

Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов

СОВРЕМЕННЫЕ ИНЖЕНЕРНЫЕ МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ЭКОНОМИЧНОСТИ КАМЕР СГОРАНИЯ ЖРД

*Г.П.Калмыков, И.Г.Лозино-Лозинская, Д.В.Исаков
(ФГУП ИЦ им. М.В.Келдыша)*

Широкие фундаментальные теоретические исследования по термодинамике, тепломассообмену и газовой динамике, проведенные под руководством основоположников ЖРД - М.В.Келдыша, В.П.Глушко, А.П.Ваничева, позволили разработать основы расчетов энергетических характеристик камер сгорания. Именно тогда сложились методы расчета термодинамических свойств продуктов сгорания, определяющие теоретические значения энергетических характеристик камер сгорания ЖРД на различных компонентах топлива для любых сочетаний параметров, созданы уникальные базы данных, изданы справочники и программы расчета.

В соответствии с разработанными представлениями о реальных физических процессах преобразования топлива в камере сгорания, течения продуктов сгорания в сопле камеры на основе математического описания этих процессов была введена система коэффициентов, определяющих энергетические потери при преобразовании топлива в камере сгорания и при истечении продуктов сгорания в сопле, что позволило разработать и использовать ряд инженерных методик расчета экономичности камер сгорания ЖРД.

Возможность совершенствования этих инженерных методик связана, прежде всего, с тем, что экспериментальная отработка камер сгорания ЖРД, создаваемых и эксплуатируемых в отрасли давала достаточно обширный и корректный материал, дополняемый целенаправленными экспериментальными работами по изучению процессов смешения и преобразования топлива в камере сгорания. Кроме того, проводились исследования, направленные на разработку и создание методов расчета рабочего процесса в камере сгорания. Однако необходимо отметить, что для расчетной оценки значений удельного импульса тяги до сих пор используется не метод прямого расчета рабочего процесса, а комплекс взаимосвязанных расчетных инженерных методик, рассчитывающих ряд коэффициентов энергетических потерь, сопровождающих протекание реальных процессов, происходящих в камере.

Новым в методических разработках определения экономичности камер сгорания ЖРД является то, что на основе обширного экспериментального материала по отработке экономичности и охлаждения камер сгорания ЖРД в отрасли разработаны количественные критерии оценки совершенства отдельных элементов камеры сгорания, например, смесительной головки, смесительных элементов. Такого рода критерии увязаны с представлениями о структуре потока продуктов сгорания в камере сгорания, создаваемой смесительной головкой и смесительными элементами, завесным охлаждением, в ее критическом сечении и на выходе из сопла, в общем случае, довольно серьезно отличающейся от идеальной.

Важность введения количественных критериев заключается в том, что конкретизируется современный, достигнутый уровень совершенства элементов камеры сгорания на различных топливах и для камер сгорания ЖРД различных схем двигателей, определяются реальные возможности совершенствования агрегата на этапе проектирования и отработки камеры. На этапе доводки двигателя предварительная оценка степени совершенства элементов камеры или использования завесного охлаждения позволяет проводить анализ и корректировку отработки камеры сгорания двигателя при непрерывном анализе и сравнении экспериментальных и прогнозируемых значений экономичности.

Важно представлять, что полученные значения критериальных коэффициентов оценки степени совершенства смесительных элементов увязаны методически с определением потерь в камере сгорания по остальным видам потерь, то есть, связаны со способом определения потерь на трение, рассеяние, химической неравномерностью в сопле и т. д. Это означает, что по мере совершенствования методов расчета будут уточняться и пополняться полученные структуры систем коэффициентов, определяющие основные виды потерь в камере сгорания и в сопле.

УТОЧНЕНИЕ МЕХАНИЗМА ВОЗНИКНОВЕНИЯ ГИДРАВЛИЧЕСКОГО УДАРА В ПРОЦЕССЕ ЗАПУСКА ЖРД

В.А.Шерстянников

При запуске двигателей, у которых насосы перед пуском не залиты компонентами, в момент

заполнения насосов во входных гидромагистралях возникают гидроудары, сопровождающиеся последующими волновыми процессами. Допускаемые величины гидроударов лимитируются прочностью трубопроводов и корпусов насосов и характеристиками волновых процессов.

