

Симпозиум, посвященный 95-летию со дня рождения профессора *Евгения Сергеевича Щетинкова*

Е.С.ЩЕТИНКОВ – ОСНОВОПОЛОЖНИК КОНЦЕПЦИИ ГПВРД И ВКС

*Б.В.Бошнятов (ИПРИМ РАН), Н.П.Дуленов (ЦИАМ),
Ю.Н.Нечаев (ВАТУ), В.И.Пензин (ЦАГИ),
А.Г.Прудников (ЦИАМ), В.Н.Серманов (ЦАГИ)*

Отмечая сегодня 95-летие со дня рождения известного российского ученого в области теории горения и теории прямооточных двигателей Е.С.Щетинкова, друга и соратника Ф.А.Цандера и С.П.Королева, необходимо отметить, что его многогранный и плодотворный жизненный и творческий путь в настоящее время характеризуется признанием его приоритета в области гиперзвуковых технологий и становится триумфальным, несмотря на стихийные попытки многочисленной современной поросли «эстрадной» науки размазать грани его интеллектуальной собственности.

Е.С.Щетинков -- не только автор первой теории объемного горения (1964 г.), первого ГПВРД (1957 г.), первого воздушно-космического самолета (ВКС) (1964 г.), новой экспериментальной базы с ее основными стендами сверхзвукового горения (установки для больших чисел M , - 1950-1990 гг., НИИТП, ЦИАМ, ЦАГИ, ИТПМ, МАИ и др.), но и основоположник всех мировых концепций ГПВРД, ВКС и научно-технических программ гиперзвуковых технологий ведущих аэрокосмических держав Европы, Америки и Азии.

Все современные, принципиально новые направления вихревой механики сверхзвукового горения, термоаэродинамики, новых гиперзвуковых технологий, концепций, стендов, материалов и топлив закладывались Е.С.Щетинковым и его учениками и учениками других, близких по духу, ведущих научных школ (академиком И.Ф.Образцова, Б.В.Раушенбаха, Я.Б.Зельдовича и др.) в последние десятилетия прошлого века, начиная с известных теоретических и экспериментальных работ по моделям горения, камерам сверхзвукового сгорания, моделям ГПВРД и ВКС 1960-1970-х гг.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ГПВРД В СВОБОДНОМ ПОТОКЕ НА СТЕНДЕ НЕПРЕРЫВНОГО ДЕЙСТВИЯ

*В.Ю.Александров, А.Н.Прохоров, В.Л.Релин,
В.Л.Семенов, М.В.Строкин (ЦИАМ)*

При испытаниях ГПВРД на стенде необходимо воспроизведение условий гиперзвукового полёта, которое существенно ограничено на стенде непрерывного действия. Однако время рабочего цикла может быть достаточно большим, - во время испытания возможно прямое измерение тяги ГПВРД и определение запасов работоспособности теплонапряженных элементов конструкции. В данной работе представлены результаты испытаний экспериментального ГПВРД на стенде непрерывного действия, целью которых было определение влияния различных факторов на эффективность рабочего процесса.

Для этой цели в ЦИАМ разработан и изготовлен экспериментальный ГПВРД, в конструкции которого не предусматривается специальной системы охлаждения. Поэтому камера сгорания имеет толстые стенки для организации охлаждения емкостного типа. Первые его огневые испытания проведены на стенде Ц-16В/К ЦИАМ в 2001 году. В камеру подавался газообразный водород. Испытания проводились в большой барокамере, соединенной с эксгаустером. Внутри барокамеры по оси размещены аэродинамическое сопло, экспериментальный ГПВРД и кормовой диффузор. Модель ГПВРД обдувалась свободным потоком воздуха с параметрами, близкими к условиям реального полёта.

При испытаниях воспроизводился режим полета ГЛА с $M=6$. По жаропрочности конструкционных материалов и параметрам воздушного потока после огневого подогревателя режим $M=6$ является максимально возможным для стендов непрерывного действия с точки зрения адекватности параметрам воздушного потока в реальном полёте. Стационарный режим работы модуля в эксперименте -- 2-10с. На всех режимах в камере отмечалось стабильное воспламенение топлива и устойчивое стационарное горение. Измерялись все необходимые параметры рабочего процесса: давление на стенках проточного тракта модуля и аэродинамического сопла (АДС); температура стенок камеры сгорания модуля; полные давления и температура воздуха на выходе из АДС; давление и температура водорода, подаваемого в камеру сгорания; расходы воздуха и водорода, подаваемых в камеру сгорания; тяга, создаваемая модулем ГПВРД. Проводилась видеосъёмка передних кромок воздухозаборника и выходного сечения сопла, с помощью тепловизора определялась температура передних кромок и, наконец, с помощью прибора Теплера, - структура скачков уплотнения на входе в воздухозаборник. Максимальная температура передней кромки

воздухозаборника по показаниям тепловизора составила 1100°C . Кромки воздухозаборника, изготовленные из материала марки «ФЕХРАЛЬ», после испытаний сохранили свою работоспособность. На всех режимах при подаче водорода в камеру датчик тяги регистрировал положительную внутреннюю тягу экспериментального ГПВРД.

Были реализованы режимы горения в сверхзвуковом потоке и горение в псевдоскачке. Режим горения определялся при сравнительном анализе распределений статического давления на стенке. В сверхзвуковом режиме давление в камере резко возрастает в зоне горения за пилонами и остается постоянным до входа в сопло. При горении в псевдоскачке давление возрастает перед топливными пилонами и не стабилизируется до входа в сопло.

