

УДК 536+537; 621.452+621.454; 621.4+662.767+665.723

Некоторые пути повышения эффективности жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей летательных аппаратов

В.А. Алтунин¹, К.В. Алтунин¹, И.Н. Алиев², М.А. Абдуллин¹,
Н.Б. Давлатов¹, Е.Н. Платонов¹, М.Л. Яновская³

¹ Казанский национальный исследовательский технический университет им. А.Н. Туполева, Казань, 420111, Россия;

² Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет) (МГТУ им. Н.Э. Баумана), Москва, 105005, Россия;

³ ФГУП «Центральный институт авиационного машиностроения им. П.И. Баранова», Москва, 111116, Россия
e-mail: altspacevi@yahoo.com

DOI: 10.34759/TRT-2019-11-10-453-479

Поступила в редакцию 5.08.2019

После доработки 21.09.2019

Принята к публикации 30.09.2019

На основе анализа научно-технической литературы и результатов экспериментальных исследований показаны пути возможного повышения эффективности существующих и перспективных жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих для авиационных, аэрокосмических и космических двигателей и энергетических установок одно- и многоразового использования. Раскрыты новые возможности создания эффективных двигателей летательных аппаратов, работающих на существующих и перспективных горючих.

Ключевые слова: жидкие углеводородные горючие, рубашка охлаждения жидкостного ракетного двигателя, система топливоподдачи воздушно-реактивного двигателя, теплофизические свойства, электростатические поля, осадкообразование, термоакустические автоколебания давления.

Введение

Эффективность горючих для двигателей летательных аппаратов (ЛА) – комплексное понятие, которое включает в себя множество характеристик и свойств: физические и теплофизические свойства (плотность и термические коэффициенты, давление насыщенных паров, теплопроводность, вязкость, изобарная теплоемкость, коэффициент диффузии, поверхностное натяжение, акустические свойства, электрические свойства), теплотехнические характеристики (теплота сгорания или энергоемкость, теплопроизводительность, теплота испарения,

средняя теплоемкость, показатель адиабаты, газовая постоянная, энтальпия, хладоресурс), характеристики процесса горения (стехиометрический коэффициент, состав продуктов сгорания, температура продуктов сгорания, нормальная скорость распространения пламени, концентрационные пределы распространения пламени, энергия воспламенения, температурные пределы образования горючих смесей, температура и период задержки самовоспламенения, дымление и излучение, нагар), эксплуатационные свойства (термоокислительная стабильность, противоизносные свойства, совместимость с конструкционными материалами,

резинотехническими изделиями и герметиками, коррозионная агрессивность продуктов сгорания, токсикологические свойства реактивных топлив и правила обращения с ними), экологические и экономические характеристики.

Для повышения эффективности горючих, очевидно, необходимо:

- проводить анализ существующих горючих и выбирать среди них наиболее эффективные;

- повышать эффективность существующих горючих повышением качества переработки нефтегазового сырья на нефте- и газоперерабатывающих заводах, смешением различных существующих горючих и получением нового горючего с новыми характеристиками, внедрением различных неметаллических присадок и добавок, внедрением металлических добавок, внедрением совместно неметаллических присадок и добавок с металлическими добавками и др. варианты;

- создавать новые (природные и синтетические) эффективные горючие.

Эффективность двигателей ЛА – это понятие тоже является комплексным и включает в себя надежность, ресурс, безопасность, выживаемость, неуязвимость, экологичность и экономичность, а также оптимальные (весовые, габаритные, тяговые и др.) соотношения системы «топливо–двигатель». Эффективность двигателей ЛА, в первую очередь, зависит от эффективности горючих (окислителей и топлив), а во вторую очередь – от эффективности конструкции двигателя, его агрегатов, деталей и систем.

При создании новых эффективных двигателей и энергоустановок ЛА одно- и многократного использования необходимо всесторонне и комплексно учитывать сложные термодинамические условия, в которых находятся горючие и топлива, а также особенности их тепловых процессов при докритических, критических и сверхкритических параметрах по давлению и температуре.

Целью данной статьи является разработка новых путей повышения эффективности горючих и двигателей ЛА наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования одно- и многократного использования.