Гидродинамическое моделирование ударно-волновых процессов при заполнении насосов показало, что в процессе заполнения возникает два гидроудара: первый, меньший по величине, удар связан с торможением жидкости в шнеке; второй, больший по величине, связан с возникновением критического режима течения в диффузоре спирального отвода.

По результатам моделирования была получена обобщенная зависимость гидравлического сопротивления насоса от коэффициента заполнения, позволяющая расчетным путем прогнозировать величины гидроударов при запуске ЖРД и заблаговременно принимать и апробировать необходимые меры по их снижению до безопасного уровня.

Приводятся примеры динамического воздействия отраженной волны гидроудара на обратное движение мембран пусковых клапанов в процессе запуска ЖРД. Для исключения этого негативного явления была применена фиксация мембран в открытом положении, что повысило надежность создаваемых двигателей.

СИНТИН-СИНТЕТИЧЕСКОЕ РАКЕТНОЕ ГОРЮЧЕЕ

*А.А.Григорьев (ИБОУНХ, Киев),
С.П.Черных (ОАО ВНИИОС),
Г.М.Ширшов*

Синтин - индивидуальный синтетический углеводород $C_{10}H_{16}$, был получен в 50-х годах в ИОХ АН СССР и, благодаря уникальным физико-химическим характеристикам, сразу привлек внимание широкого круга специалистов, связанных с авиационной и космической техникой. Особое внимание к этому углеводороду, как перспективному ракетному горючему, проявил С.П.Королев.

Однако созданию промышленного производства и широкому применению синтина в то время препятствовали сложность его получения, дефицит исходного сырья и связанная с этим ожидаемая высокая стоимость продукта. Ситуация существенным образом изменилась в конце 60-х годов, когда к решению этой проблемы, был привлечен широкий круг предприятий и институтов Миннефтхимпрома СССР. В начале 70-х годов за короткое время были смонтированы опытная, а затем и опытно-промышленная установки. В соответствии с новой технологией, разработанной ВНИИОС, был выполнен большой комплекс работ по совершенствованию отдельных технологических стадий процесса, созданию новых более эффективных катализаторов и организации их производства. Все это позволило к 1982 году повысить проектную мощность опытно-промышленной установки в полтора раза, понизить себестоимость синтина и определить пути ее дальнейшего снижения. Благодаря этому, синтин начал широко использоваться в ракетно-космической технике, а в 1983 году был принят в качестве штатного горючего. Однако, стоимость его оставалась очень высокой.

Дальнейшее существенное снижение стоимости синтина могло быть достигнуто только за счет использования промежуточных продуктов его производства в качестве сырья для получения аллилового спирта, глицидола, глицерина, эпихлоргидрина, ацетопропилового спирта, различных аллиловых и глицидиловых эфиров и др. Производство этих соединений ранее осуществлялось в нефтехимической промышленности в ограниченных масштабах, а в последние годы совсем прекратилось, хотя потребность в них имеется.

В начале 90-х годов была, в основном, смонтирована, но не введена в эксплуатацию промышленная установка, где кроме синтина, предусматривалось производство побочных продуктов для нужд народного хозяйства. В настоящее время опытно-промышленная установка демонтирована, а по промышленной установке ведутся поиски путей использования ее отдельных узлов для получения выше перечисленных химических соединений.