В настоящее время испытания модуля проводятся по специальной программе, в которой предусматривается изучение влияния различных факторов на эффективность рабочего процесса и работоспособность экспериментального ГПВРД. Результаты испытаний ГПВРД в свободном потоке на стенде непрерывного действия, главным образом используются для идентификации результатов исследований на стендах импульсного действия при высоких числах Маха, на которых будут проводиться дальнейшие испытания, чтобы охватить весь диапазон чисел M полёта ($M=6-15$), возможных в реальных условиях для ВКС.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ УГЛЕВОДОРОДНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДГПВРД НА РЕЖИМАХ ДОЗВУКОВОГО ГОРЕНИЯ

Р.В.Албегов, Г.К.Ведешкин, В.А.Виноградов, Ю.М.Шихман.(ЦИАМ)

Представлены результаты экспериментального исследования рабочего процесса в модельной камере сгорания (КС) углеводородного двухрежимного ГПВРД. Работы проводятся в рамках программы создания демонстрационного высокоскоростного ПВРД, работающего на углеводородных топливах повышенного хладоресурса, в том числе и эндотермических, в которой одна из наиболее важных задач - создание экспериментально обоснованных методов эффективного сжигания газообразных углеводородов на коротких длинах КС. Поэтому основные задачи экспериментального исследования: изучение особенностей горения газообразного углеводородного топлива в высокоскоростном воздушном потоке в КС с многопоясной системой подачи, определение рационального способа подачи топлива и режимов эффективной стабилизации горящих струй метанового топлива на уступах и задних кромках топливоподающих пилонов, изучение влияния параметров воздуха и топлива на горение и стабилизацию, выявление основных закономерностей в распределении газодинамических параметров и тепловых потоков по тракту камеры.

Эксперименты проводились с модельной прямоточной камере сгорания с многопоясной системой подачи природного газа, подогретого до $T=500-850\text{ K}$, с коэффициентами избытка топлива $\phi=0.25-0.8$ на режиме присоединенного воздухопровода при параметрах воздушного потока $M=2$, $T^*=670-910\text{ K}$ и $p^*=4.5-7.5\text{ ат}$. Комбинированная КС прямоугольного поперечного сечения с общей длиной $\sim 1\text{ м}$ состояла из двух участков: первого изолирующего участка длиной 0.43 м с площадью проходного сечения $40\times 100\text{ мм}^2$ на входе и увеличивающейся до $50\times 100\text{ мм}^2$, с топливоподающими пилонами I и II поясов подачи (подача топлива с боковых стенок) и форсунками III пояса подачи для впрыска топлива со стенок перед зоной горения, и - второго с постоянной площадью $80\times 100\text{ мм}^2$. Так как природный газ более чем на 98 % состоял из метана, то можно говорить об испытаниях камеры сгорания метанового ДГПВРД на режимах дозвукового горения.

Результаты исследований показали возможность организации эффективного рабочего процесса с высокими коэффициентами полноты горения η с уровнем коэффициентов полного давления, достигающем $\sigma=0.5-0.6$ при учете потерь в псевдоскачке. В результате испытаний получены данные по рабочему процессу в исследованной камере при эффективной стабилизации горения метана в рециркуляционных зонах за уступами на верхней и нижней стенках канала и за торцами пилонов II пояса подачи при подводе топлива в донную область за уступами в количестве, соответствующем $\phi_{IV}<0.1$; измерены концентрации топлива в зоне стабилизации за уступами на режимах с дросселированием воздушного потока и подачей топлива через пояса II, III и IV; отлажена надежная работа метано-воздушных воспламенителей; отработаны высокоинформативные методы испытаний и анализа данных измерений с определением параметров в тракте камеры.

Исследования различных схем впрыска топлива показали, что максимальные величины $\eta>0.8$ получены при $\phi=0.6-0.8$. Распределенная подача через II и III пояса обеспечивает повышение η по сравнению с подачей только через III пояс на $\Delta\eta=0.03-0.05$. Наиболее высокая эффективность горения достигается как в этом случае, так и при подаче всего топлива через I пояс, но при стабилизации горения на пилонах II пояса. При той же схеме впрыска топлива, но без пилонов II пояса, полученные значения η уменьшаются более, чем на $\Delta\eta=0.1$. Влияние на горение параметров воздуха (T и p) и зависимости $\eta=f(\phi)$ свидетельствуют о кинетическом характере горения, в том числе и при диффузионной схеме организации впрыска; влияния T топлива на параметры КС не выявлено.

ИССЛЕДОВАНИЯ ДВУМЕРНЫХ ВОЛНОВЫХ СТРУКТУР В ТРАКТЕ ГПВРД, ИНИЦИИРОВАННЫЕ Е.С.ЩЕТИНКОВЫМ

А.Т.Берлянд, О.В.Волощенко(ЦАГИ), В.А.Фрост,(ИПМех.РАН) В.А.Эйсмонт (ЦАГИ)