Для более полного раскрытия аномальных тепловых процессов в топливно-охлаждающих системах двигателей и энергоустановок (ЭУ) далее необходимо рассмотреть их позитивные и негативные особенности.

1. Особенности тепловых процессов в жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих

1.1. Процессы увеличения коэффициента теплоотдачи к жидкими газообразным горючим и охладителям

Экспериментально было установлено [1–22], что:

- в жидких углеводородных горючих и охладителях существуют зоны критических давлений, в которых по-особому изменяются их теплофизические свойства, например, в керосине марки ТС-1 $p_{кр} = (1.6–2.2)$ МПа, в нафтиле $p_{кр} = (1.8–2.4)$ МПа;

- из-за влияния теплофизических свойств жидких углеводородных горючих и охладителей в этих зонах коэффициент теплоотдачи самопроизвольно увеличивается в 2–3 раза в условиях естественной конвекции, а при вынужденной конвекции значения коэффициента теплоотдачи будут несколько уменьшаться при повышении скорости прокачки; этот эффект можно использовать при создании новых и перспективных систем охлаждения двигателей и ЭУ ЛА [17–22];

- в газообразном метане в условиях его естественной конвекции повышение давления в экспериментальной бомбе приводит к понижению температуры нагреваемой металлической пластинки, т.е. к повышению коэффициента теплоотдачи; в условиях вынужденной конвекции этот коэффициент несколько уменьшается из-за массовой скорости прокачки газообразного метана;

- магнитные поля при любых давлениях не влияют на увеличение коэффициента теплоотдачи к жидким и газообразным углеводородным горючим и охладителям при их естественной и вынужденной конвекции;

- электростатические поля способствуют значительному увеличению коэффициента теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям: в зоне критических давлений в условиях естественной конвекции до 650%, а при вынужденной – эти значения начинают уменьшаться в зависимости от скорости их прокачки; к газообразным углеводородным горючим (к газообразному метану) – при естественной конвекции метана – до 190%, при вы-

нужденной конвекции эти значения также начинают уменьшаться с увеличением массовой скорости его прокачки; эти уникальные результаты экспериментальных исследований можно использовать при создании новых двигателей и ЭУ ЛА повышенных характеристик [17, 18, 21, 22].

В жидких и газообразных азотосодержащих горючих и охладителях эти тепловые процессы без влияния электростатических полей изучены и исследованы недостаточно полно, а с влиянием электростатических полей – вообще не изучены и не исследованы.

В жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях при их нагреве происходит негативный процесс осадкообразования, что подробнее будет рассмотрено далее.

1.2. Негативный процесс осадкообразования и способы борьбы с ним

Анализ эксплуатации авиационно-космической техники показывает, что в различных двигателях и ЭУ ЛА на жидких углеводородных горючих и охладителях в системах топливopодачи и охлаждения происходит негативный процесс осадкообразования, который является аномальным и очень опасным [1–43].

Например, в жидкостных ракетных двигателях (ЖРД), в ЖРД многократного использования (ЖРДМИ) и ЭУ через 1–3 минуты после запуска внутренние стенки каналов рубашки охлаждения покрываются слоем твердого углеродистого осадка (δ_{oc}). Из-за этого происходит неожиданный, несанкционированный и быстрый нагрев стенок рубашек охлаждения с дальнейшим их перегревом, прогаром и взрывом. Кроме того, частичное закоксовывание топливно-охлаждающих каналов и форсунок ЖРДМИ приводит к частичной потере тяги, к необходимости увеличения времени работы и числа запусков ЖРДМИ (с целью достижения необходимого импульса тяги и выполнения запланированного или внепланового маневра космического ЛА или космической станции на орбите), что влечет за собой увеличение расхода бортовых запасов горючего и окислителя, невыполнение в срок поставленных полетных заданий и др. Полное закоксовывание приводит к полной потере тяги, к аварийным ситуациям, связанным с образованием течи горючего, к пожарам и взрывам, а также к невыполнению полетных заданий.