СИНТЕЗ ЭФФЕКТИВНЫХ ГОРЮЧИХ ЖРД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КАТАЛИТИЧЕСКОГО МЕТАТЕЗИСА ОЛЕФИНОВ В КАЧЕСТВЕ КЛЮЧЕВОЙ РЕАКЦИИ

*Е.Ш.Финкельштейн, М.Л.Грингольц,
Е.Б.Портных (ИНХС РАН им. А.В.Топчиева),
В.С.Ануфриев, С.П.Черных (ОАО ВНИИОС),
Б.С.Стрельчик (НК НК, Самара),
Ф.Ю.Челькис (ОАО Энергомаш им. В.П.Глушко)*

Разработана общая стратегия каталитического синтеза циклобутановых углеводородов с заданным количеством четырехчленных колец на основе доступных олефинов нефтехимического происхождения - этилена, бутадиена, аллена и метилениклубутана. Предлагаемый синтетический подход включает

комбинацию из 4-х реакций - (2+2)_г- циклоприсоединения, олефинового метатезиса, изомеризации двойной связи и гидрирования, использующихся в том или ином порядке, в полном комплекте или частично, в зависимости от структуры целевого углеводорода. Оценены основные физико-химические характеристики синтезированных циклобутановых углеводородов, определяющие их пригодность в качестве горючих ЖРД с повышенным запасом энергии. В результате показано, что дициклобутил удовлетворяет всем требованиям, предъявляемым к таким горючим.

Разработана технология синтеза дициклобутила, применимая к ряду других углеводородов циклопропанового и циклобутанового ряда.

ОБ УСТАНОВЛЕНИИ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ ДЛЯ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ УГЛЕВОДОРОДНЫХ ГОРЮЧИХ ЖРД

*В.С.Ануфриев, С.П.Черных, (ОАО ВНИИОС),
Р.К.Иванов, М.М.Ковалевский (АКК «Воздушный старт»),
Ф.Ю.Челькис (НПО «Энергомаш»)*

Поисковые исследования в области перспективных УВГ, в дополнение к анализу их ожидаемой энергетической эффективности, требуют установления приемлемых граничных условий их экономических характеристик.

Проработки в этом направлении должны исходить из абсолютной и относительной масштабности применения перспективного горючего – класса изделия и числа его ступеней, расхода горючего на единицу прироста полезного груза, квалификационные и слаточные испытания двигателей, удельные затраты на создание промышленного производства и др.

Методически эти проработки могут проводиться путем совместного анализа и сопоставления сроков окупаемости затрат производителя и потребителя по отдельным вариантам горючих, в определенном диапазоне изменения капитальных затрат и себестоимости их производства.

В качестве примера приводятся расчеты по горючим группы «боктан», применительно к изделиям легкого и среднего классов.

НЕТ ПРОРОКА В СВОЕМ ОТЕЧЕСТВЕ

*В.С.Анисимов, Е.А.Гриценко, И.П.Шинкарев
(ОАО СНТК им. Н.Д.Кузнецова)*

Опираясь на высокую стоимость создания и эксплуатации носителей и систем, направленных на исследование и дальнейшее освоение космического пространства рассматривается высокий научно-технический и материальный потенциал, созданный в период 1960 – 1974 годы в СССР для решения задач освоения космического пространства.

Несмотря на их научную и практическую ценность эти достижения не были востребованы в течение всех последующих лет. В 1976 году принимается решение о создании новых двигателей для РН «Энергия» с параметрами близкими к тем, которые были получены при создании двигателей в обеспечение программы Н1-Л3. На это обратили внимание американские специалисты, изучив характеристики двигателя НК-33, представленного на выставке "Авиадвигатели-92".

На примере востребованности двигателя НК-33 зарубежными и российскими ракетными фирмами показано, что:

- - - двигатели НК-33 обладают современными характеристиками;
- - - двигатели НК-33 и НК-43 форсированы по уровню тяги;
- - - двигатель НК-33 может обеспечить перспективные характеристики при работе в составе РН как в стартовых, так и в высотных условиях.

Оглядываясь на историю прошедшего времени в области космического двигателестроения невольно возникает вопрос - «Нет пророка в своем отечестве....».

АНАЛИЗ ПЕРСПЕКТИВНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ РАЗВИТИЯ РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

А.О.Кокин, А.Р.Полянский (МГТУ им.Н.Э.Баумана)

Была проведена работа по анализу перспективных направлений развития ракетного двигателестроения. Основой для данной работы явился отчет по исследовательской практике, проведенной на предприятии РКК «Энергия», по теме «Анализ влияния входных параметров на энергетические характеристики двигательной

установки (на удельный импульс $J_{уд}$)». Данный анализ был проведен с помощью программно-методического обеспечения, разработанного специалистами кафедры Э1 «Ракетные двигатели» МГТУ имени Н.Э.Баумана.