В 1957 г. Е.С.Щетинкову было выдано авторское свидетельство на изобретенный им ГПВРД. В то время характеристики воздушно-реактивных двигателей определялись на основе одномерных термогазодинамических расчетов, что с точки зрения современных численных методов эквивалентно расчету с использованием маршевой схемы на сетке в одну ячейку. Е.С. уже тогда понимал, что ГПВРД необходимо рассматривать как единое целое с летательным аппаратом, а значит учитывать и двумерные (а иногда и трехмерные) эффекты. Особенно ярко это проявилось при анализе моментных характеристик. Первая попытка оценить влияние двумерности была предпринята при разработке ВКС. Расчеты были выполнены В.А.Фростом и А.Т.Берляндром и велись без использования ЭВМ, которые только начали появляться. При этом веер волн разрежения заменялся о д н и м фиктивным изоэнтропическим скачком разрежения. Позднее замена скачками разрежения только слабых волн (веер Прандтля-Майера заменялся веером скачков) при использовании ЭВМ позволила этот подход трансформировать в метод численного построения решения плоских задач для уравнений Эйлера с автоматическим выделением разрывов (МАВР). Были показаны аппроксимация и сходимость. МАВР оказался очень быстродействующим и, главное, наглядно демонстрировал, как формируется решение при взаимодействии возмущений в поле течения, и позволял «зряче» вмешиваться в этот процесс. Одна из удачных попыток такого подхода содержится в публикации В.И.Пензина, в которой он, используя численные результаты для течения в канале, типа биплана Буземана, полученные А.Т.Берляндром и В.А.Эйсмонтом, провел оценку соответствующих силовых характеристик. Позднее с использованием МАВР А.Т.Берляндром был получен целый ряд особенностей структуры течения в тракте ГПВРД: возможность возникновения локального «горла» в конечной «струйке тока» первоначально с торможением и далее разгоном потока (предвестник возникновения «псевдоскачка в свободной струе»); S-образная форма скачка, отраженного от обечайки, на нерасчетных режимах; энтропийные слои в невязком потоке и т.п. Одним из основных источников двумерных возмущений в тракте ГПВРД являлись отрывы пограничного слоя (ОПС) в горле воздухозаборника (ВЗ). Е.С. поручил проанализировать совместную работу камеры сгорания и ВЗ О.В.Волощенко (в современной литературе участок потока между ВЗ и камерой иногда называют «изолятор»). Для оценки влияния ОПС в вычислительном коде, реализующем МАВР, была предусмотрена возможность на конечных участках границы задавать условие постоянства давления (свободная поверхность). Использование экспериментальных данных для задания точки отрыва и значения давления в зоне отрыва позволили определить влияние ОПС на течение во всем тракте. Сравнение таких расчетов с данными экспериментов показало, что наличие ОПС (в том числе и фиксированных на точках излома контура) не увеличивает существенно общий уровень давления на стенках канала, а только приводит к некоторому смещению соответствующих распределений по X . Эти работы проводились О.В.Волощенко, А.Т.Берляндром, А.М.Паленко и др. Последний (по порядку, но не по важности) источник двумерных возмущений в тракте ГПВРД связан с попытками организовать рабочий процесс в сверхзвуковой камере сгорания в виде «остановленной» детонационной волны (ДВ). Сам Е.С. считал, что такой подход только увеличит волновые потери и в связи с активными работами по исследованию т у р б у л е н т н о г о сверхзвукового горения не актуален. Основная трудность в такой схеме была в подготовке гомогенной горючей смеси перед ДВ. Однако эти трудности присущи в той или иной степени любому ГПВРД. Тем не менее, оценки эффективности такой схемы теплоподвода велись уже тогда в отделе Е.С. Тогда эти идеи оказались преждевременными, но в настоящее время они находят свое применение в схемах, типа *RAM-Accelerator* и др.

Работа поддержана РФФИ (00-01-00158; 00-03-32066; 03-01-00470; 03-03-32061)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СВЕРХВЫСОКИХ ДАВЛЕНИЙ И СОЗДАНИЕ СООТВЕТСТВУЮЩИХ УСТАНОВОК ДЛЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

*В.И.Звегинцев., А.М.Харитонов (ИТПМ г.Новосибирск);
А.А.Мещеряков., В.И.Пинаков (КТИ ГИТ г.Новосибирск),
В.Н.Рычков., М.Е.Топчиян (ИГиЛ г.Новосибирск)*

Евгений Сергеевич Щетинков являлся одним из идеологов и инициаторов концепции ВКС с применением ВРД со сверхзвуковым горением, в частности, ему принадлежат первые теоретические работы по применению в ПВРД детонационного режима горения. Он отлично понимал, что без создания новых аэродинамических стендов, обеспечивающих натурные числа Маха и Рейнольдса, невозможно решать связанные с ВКС проблемы, в особенности, в части касающейся двигательных установок.

Уже тогда под его руководством началось создание аэродинамического стенда с рекордным по тем временам давлением в форкамере 1000 атм.,. Работавший в то время в группе Е.С.Щетинкова в НИИ-1

М.А.Плотников на основе разработанного им и его коллегами уравнения состояния указал на перспективность применения в аэродинамическом эксперименте сверхвысоких (до 20 тыс. атм) давлений газа в форкамере. В настоящее время необходимость еще более высоких давлений в форкамере прогнозируется в развивающейся в США концепции АДТ с радиационным подогревом в сверхзвуковой части сопла.

В 1969 г. было решено использовать имевшийся к тому времени в ИГиЛ и КТИ ГИТ опыт создания гидроимпульсной техники для разработки газодинамической установки А-1. В 1975 г. А-1 была запущена и работает до сих пор. Она реализует истечение газа при давлениях до 10-15 тыс. атм. Время рабочего режима при постоянном давлении в форкамере от 50 до 250 мс. При разработке А-1 был решен ряд сложных научно-технических проблем, таких как стопорение поршня при максимальном давлении сжимаемого им газа, компенсация силы реакции, возникающей при торможении первой ступени, компенсация деформации поршня и цилиндра сверхвысокого давления, обеспечение надежной работы уплотнения при контактном давлении выше 10000 атм и взаимной скорости трущихся поверхностей ~1 м/с.

Окончательно концепция и область применения в экспериментальной аэродинамике возможно больших давлений и умеренных температур сформировалась в 1994 г. Оценки показали, что для значительной части исследований моделей ВКС с ПВРД при продольных размерах модели ~1 м достаточно иметь в форкамере давления около 3000 атм при температуре 2000-2500 К. В том же году в ИТПМ решено было создать аэродинамическую трубу с такими параметрами с диаметром рабочей части 300 и 600 мм. Затраты и время реализации этого проекта удалось резко сократить в связи с тем, что руководство ЦАГИ сочло целесообразным передать Сибирскому отделению разработанный в ИГиЛ и КТИ источник рабочего газа для АДТ МТ-1 с параметрами в форкамере 2000 атм и 2000 К.