В воздушно-реактивных двигателях (ВРД), в газотурбинных двигателях (ГТД), в гибридных (ЖРД+ВРД) двигателях аэрокосмического назначения и других ЭУ одно- и многократного использования негативный процесс осадкообразования способствует частичному или полному закоксовыванию топливных каналов, фильтров и форсунок. Частичное закоксовывание, например, даже только одной форсунки приводит к нерасчетному струйному распылу с дальнейшим прогаром жаровой трубы, пожаром и взрывом, а частичное закоксовывание нескольких форсунок приводит к частичной потере тяги, полное закоксовывание – к полной потере тяги, к образованию течи в системе топливopодачи, к пожару и взрыву. Известно, что через 900 часов (циклов) работы ВРД, например марки НК-8-2У самолета Ту-154, происходит полное закоксовывание штатных форсунок, кроме того твердый углеродистый осадок на деталях системы управления двигателем приводит к их заеданию и заклиниванию с дальнейшей неуправляемостью и разносом двигателя, с дальнейшей аварией всего ЛА. Это в полной мере касается и аэрокосмических двигателей и ЭУ.

Известно [3, 5–8, 10, 11, 13, 15, 16, 19–43], что при температуре до 40 °С (313 К) жидкие углеводородные горючие и охладители являются диэлектриками, при повышении температуры более 40 °С (313 К) они становятся электропроводными средами, так как в них появляются положительно и отрицательно заряженные частички. При нагреве этих горючих и охладителей до температуры более 100 °С (373 К) в них появляются диполи, которые активно участвуют в процессе осадкообразования.

Экспериментально установлено, что в газообразных углеводородных горючих и охладителях, например в газообразном метане, скорость осадкообразования в 10 раз меньше, чем в жидких, а осадок имеет рыхлую структуру серого цвета.

Один из существующих способов предотвращения осадкообразования в двигателях и ЭУ ЛА различного базирования и назначения – это внедрение в жидкие углеводородные горючие и охладители на нефтеперерабатывающих заводах антиокислительных и антиосадкообразующих присадок, но они предотвращают осадкообразование только до температуры 473 К, а при больших температурах осадок продолжа-

ет возникать и расти, особенно на металлических нагреваемых поверхностях, контактируемых с этими горючими и охладителями, поэтому разработка новых способов борьбы с этим негативным процессом является актуальной задачей.

Авторами работ [3, 13] установлено:

– если нагреваемая металлическая поверхность выполнена в виде конической кольцевой или конической резьбы (для трубок) или в виде конусного оребрения (для плоских поверхностей), то рост твердого углеродистого осадка прекращается на высоте зубьев 3–5 мм при любых давлениях (это новый способ ограничения углеродистого осадка, см. патент РФ на изобретение авторов статьи №2289078);

– если нагреваемую ответственную деталь охлаждать до температуры 100 °С (373 К) и ниже, то осадок на ее поверхности не образуется при любых давлениях (это новый способ предотвращения углеродистого осадка, см. патенты РФ на изобретения авторов статьи № 2447362, 2388966);

– если есть возможность конструктивного переноса нагреваемой детали, например форсуночного фильтра, в другую зону (без ущерба технологических и технических процессов), где температура менее 100 °С (373 К), то осадок на ее поверхности будет предотвращен (это новый способ предотвращения углеродистого осадка, см. патент РФ на изобретение авторов статьи № 2388966);

– магнитные поля очень слабо влияют на предотвращение осадкообразования в жидких углеводородных горючих и охладителях, а в газообразных (например в газообразном метане) вообще не влияют при любых давлениях;

– электростатические поля способствуют борьбе с осадкообразованием в жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителях при любых давлениях: если электростатические поля включать одновременно с началом работы двигателя или ЭУ, а выключать после их останова и охлаждения до температуры 100 °С (373 К), то будет обеспечиваться полное предотвращение осадкообразования (это новый способ предотвращения осадкообразования); если электростатические поля включить через некоторое время после начала работы двигателя или ЭУ, а выключить после их останова и охлаждения до температуры 100 °С (373 К), то