Были рассмотрены ряд перспективных направлений развития ракетного двигателестроения, в частности три типа перспективных ЖРД. Это особо надежный и дешевый в эксплуатации двигатель на топливной паре «кислород + метан», выполненный по «сладкой» схеме (что исключает сажеобразование); это трехкомпонентный двигатель, работающий на топливе $O_2 + H_2 + УВГ$ (углеводородное горючее), как маршевый двигатель перспективных одноступенчатых средств выведения; это также двигатель, либо первых ступеней многоразовых средств выведения, либо перспективных одноступенчатых средств выведения, работающий с использованием сжижаемого и накапливаемого в полете атмосферного воздуха – жидкостно-воздушный реактивный двигатель (ЖВРД).

В докладе были рассмотрены характеристики некоторых топливных пар, которые могут быть использованы в приведенных выше двигателях. Особое внимание было уделено возможному использованию в будущем перспективной топливной пары «кислород + метан». Была отмечена особенность метана, как перспективного горючего для ракетных двигателей, по сравнению с углеводородным горючим типа РГ-1 и жидким водородом.

В докладе приведен также анализ экологической безопасности по влиянию на озоновый слой при использовании трех топливных пар: «кислород + водород», «кислород + керосин», и, в особенности, топливной пары «кислород + метан», при одинаковом давлении в камере $p_k=12,0$ МПа и одинаковой степени расширения сопла, соответствующей $p_a=0,003$ МПа.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ПРОЦЕССОВ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ КАПСУЛИРОВАННЫХ ЧАСТИЦ ГОРЮЧЕГО

В.С.Воробьев, Д.А.Ягодников (МГТУ им.Н.Э.Баумана)

В данной работе разработана математическая модель процессов воспламенения и горения модифицированных частиц металла путем нанесения на их поверхность полимерных покрытий. В качестве металлического горючего и покрытия приняты к рассмотрению алюминий и полиметилметакрилат.

При нагреве частиц учитывается процесс разложения органического покрытия. Считается, что процесс разложения покрытия завершается при достижении толщины покрытия нескольких молекулярных слоев. При этом получается расчетное значение температуры частицы (порядка 700 - 900 К), до которой термостойкое покрытие предохраняет алюминий от окисления и толщина оксидной пленки на поверхности частицы не изменяется. В результате после разложения покрытия толщина оксидной пленки Al_2O_3 практически не изменяется, и ее диффузионное сопротивление оказывается меньшим, чем у частиц исходного металла. Выше этих температур начинается взаимодействие металла с окислительной средой.

Математическая модель процесса включает в себя дифференциальные уравнения баланса тепла и массы частицы, оксидной пленки и полимерного покрытия. Алгоритм численного решения уравнений предусматривает определение изменения по времени температуры частицы, проверку условия существования покрытия и расчет второй (заключительной) стадии воспламенения частицы алюминия, вплоть до перехода к парофазному горению. В качестве критерия последнего принимается условие

достижения частицей температуры плавления оксидной пленки Al_2O_3 ($T_{пл} = 2300$ К), поскольку при этом резко снижаются ее диффузионное сопротивление и прочностные свойства. На стадии парофазного горения дальнейший разогрев частицы не происходит, а скорость изменения радиуса частицы определяется на основе экспериментальных данных горения частиц алюминия в воздухе.

Разработанная программа реализована на алгоритмическом языке *PASCAL* и предназначена для работы в среде *MS DOS* или в среде *WINDOWS* в режиме эмуляции *MS DOS*. Программа работает в диалоговом режиме и предполагает оперативный ввод определенного набора исходных данных. В процессе расчета запрашиваются следующие параметры: размер частиц, толщина покрытия, температура окружающего газа и концентрация в нем молекулярного кислорода.

Данная программа была использована для определения характерных времен разложения покрытия, воспламенения и горения частиц горючего при изменении начальных условий в широких диапазонах.