Новая АДТ, получившая название «АТ-303», созданная в ИТПМ, оснащена собственным компрессорным и вакуумным хозяйством, многоканальными системами автоматизированного управления источником газа и диагностики аэродинамического эксперимента. Испытания показывают хорошее качество ядра потока и малую толщину пограничного слоя. По сравнению с другими современными трубами. В настоящее время, наряду с доводкой режимов и паспортизацией АТ-303, на ней ведутся испытания эталонных моделей. В предварительных пробных экспериментах с моделью ГПВРД получено надежное самовоспламенение водородно-воздушной смеси. В форкамере АТ-303 достигнуто давление 2800 атм и температура около 1500 К. Работы, ведущиеся по дооснащению источника газа модернизированными вспомогательными устройствами, позволят выйти на проектные параметры.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГОРЕНИЯ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ГПВРД

В.А.Забайкин, П.К.Третьяков (ИТПМ СО РАН, г.Новосибирск)

Представлен цикл работ по исследованию газодинамики горения в сверхзвуковых высокотемпературных потоках в открытом пространстве и в каналах, моделирующих элементы конструкции ГПВРД. Главное преимущество изучения горения в свободном неограниченном потоке – это возможность применения оптических методов диагностики течения. Применение комплексной диагностики в различных спектральных диапазонах позволило получить информацию о влиянии газодинамической структуры воздушного потока и способов подачи топлива (водорода) на процесс выгорания. При использовании различных методов регистрации, в том числе высокоскоростных, получены данные для объемной реконструкции пламени и выявления тонкой структуры зон развития горения. Показано, что при повышении температуры воздушного потока свыше 2500К происходит изменение в характере выгорания водородной струи. Создание газодинамической структуры течения в каналах, близкой к структуре течения в нерасчетных струях, позволило организовать горение в каналах с углами расширения до 10°. Исследовано влияние формы каналов и способа подачи в них топлива на устойчивость и интенсивность выгорания. Развита модель псевдоскачка, использовавшаяся Е.С.Щетинковым. Экспериментально показана возможность интенсификации горения в каналах с помощью активных радикалов. Исследован процесс воспламенения и горения керосина в расширяющихся каналах.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ

*В.В.Голуб, Т.В.Баженова, Т.А.Бормотова, В.В.Володин,
В.П.Ефремов, А.А.Макеич, С.Б.Щербак (ИТЭС ОИВТ)*

При создании рациональных методов стендовых высотных испытаний двигателей необходимо учитывать эффекты нестационарности.

В ИТЭС ОИВТ создан стенд для лабораторного исследования волновых процессов, происходящие при запуске сопла. Рассмотрен случай, когда сопло расположено в узком канале диффузора и снабжено

эжектором для создания дополнительного разрежения. Запуск сопла моделируется при истечении через сопло газа, нагретого за отраженной ударной волной в ударной трубе.

Осциллограмма записи давления с датчика расположенного в диффузоре показывает четырехкратное повышение давления в области между стенкой сопла и диффузором. Одновременно начинается распространение пусковой ударной волны в диффузоре. По мере распространения волны по каналу амплитуда давления уменьшается. Движения отраженной от струй эжектора ударной волны в сторону сопла не было зарегистрировано ни датчиками давления, ни на теневых фотографиях.

Создана математическая модель и проведен расчет стартового процесса при запуске РД на высотном стенде с эжектором. Результаты расчета демонстрируют повышение давления в области между стенкой сопла и диффузором. Таким образом, эксперименты и расчеты показали, что огибание среза пусковой ударной волной приводит к увеличению давления на наружной стенке сопла. Разработанные физическая и математическая модели позволяют прогнозировать увеличение нагрузок на стенки сопла с внешней стороны.

МЕТОД ИЗМЕРЕНИЯ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГПВРД В ПОЛЕТЕ

А.В.Батенин, С.С.Перельгин (МАИ)

Большие скорости, высокий уровень температурных и динамических нагрузок в полёте не позволяют применять измерительные устройства контактного типа. Наличие приёмников информации (полного давления, температур и др.) в потоке инициируют скачки уплотнения, приводящие к деформации потока и увеличению потерь.

Вместе с тем в полёте необходимо знать полное давление, относительную скорость потока на входе в камеру сгорания, нагрев газа в камере и т.д. с целью оптимального управления подачей топлива. В экспериментальном полёте желательно измерять уровень выходного импульса и другие параметры, измерение которых современными средствами невозможно.

Предлагается метод определения желаемых внутривидовых параметров ГПВРД. Метод основан на измерении отношения статических давлений в близкорасположенных сечениях канала и отношения площадей этих проходных сечений. Предполагается, что измерения статических давлений производится на стенке канала с учётом специфических технологических требований. Расстояние между сечениями, в которых производятся измерения, определяется гарантированным (для всего диапазона скоростей полёта) отношением давлений в 5 – 10%. Меньший перепад давлений ведёт к появлению методической погрешности, а больший – к погрешности, связанной с появлением не учитываемых потерь полного давления. Относительная скорость потока в любом сечении, полные давления, нагрев в камере сгорания, выходной импульс и другие параметры определяются аналитическими выражениями. Процесс счёта ведётся без итераций и поэтому проводится бортовым вычислителем в реальном масштабе времени.

ГОРЕНИЕ ЖИДКОГО УГЛЕВОДОРОДНОГО ТОПЛИВА В МОДЕЛЬНОМ СТУПЕНЧАТОМ ПРЯМОУГОЛЬНОМ КАНАЛЕ СО СВЕРХЗВУКОВОЙ СКОРОСТЬЮ ПОТОКА НА ВХОДЕ

О.В.Волощенко, С.А.Зосимов, А.А.Николаев (ЦАГИ)

Представлены результаты экспериментального исследования влияния на эффективность процесса горения жидкого углеводородного топлива в модельном прямоугольном ступенчатом канале типов инжекторов подачи топлива, температуры воздушного потока на входе, режимов работы по коэффициенту избытка воздуха α .

Исследование проводилось на присоединенном воздухопроводе АДТ ЦАГИ Т-131.

Модельный канал имел ступенчатую проточную часть, которая состояла из двух участков:

- переднего с сечением входа $30 \times 100 \text{ мм}^2$, длиной 790 мм и с расширением по нижней стенке 0.5° ;
- заднего с постоянным поперечным сечением $58 \times 100 \text{ мм}^2$, длиной 910 мм.