на нагреваемых деталях появится осадок, но его дальнейший рост будет заторможен влиянием электростатических полей (это новый способ ограничения роста осадка); если электростатические поля включать в импульсном режиме (со сменой или без смены полярностей на рабочих соосных иглах) с различными интервалами (даже с малой длительностью 0.5–5 с), то осадок все-таки будет появляться (это новый способ уменьшения роста осадка при помощи электростатических полей); (см. патенты РФ на изобретения авторов статьи №2155910, 2212364, 2287715, 2215671, 2452896, 2213291, 2482413, 2504843 и др.);

Авторами работ [3, 13] проведена полная классификация способов и методов борьбы с осадкообразованием, которые разделены на существующие и перспективные, на способы и методы по удалению осадка, по его ограничению, уменьшению и предотвращению (без влияния электростатических полей, с их влиянием, гибридно).

Гораздо легче, безопаснее и экономичнее предотвращать этот негативный процесс, чем вести запоздалую борьбу по его удалению. Данный негативный процесс необходимо учитывать уже на ранней стадии проектирования и создания двигателей и ЭУ одно- и многофазового использования для ЛА наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

Далее рассмотрим следующий аномальный тепловой эффект – термоакустические автоколебания давления.

1.3. Термоакустические автоколебания давления и способы борьбы с ними

Экспериментально установлено [3, 13], что термоакустические автоколебания (ТААК) давления в ЖРД и ЭУ одно- и многофазового использования на жидких углеводородных горючих и охладителях приводят к следующим аномальным тепловым процессам:

– к увеличению коэффициента теплоотдачи на 40% (это позитивный процесс);

– к возникновению локально-чередующихся зон перегревов и прогаров стенок рубашки охлаждения с дальнейшим пожаром и взрывом (это негативный процесс);

– к цикличному процессу откалывания и дальнейшего роста твердых углеродистых отложений (это одновременно позитивный и

негативный процесс, так как связан с автоматической очисткой топливно-охлаждающих каналов от осадков при работающем двигателе, в том числе и на космической орбите (позитивный процесс), с частичным и полным засорением топливно-охлаждающей системы отколовшимися твердыми углеродистыми осадками (негативный процесс), с дальнейшим ростом нового слоя твердого углеродистого осадка (негативный процесс).

Необходимо отметить, что термоакустические автоколебания давления могут возникать не только в каналах рубашек охлаждения ЖРД, ЭУ одно- и многократного использования на жидких углеводородных горючих и охладителях (например, ТС-1, РГ-1 и др.), но и на любых других жидких горючих (например, на азотосодержащем горючем – гидразине, на его гомологах и производных, а также на сжиженном природном газе – метане) и других жидких горючих и их смесях.

Авторами работ [3–17] на основе результатов экспериментальных исследований разработаны и запатентованы новые способы борьбы с ТААК давления в двигателях и ЭУ ЛА различного назначения и базирования:

– без применения электростатических полей: путем создания дополнительной рубашки охлаждения в зоне критического сечения сопла ЖРД, ЖРДМИ (пассивный (конструктивный) метод); путем оперативного изменения скорости прокачки жидкого углеводородного горючего (охладителя) и давления в топливно-охлаждающей системе (активный метод); путем создания утолщений стенок каналов рубашки охлаждения в области критического сечения сопла – в зонах возникновения локально-чередующихся перегревов (до покраснения) и прогаров (пассивный (конструктивный) метод) и др.;

– с применением электростатических полей: экспериментально обнаружено [13], что эти поля подавляют зарождение и рост паровых пузырей и тепловых свилей при кипении (при докритических давлениях), псевдопузырей и псевдосвилей при псевдокипении (при критических и сверхкритических давлениях), которые являются главными факторами возникновения термоакустических автоколебаний давления, т.е. электростатические поля предотвращают появление таких колебаний давления, поэтому возможно создание рабочих участков с элект-

ростатическими полями внутри каналов рубашек охлаждения ЖРД, ЖРДМИ (активно-пассивный способ);

– гибридный – одновременное применение предыдущих двух способов.

Большое значение для повышения эффективности двигателей и ЭУ различного назначения и базирования имеют способы увеличения эффективности штатных существующих жидких ракетных горючих, окислителей и топлив путем введения в них различных присадок и добавок, что будет рассмотрено далее.

