a central jet on isothermal and reacting swirling flow in a model combustion chamber / E. Palkin, M.Y. Hrebtov, D.A. Slastnaya, R.I. Mullyadzhyanov, L. Vervisch, D.K. Sharaborin, A.S. Lobasov, V.M. Dulin // *Energies*. 2022. V. 15. Is. 5. P. 1615.
<https://doi.org/10.3390/en15051615>

Low-Emission Combustion Chambers of GTU: Modern Trends, Diagnostics, and Optimization (Review)

L. M. Chikishev^{a, b, *} and D. M. Markovich^a

^a Kutateladze Institute of Thermophysics, Siberian Branch, Russian Academy of Sciences, Novosibirsk, 630090 Russia

^b Novosibirsk State University, Novosibirsk, 630090 Russia

*e-mail: chlm@itp.nsc.ru

Abstract—A brief overview of the designs of low-emission gas turbine-type combustion chambers is given using the example of aircraft propulsion systems. The most promising technology that helps reduce emissions of harmful substances is the combustion of a lean premixed fuel-air mixture, but its use is limited by nonstationary phenomena that have a significant impact on flame stabilization and lead to the occurrence of thermoacoustic resonance. Currently, this technology is implemented for high-power engines by only two companies: General Electric and Rolls-Royce. Work on creating a high-thrust engine in Russia is being carried out at AO UEC-Aviadvigatel within the framework of the PD-35 program. The problems of developing low-emission combustion chambers for gas pumping units are successfully solved at AO UEC-Aviadvigatel together with the Baranov Central Institute of Aviation Motor Development (GTU-16P). One of the key areas of energy development is also the development of high-power gas turbines of the classes GTE-65, GTE-170 (PAO Power Machines), GTD-110M (ODK Saturn), and here it is necessary to solve the same problems as for gas turbine engines. The most pressing problems are predicting the occurrence of thermoacoustic self-oscillations of gas in combustion chambers and controlling them using feedback both in nominal modes and in low-power modes. A review of technologies using low-emission combustion chambers is presented, and the current state of experimental studies of the flow structure and transfer processes in model combustion chambers is considered. Examples of advanced experimental stands that simulate flow and combustion in gas turbine-type combustion chambers are given and the necessary operating parameters and the technical solutions used are indicated that allow efficient measurements using modern optical diagnostic methods.

Keywords: combustion chamber, panoramic methods, combustion, gas turbine unit, low-emission combustion chambers, optical diagnostics of combustion processes, aircraft propulsion systems