В качестве топлива использовалось жидкое углеводородное топливо, которое перед подачей в камеру сгорания барботировалось воздухом. Барботирование (насыщение) жидкого топлива газом улучшает распыл и смесеобразование. Барботирование топлива газом производилось в специальном барботере-смесителе, куда подается топливо и воздух, относительный массовый расход которого составлял $\leq 3\%$.

Для подачи барботированного топлива в широкий (задний) участок модельного канала использовались три варианта инжекторов: инжекторы-пилоны, инжекторы-трубки, клиновидные инжекторы. Для подачи в передний узкий участок канала применялись два варианта: инжекторы трубки и инжекторы «аэрорамп».

Эксперименты проводились с организацией горения в широком заднем участке канала при параметрах потока на входе $M=2.5$, $P_t \leq 2,1 \text{ МПа}$, $T_t=800-1800\text{К}$ и $\alpha=1,25-3,0$, с организацией горения в переднем узком участке при $M=2.5$, $P_t \leq 1,8 \text{ МПа}$, $T_t=1600-1750\text{К}$ и $\alpha=3-4,7$.

Проведенное экспериментальное исследование подтвердило возможность осуществления высокоэффективного рабочего процесса в ступенчатом канале с горением жидкого углеводородного топлива: в широком заднем участке при $T_t=800-1800\text{K}$ ($M=4-6,5$) и узком переднем участке при $T_t=1600-1800\text{K}$ ($M=6-6,5$), и показало:

- устойчивое горение топлива в заднем широком участке канала происходит на режимах $T_t=800-1800\text{K}$, $\alpha=1,2-2,5$ с тепловым запираением в конце канала и образованием течения типа псевдоскачка;
- полнота сгорания топлива в широком заднем участке канала при подаче через инжекторы трубки и пилоны составляет $\eta=0,9-1,0$, а для клиновидных инжекторов $\eta=0,8-0,95$;
- в переднем узком участке канала при подаче топлива через инжекторы «аэроамп» при $T_t=1600-1800\text{K}$ с $\alpha=3-3,7$ реализуются режимы горения с тепловым запираением и образованием на длине 550 мм течения типа псевдоскачка без нарушения течения на входе с полнотой сгорания $\eta=0,45-0,53$;
- при $\alpha=3,7-4,7$ горение в переднем участке канала прекращается и смещается в задний широкий участок канала с повышением полноты сгорания до $\eta=0,9-0,95$.

Е.С. ЩЕТИНКОВ – ОСНОВОПОЛОЖНИК КОНЦЕПЦИИ МАКРООБЪЕМНОГО ГОРЕНИЯ

А.Г.Прудников. (ЦИАМ), В.А.Фрост. (ИПМех. РАН), Ю.Г.Яновский. (ИПРИМ РАН)

В противовес известным классическим моделям поверхностного и микрообъемного турбулентного гомогенного горения Дамклера-Щелкина (1941 г.) в 1960-х гг. Е.С.Щетинковым была выдвинута новая идея макрообъемного турбулентного гомогенного и диффузионного горения и развита ее расчетная модель при полном повсеместном торжестве моделей Дамклера-Щелкина поверхностно-ламинарного и поверхностно-микротурбулентного горения и полной убежденности в их истинности всех остальных исследователей горения, теоретиков и экспериментаторов различных научных школ, включая и ближайших учеников самого Е.С.Щетинкова.

В докладе показано, как через тяжелые технические ошибки и материальные потери, являющиеся прямым следствием ошибочных физических представлений, состоящих в том, что вводимая нами мгновенная поверхность контактного разрыва холодных и горящих объемов непрерывна (без «дырок») и является поверхностью горения Дамклера-Щелкина, модель объемного горения Е.С.Щетинкова завоевала общероссийское и мировое признание, став в настоящее время концепцией, которой постоянно руководствуются его ученики и последователи.

Обширный современный физический и численный эксперимент по исследованию структуры крупных и турбулентных вихрей только укрепил и подтвердил модель объемного горения Щетинкова, наполнив ее более конкретным физическим содержанием.

ОПЫТ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В ГПВРД В ЦИАМ И РАБОТЫ Е.С.ЩЕТИНКОВА

В.И.Копченов, О.В.Гуськов, Л.В.Безгин, К.Э.Ломков, А.Н.Ганжело, М.К.Данилов (ЦИАМ)

В докладе представлен обзор проблем, связанных с исследованием рабочего процесса в ГПВРД, а также опыт применения методов математического моделирования, накопленный в ЦИАМ. Основные результаты относятся к проблеме организации эффективного процесса горения в сверхзвуковом потоке, интенсификации процессов смешения и горения, исследованию газодинамической структуры течения при горении, к проблеме воспламенения для различных режимов горения. Рассматриваются вопросы оценки эффективности рабочего процесса с учетом особенностей протекания химических реакций в тракте ГПВРД. Представлены результаты оптимизации проточного тракта ГПВРД для некоторых режимов работы с учетом возможной неравновесности химических процессов и сложной газодинамической структуры потока. Отмечается основополагающая роль работ Е.С.Щетинкова в постановке ряда проблем по организации эффективного рабочего процесса в ГПВРД.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ РЕАГИРУЮЩЕЙ ГЕТЕРОГЕННОЙ СТРУИ

А.А.Борисов (ИХФ РАН), С.И.Сумской, А.Е.Барыкин (МИФИ)

Существует наблюдения, свидетельствующие, что в ряде случаев при спонтанном истечении реакционноспособных гетерогенных смесей в ограниченный объем (трубу, камеру) возникала быстро развивающаяся реакция, приводящая к разрыву ограничивающей оболочки. Этот факт лежит в основе идеи использования впрысков струй богатых топливом для создания реактивной тяги импульсных двигателей.

Основной проблемой при создании импульсных двигателей, использующих гетерогенное топливо, является достижение высокой полноты сгорания впрыскиваемого топлива. Наибольшая полнота сгорания может быть получена лишь при максимально равномерном распределении топлива по объему трубы, первоначально заполненному воздухом при нормальных условиях.