2. Способы повышения эффективности ЖРД и ЭУ за счет увеличения эффективности существующих штатных жидких ракетных горючих, окислителей и топлив

2.1. Повышение эффективности внедрением в углеводородные и другие горючие различных присадок на нефтегазоперерабатывающих заводах – это, например, следующие присадки: антиокислительные (в том числе и для повышения термоокислительной стабильности углеводородного реактивного топлива, т.е. для улучшения его высокотемпературных свойств, повышения температуры начала разложения и начала образования осадков), противоизносные, антикоррозионные, противоводокристаллизационные, антиэлектростатические, антиагарные, противотурбулентные, антиосадкообразующие, стабилизаторы, активаторы воспламенения, вещества (депрессаторы), понижающие температуру замерзания и др. [1–49], (см. патенты РФ на изобретения №2259388, 2188329, 2178338, 2288207, 2484123, 2584947, 2525239, 2133851, 2104295, 734246, 2562611, 244560, 2461604, 2485081, 2309140, 2442010, 2521429, 2486229, 2529035, 2512083, 2505551, 2502790, 2443668, 2526620, 2515238, 2305127 и др.; патенты США на изобретения №5509944, 4689051); данные присадки могут вводиться в горючие в виде нано-материалов (растворимых нано-порошков), а также в виде растворов или в виде суспензий.

Большое значение имеют присадки для улучшения высокотемпературных свойств углеводородного реактивного топлива, в том числе для повышения термоокислительной стабильности, т.е. для повышения температуры начала разложения и образования осадков;

например, присадка (см. патент РФ на изобретение №2372382) позволяет увеличить допустимую температуру безопасного и надежного применения жидких углеводородных горючих (охладителей) марки ТС-1 и РТ при сохранении стандартных показателей на 80–100 °С, т.е. максимально, например для ТС-1, до 180–200 °С, ввод присадки осуществляется в заводских условиях на нефтеперерабатывающих заводах.

Также необходимо отметить новую жидкую присадку к жидким углеводородным горючим (охладителям) (см. патент на изобретение РФ №2527918) – это присадка, состоящая из раствора высокомолекулярного полиизобутилена, позволяет повысить эффективность ЖРД, ЖРДМИ (увеличить полезную нагрузку с возможностью выведения на орбиту увеличенного груза), а также внести конструктивные изменения в турбонасосный агрегат (подрезать крыльчатку насоса горючего, чтобы оптимизировать значения массового соотношения компонентов, уменьшить вес ЖРД и др.).

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как различные жидкие горючие с внедренными присадками уже много лет эффективно используются при эксплуатации наземной, авиационной, аэрокосмической и космической техники, но научные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжают.

2.2. Повышение эффективности внедрением в горючие, окислители и топлива различных энергетических металлизированных добавок [1–49] (см. патенты на изобретения РФ №2442010, 2521429, 2178338, 2570913, 2133851, 2529035, 2188329, 2513850, 2526620 и др.) в виде металлизированных нано-дисперсных порошков следующими способами.

Первый способ. В топливную систему после бака горючего непосредственно перед включением в работу ЖРД, ЖРДМИ (в земных и космических условиях в ходе орбитального полёта космического или аэрокосмического ЛА) вводятся нано-дисперсные порошки, например, лития, бериллия, чистого алюминия и его сплавов, магния, циркония, титана, нержавеющей стали и др.; наибольшее применение и эффективность нашли порошки из алюминия и его сплавов. Внедрение металлизированных добавок в таком виде непосредственно в бак горючего является

неприемлемым, так как через некоторое малое время все металлизированные частицы осядут на дне бака, т.е. будет неравномерное их распределение в объеме всего горючего, что вызовет большие трудности при обеспечении эффективной работы ЖРД, ЖРДМИ. Поэтому вводят так называемые металлизированные суспензии – смесь жидкости (например жидкого углеводородного горючего и др.) с металлическими добавками.

Второй способ. Непосредственно в камеру сгорания в ходе работы ЖРД, ЖРДМИ вводится псевдожидкий компонент, состоящий из металлизированного порошка, который флюидизируется газом высокого давления и подается подобно кипящей жидкости в камеру сгорания через специальные форсунки. Трудность реализации этого способа заключается в усложнении конструкции двигателя и в необходимости создания системы подачи порошкообразного компонента с чрезвычайно высоким входным давлением, потому что давление в камерах сгорания современных ЖРД, ЖРДМИ достаточно высоко и находится в диапазоне 7.0–25.0 МПа.

Третий способ. В период подготовки к полету жидкие горючие подвергают гелированию, что позволяет решить задачи:

- создание хранимой однородной суспензии металлов в жидких компонентах топлива;
- увеличение срока хранения компонентов, в том числе и криогенных, в космическом пространстве;
- отсутствие фазовых изменений при повышении температуры, благодаря чему топливо сохраняет агрегативную стабильность в широком диапазоне температур окружающей среды;
- улучшение эксплуатационных характеристик топлив: повышение удельного импульса (у гелированных топлив удельный импульс, как правило, больше, чем у обычных жидких), повышение пожаробезопасности, снижение потерь на испарение и утечки и др.

Гелируют жидкие топлива введением в них специальных добавок. Обычно используют химически активные или механические гелеобразователи. В статических условиях при небольших нагрузках и умеренных температурах гель ведет себя подобно твердому телу: его течение начинается после приложения сдвиговых напряжений, достаточных для разрушения структуры; после снятия нагрузки происходит

восстановление разрушенной структуры в результате столкновения частиц в броуновском движении. Это свойство геля разрушаться при сдвиге и вновь восстанавливаться в статических условиях называется тиксотропией. Горючие, окислители и топлива с таким свойством называются тиксотропными, а также гелеобразными, суспензионными, желеобразными, полужидкими, полутвердыми или пастообразными. При движении по трактам системы топливоподдачи и охлаждения гелированное горючее ведёт себя как обычное жидкое ракетное горючее.

Гелировать можно горючее (или какой-либо его компонент(ы)), окислитель (или его какой-либо компонент(ы)), а также – одновременно и совместно – горючее и окислитель (и их компоненты – в различных вариациях). Гелированием в ракетной технике получают и гелеобразные ракетные монотоплива (гидразин, перекись водорода, окись этилена, органические нитраты и др.). Теплопроизводительность этих топлив (до гелирования) не превышает 1000 ккал/кг, поэтому они нашли применение лишь как вспомогательные топлива для целей управления и ориентации ракетных систем, космических аппаратов и др. Среди монотоплив для ракетных двигателей особое место занимают гелеобразные топлива, содержащие в своем составе горючее и окислитель.

Для получения гелеобразных топлив обычно используются химически активные и механически диспергированные твердые гелеобразователи – это высшие жирные кислоты и их соли, высокомолекулярные соединения (полимеры) и тяжелые углеводороды, а также тонкоизмельченные силикагель, сажа, соединения металлов. Для гелирования ракетных горючих наиболее эффективно используются легкие металлы и их гидриды (см. патент США №3516879). Использование добавок легких металлов и их гидридов обеспечивает существенное повышение энергетических характеристик жидких ракетных топлив. В этом случае простейшим решением проблемы обеспечения устойчивости топлива при механических и тепловых воздействиях является загущение жидкого топлива. Недостаточная теплопроизводительность монотоплив ограничивала возможность их использования для более мощных ракетных двигателей. Для получения монотоплив с большей теплопроизводи-

тельностью были разработаны гелеобразные топлива с добавками частиц металла.

В настоящее время известны следующие гелеобразные топлива, содержащие алюминий, полученные путем загущения слабых окислителей и введения в них тонко измельченного металла.

К таким топливам можно отнести, например, $C(NO_2)_4$ -Al+загуститель, CH_3NO_3 -Al+загуститель, а также гелеобразное монотопливо, представляющее собой 10–30% суспензию Be, B, Al или Mg в $C(NO_2)_4$ (тетранитрометане), загущенном войлочными волокнами и полидифтораминоорганическим соединением.