Целью данной работы являлось исследование возможности реализации наиболее высокой полноты смешения (и сгорания) продуктов разложения, истекающих в виде струи, за счет варьирования процедуры и условий впрыска в камеру частично прореагировавших гетерогенных смесей. При моделировании процесса в качестве топливной смеси использован жидкий изопропилнитрат (ИПН).

Предварительные расчеты показывают, что впрыск струй низкого давления приводит к их глубокому проникновению в объем камеры с достаточно низкой скоростью. Кроме того, слабое смешение такой струи с воздухом и обусловленное им недостаточное энерговыделение с поверхности струи, не создают условий для ударноволнового инициирования смеси. С другой стороны, при впрыске быстро распространяющихся струй высокого давления в длинную камеру, образуется течение «поршневого» типа. Это течение характеризуется тем, что продукты в камере быстро расширяются и перекрывают полностью сечение, после чего, двигаясь от торца камеры, выталкивают воздух, как поршень. При таком типе течения, естественно, не происходит смешение и догорание таких продуктов как CO и H₂. Численные расчеты показали, что в результате остаются не прореагировавшими до 90 % CO и H₂.

На основании этих фактов сделан вывод, что эффективное сжигание струй богатых топливом и истекающих в воздух может быть организовано только специальными мерами, интенсифицирующими их смешение.

В работе представлен анализ различных вариантов впрыска и их воздействие на полноту смешения. Путем варьирования длительности впрыска (задержки инициирования), количества сопел, их направления и расположения, а также концентрации топлива в струях выявлены доминирующие факторы, способствующие процессу смешения. Основными требованиями для получения лучшего смешения являются:

1. обеспечение многоструйного, рассредоточенного по боковой стенке впрыска, с некоторой задержкой инициирования (около 2.0 мс);
2. впрыск топлива в меньшем количестве, чем требуется для образования стехиометрической смеси с воздухом, содержащемся в трубе.

При сочетании этих факторов возможно дожигание продуктов разложения ИПН более чем на 80 %.

ДЕФОРМАЦИЯ И РАЗРУШЕНИЕ ИСПАРЯЮЩЕЙСЯ КАПЛИ ТОПЛИВА В ГАЗОВОМ ПОТОКЕ

В.А.Сметанюк, С.М.Фролов (ИХФ РАН)

В камерах сгорания транспортных двигателей и стационарных энергетических установок используют горение распыленного жидкого топлива. Одно из явлений, часто сопровождающих горение топливных струй, - деформация и вторичное дробление капель. Это явление приводит к интенсификации смешения и горения, а также к возникновению неустойчивого горения.

На капли топливного факела, образованного после распада струи, действуют аэродинамические силы, которые при определенных условиях приводят к разрушению капли по тому или иному механизму дробления (вибрационный, «срыв пограничного слоя», «парашют» и т. д.). Известно, что дробление одиночной капли в газовом потоке начинается при числах Вебера, превышающих некоторое критическое значение. Например, для маловязких жидкостей при плотности газового потока, близкой к нормальной, дробление начинается при числах Вебера, превышающих 5-6 (число Вебера определено по радиусу капли). При повышении плотности газа критическое число Вебера возрастает, что вызвано более быстрым выравниванием скоростей движения газа и капли. Существующие исследования динамики деформации и дробления капель в газовом потоке, как правило, не учитывают влияние фазового перехода жидкость-пар на поверхности деформирующейся капли. Однако понятно, что уменьшение массы капли вследствие ее газификации в высокоэнтальпийном потоке приведет к изменению закона движения капли и возрастанию роли сил поверхностного натяжения, препятствующих деформации капли до критической стадии, когда деформация становится необратимой. Следует ожидать, что учет газификации капли приведет к увеличению критического числа Вебера.

В работе предложена модель деформации капли в газовом потоке. Модель основана на уравнении одноосной деформации капли под действием сил аэродинамического давления и поверхностного натяжения, уравнении движения капли и уравнении изменения массы капли вследствие испарения. Считается, что скорость испарения жидкости с единицы поверхности деформированной капли либо остается постоянной в течение всего процесса, либо является функцией числа Рейнольдса, определенного по относительной скорости движения газа и капли. Расчеты показывают, что учет испарения капли может оказать существенное влияние на критическое число Вебера, при котором достигается необратимая деформация капли. Указанный эффект особенно ярко проявляется для мелких капель вязких жидкостей с высоким давлением паров.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (гранты 02-03-33168 и 02-03-04005) и ФЦП «Интеграция» (проект А0030).

НЕПРЕРЫВНАЯ ДЕТОНАЦИЯ СМЕСЕЙ

Ф.А.Быковский, Е.Ф.Ведерников (ИГиЛ, Новосибирск)

В настоящее время в России и за рубежом возник интерес к детонационному сжиганию топлив, связанный с усовершенствованием жидкостных ракетных и прямоточных воздушно-реактивных двигателей, поскольку возможности использования обычного турбулентного горения себя исчерпали. На сегодняшний день управляемая детонация топлив осуществлена лишь в условиях эксперимента. В данной работе приведены результаты исследований управляемых режимов сжигания газовых, газожидкостных и жидких топлив в спиновых детонационных волнах (или поперечных детонационных волнах - ПДВ), проведённых в Институте гидродинамики им. М.А.Лаврентьева СО РАН. Созданные модели течения с ПДВ прогнозируют их параметры в зависимости от начальных условий и условий протекания процесса. Определённое внимание уделено топливу водород - кислород. Особые свойства водорода - высокая скоростью звука, малая плотность и высокая химическая активность в смеси с кислородом вызывают трудности по формированию детонационноспособного слоя смеси. При соблюдении необходимых условий удалось реализовать и исследовать спиновые детонационные режимы, имеющие скорости ПДВ 1480 - 3260 м/с в широком диапазоне изменений коэффициента избытка горючего. Результаты работы могут быть использованы для реализации детонационных режимов сжигания топлив в двигателях летательных аппаратов.

Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (02-01-00551).

ИЗМЕРЕНИЯ ИМПУЛЬСА, ГЕНЕРИРУЕМОГО ДЕТОНАЦИОННЫМИ ВОЛНАМИ В ГАЗАХ ПРИ ВПРЫСКЕ РЕАГИРУЮЩИХ СТРУЙ В КАМЕРУ СГОРАНИЯ

М.А.Силакова, А.А.Борисов, А.Е.Маилков, П.В.Комиссаров, Р.Н.Ельшин (ИХФ РАН)

Возможность генерирования тяги с помощью импульсных устройств, в которых используются либо детонация топливовоздушных смесей, либо интенсивное горение топлива, приводящее к образованию сильных ударных волн, в настоящее время интенсивно исследуется во многих лабораториях мира. В условиях двигателей конечного размера, как детонация газовых смесей, так и ударно-волновые процессы при инжектировании гетерогенных горючих в камерах сгорания должны протекать с сильным отклонением параметров потока от стационарных.

Целью настоящей работы было определение влияния нестационарности этих потоков на импульс тяги. Эксперименты проводились на нескольких установках. Детонация газовых смесей возбуждалась сильным источником в трубе 95 мм диаметром и длиной 2 метра. Труба была подвешена на легких тросах длиной 1,9 м к потолку взрывной камеры. Импульс измерялся по отклонению трубы от положения равновесия. Опыты с пропилено-воздушными смесями показали практически полное совпадение измерений с расчетами импульса по термодинамическим программам. Приблизительное согласие между расчетными и измеренными импульсами получены так же и для детонации в воздушных смесях изопропил-нитрата. При этом следует отметить, что в обоих случаях процесс распространения детонации в трубе был в значительной мере нестационарным. Опыты с инжектированием струй реагирующего жидкого топлива в камеру сгорания, заполненную воздухом, проводились на установке, состоящей из инжектора, в который вводился изопропил-нитрат или нитрометан, и камеры сгорания длиной 1,35 или 2 м, диаметром 95мм. Топливо в инжекторе зажигалось либо пиротехническим воспламенителем, либо за счет самовоспламенения в нагретом инжекторе. Проводились также опыты с комбинированным впрыском горючего керосин+нитрометан. Измеренные скорости волны в камере сгорания изменялись от 800 до 1400 м/с, что свидетельствовало о протекании реакции между впрыскиваемым материалом и воздухом в камере. Импульс, измеренный в данных условиях, был приблизительно в два раза ниже расчетного. Для интенсификации реакции между впрыскиваемым материалом и воздухом проведены опыты с изменением геометрии впрыска, включающем распределение впрыска по длине камеры в различных вариантах, которые показали некоторое увеличение полноты сгорания горючего. Исследована также возможность инициирования гомогенных газовых смесей струями, истекающими из инжектора, содержащего небольшие количества монотоплива.

ИНИЦИИРОВАНИЕ ГАЗОВОЙ ДЕТОНАЦИИ РАСПРЕДЕЛЕННЫМИ ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ РАЗРЯДАМИ

В 1955 г. Я.Б.Зельдович и А.С.Компанеев рассмотрели задачу об инициировании детонации в горючем газе с помощью принудительного поджига распределенными внешними источниками, установленными вдоль канала с горючим газом. Если видимая скорость перемещения поджигающего импульса равна скорости детонации в газе, в конечном итоге в газе должна образоваться детонационная волна. Позже, путем численных расчетов, было показано, что детонация действительно возникает, если на определенном этапе процесса подвод энергии в газ осуществляется синхронно с распространяющейся ударной волной. При этом безразлично, подается ли энергия в газ с помощью внешних источников или в газе созданы условия для появления волны самовоспламенения. В предлагаемой работе впервые получено прямое экспериментальное доказательство идеи Я.Б.Зельдовича и А.С.Компанейца.

В экспериментах использовали закрытую гладкую трубу диаметром 51 мм и длиной 1.5 м. Вдоль трубы с шагом 100 мм устанавливали электрические разрядники. В торец трубы помещали запускающий разрядник, который генерировал слабую (число Маха около 2) первичную ударную волну на расстоянии 100 мм от торца. Электропитание каждого разрядника включало высоковольтный конденсатор и было независимым. Сигнал запуска разряда поступал на разрядник от многоканального управляющего блока. Управляющий блок позволял заранее устанавливать время задержки запуска разряда для каждого разрядника. Продолжительность разрядного тока 80-100 микросекунд. Трубу наполняли рабочим газом при нормальных атмосферных условиях. В качестве рабочего газа использовали воздух или стехиометрическую пропано-воздушную смесь. Для измерения динамики волновых процессов использовали пьезоэлектрические датчики давления и ионизационные зонды. Датчики и зонды устанавливали вдоль трубы, причем в каждом измерительном сечении устанавливали и датчик давления и ионизационный зонд.

Цель экспериментов – подобрать времена запуска последовательных разрядов так, чтобы обеспечить максимальное ускорение первичной ударной волны по мере ее продвижения вдоль трубы.

В опытах с воздухом отлаживали методику настройки управляющего блока. Показано, что синхронизация запуска каждого последовательного разряда с временем прихода ударной волны позволяет поддерживать приблизительно постоянной интенсивность ударной волны по мере ее распространения вдоль трубы. При заданных параметрах экспериментальной установки значительного усиления ударной волны в воздухе не наблюдали.

В опытах с горючим газом получили детонацию на расстоянии 600-700 мм от торца с запускающим разрядником, т.е. на 12-14 калибрах. После возникновения детонационная волна распространялась квазистационарно без дальнейшего воздействия разрядами. Для получения детонации понадобилось 7 разрядников. Суммарная энергия инициирования детонации, рассчитанная по номинальной емкости конденсаторов и напряжению на шине оказалась ниже критической энергии прямого инициирования детонации одним активным зарядом. Если учесть необратимые потери, суммарная энергия инициирования детонации оказалась, по крайней мере, на порядок ниже критической. При прочих равных условиях, при небольшом изменении оптимальной настройки времени задержки запуска любого разрядника детонация не возбуждалась. Проведенные опыты показывают, что для возбуждения детонации необходим «резонансный» подвод энергии с тщательной синхронизацией энерговыделения с временем прихода ударной волны.

Работа поддержана РФФИ (02-03-04005) и ФЦП «Интеграция» (проект А0030).

ЕЩЁ РАЗ О ВЗРЫВЕ И ПЕРЕХОДЕ К СВЕРХЗВУКОВОМУ ГОРЕНИЮ ГАЗОВЫХ СМЕСЕЙ

*И.М.Набоко, В.А.Петухов, П.А.Гусев, О.И.Солнцев (ИТЭС РАН),
С.Б.Базаров (фВМиК МГУ)*

Актуальными в исследовании горения и взрыва газовых смесей по-прежнему остаются вопросы зарождения очагов воспламенения, нестационарного распространения фронта пламени, возникновения и развития волн сверхзвукового горения.

Очевидно, что определяющими параметрами процессов являются состав и концентрация реакционно-способных смесей, но также очевидно, что не в меньшей мере процесс определяется характером инициирующего воздействия, и, как показывают исследования последнего времени, весьма существенна роль газодинамических процессов, сопутствующих инициированию и тоже зачастую способных инициировать горение, которое можно назвать вторичным воспламенением, изменяющим характер горения. При этом от размеров объемов, содержащих горючие смеси, и их формы зависит характер возникающих в среде возмущений и структура формирующихся потоков, взаимодействующих между собой и с ограничивающими поверхностями и создающих условия, при которых для энергий первичного инициирования ниже критических оказывается возможным возникновение очагов воспламенения, приводящих к взрыву.

В докладе обсуждаются вопросы:

1. Развитие горения и взрыва за ударными волнами в трубах.
2. Особенности возникновения и стабилизации горения на препятствии.

3. Возникновение и развитие горения и взрывов в объёмах сложной геометрии.

В детонационных и ударных трубах в физических экспериментах возможны пространственно локализованные наблюдения очагов воспламенения, регистрация времени их возникновения, определение относительного времени задержки воспламенения при достаточно правдоподобной оценке условий, в которых протекает процесс. Вычислительный эксперимент, выполненный для одномерной модели с использованием разных начальных условий, дает возможность на основе сравнения результатов получить данные о значимости влияния варьируемых параметров. Очевидно, однако, что одномерная модель весьма условна, и ожидать правдоподобных прогнозов развития процессов оснований нет. Возможны ориентировочные оценки.

Ударно-трубные эксперименты предоставляют возможность организовать процессы обтекания препятствий потоками предварительно однородно перемешанной смеси и наблюдать её воспламенение при торможении на препятствии. Особенности развития горения в этих условиях связаны прежде всего с сопоставимостью газокинетических и газодинамических времен, характеризующих картину обтекания [первый критерий Дамкелера]. В этой задаче вычислительный эксперимент ещё более условен, а прогноз оценочен.

В последнее десятилетие внимание исследователей привлекли вопросы горения газов в кумулирующих объёмах. В докладе рассматриваются прежде всего процессы фокусировки взрывных волн в конусе в условиях первоначально замкнутого объёма. Обсуждаются результаты экспериментов и некоторые модели расчётов.

Все исследования предполагают возможность использования результатов для управления режимами горения газовых смесей, а также прогнозирования взрывоопасных ситуаций в помещениях и установках, связанных с образованием потоков реакционно-способных газов.

ТЕПЛОГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ СОПЛА (ТГДС) – ИТОГ РАЗВИТИЯ КОНЦЕПЦИИ ОБЪЕМНОГО ГОРЕНИЯ Е.С.ЩЕТИНКОВА

*В.К.Верхолотов. (ЦИАМ), Ю.Н.Ермак (ЦАГИ), А.Г.Прудников (ЦИАМ),
П.К.Третьяков (ИТПМ, г.Новосибирск), Ю.Г.Яновский (ИПРИМ РАН)*

В 40-х годах прошлого столетия Л.А.Вулисом (ЦИАМ) и И.Ф.Же-боко (НИИТП) независимо было показано в одномерном приближении, что подводом тепла можно тормозить сверхзвуковой поток до скорости звука, а отводом тепла - снова его разгонять до больших скоростей. Это было первое теоретическое обоснование первого теплового сопла, на основе которого уже в 1957 г. Е.С.Щетинков и независимо А.Ферри в 1958 г. выдвинули новую идею гиперзвукового ПВРД с камерой сверхзвукового сгорания (КСС). Новая идея ГПВРД была запатентована и затем всемирно признана.

Сегодня мы знаем, что первый реальный испытанный школой Щетинкова ГПВРД с КСС постоянного сечения был фактически первым ПВРД с термогазодинамическим соплом первого вида (ТГДС-1), и что за десять последних лет мы теоретически предсказали и экспериментально подтвердили в процессе развития теории и практики вихревого объемного смешения и турбулентного объемного горения не менее четырех новых видов ТГДС, в том числе:

- газодинамическое сопло (ГДС), образованное в виде тороидального вихря из дальнего следа за уступом с помощью твердотельного интерцептора (вместо сопла Виташинского, но значительно меньшей высоты);
- ТГДС на перпендикулярных и встречных струях генераторного газа;
- ТГС в виде расширяющейся камеры вихревого объемного смешения (КВС) и объемного горения в свободных спутном и встречном погранслоях;
- ТГДС в виде камеры дожигания постоянного сечения с обратным псевдоскачком;
- ТГДС над внешней поверхностью гиперзвукового летательного аппарата (ГЛА);
- ТГДС высоконапорного и низконапорного потоков двух контуров КСС кормового ГПВРД тандемной интеграции с ГЛА.

В основу представленных в докладе теории и методик расчета структурных параметров всех реализованных ТГДС закладывалась единая вихревая концепция горящих сдвиговых погранслоев, основанная на модели Е.С.Щетинкова объемного турбулентного горения в распавшихся турбулентных следах («пятнах») крупных вихрей.