В изобретении (см. патент на изобретение РФ №2309140) предлагается способ получения гелеобразного ракетного монотоплива путем диспергирования алюминия (где алюминий является горючим с размером частиц до 0.15 мкм), смешения его с жидким окислителем – тетраоксидом азота N_2O_4 , причем последний используют в количестве, достаточном для образования на поверхностях частиц алюминия слоя N_2O_4 толщиной 0.06 мкм, обеспечивающего полное сгорание алюминия, что при сжигании в ЖРД, ЖРДМИ обеспечивает получение удельного импульса, близкого к 400 с.

В качестве примера гелеобразного компонента также можно назвать алюмизин; его состав в массовых долях следующий: гидразин – 65.5%, алюминий – 33%, гелирующая добавка (модифицированная полиакриловая кислота) – 0.5%; плотность такого горючего по сравнению с чистым гидразином повышается с 1000 кг/м³ до 1270 кг/м³; одновременно возрастает его низшая массовая теплота сгорания.

Так же для гелеобразования могут быть использованы следующие добавки:

– в виде гидридов металлов: гидрида лития, бериллия, магния, алюминия, циркония, комплексных гидридов металлов и др.; ввод в виде растворов осуществляется в баки горючего ЖРД, ЖРДМИ перед стартом;

– в виде гидридов фуллеренов. В этом случае неметаллическая углеродная структура фуллерена является носителем внутри себя присоединённых металлов; ввод в виде растворов осуществляется в баки горючего ЖРД, ЖРДМИ перед стартом. Гидриды фуллеренов – это новый класс производных фуллеренов, они образуются при восстановлении фуллеренов водо-

родом, возможны соединения с различными металлами. В настоящее время известны гидриды фуллеренов состава $C_{60}H_x$ ($x = 2, 4, 18, 32, 36-50, 42-44$); $C_{60}H_{36}$ – это наиболее стабильный гидрофуллерен, температура его разложения равна $350\text{ }^\circ\text{C}$ и выше; в перспективе может применяться в жидких, полужидких и твердых ракетных горючих и топливах – для повышения их различных свойств.

Такие энергетические металлизированные добавки часто называют третьим компонентом жидкого ракетного топлива, а само горючее (топливо) – энергоемким горючим (топливом).

В настоящее время разработаны, испытаны и частично применяются следующие энергоемкие суспензионные тиксотропные металлизированные горючие, созданные, например, при смешении горючего марки Т-6 с металлизированными добавками: Al , AlB_2 и другие горючие.

Данный способ является существующим и перспективным одновременно, широкого внедрения он пока не получил, а научно-экспериментальные исследования еще продолжаются.

2.3. Внедрение в горючие различных энергетических неметаллизированных добавок. Добавки вводятся в виде растворимых порошков, их концентрированных растворов, жидкостей или гелирования при подготовке к полету [1–49]. В качестве добавок могут использоваться:

- аммиак, его растворы (см. патент на изобретение РФ №2461604 и др.) – это существующий и перспективный способ, он уже широко внедрен для создания жидких и твердых горючих (и топлив) с улучшенными новыми свойствами, но исследования продолжаются;

- бор (см. патент на изобретение РФ №2521429 и др.) – в настоящее время создано и частично применяется суспензионное тиксотропное неметаллизированное горючее «Т-6+В»; это существующий и перспективный способ одновременно, широкого внедрения он пока не получил, а научно-экспериментальные исследования еще продолжаются;

- производные бора (бороводороды или бораны, или гидриды боров, их еще называют борсодержащими компонентами энергоемких горючих) (см. патенты на изобретения РФ №2521429, 2570910, 2570911, 2570913, 2513850, 2584947 и др.) – это такие вещества, как, например, диборан, пентаборан, декаборан, тетраборан, изопротилметакаборан, пропи-

пентаборан, этилентаборан и др. Это существующий и перспективный способ одновременно, широкого внедрения он пока не получил, а научно-экспериментальные исследования еще продолжаются;

- этилен – эту неметаллическую добавку вводят в сжиженный природный газ метан для получения новых повышенных свойств топлива «метан–кислород» (см. патент на изобретение РФ №2180050), в результате чего, например, возможно уменьшить массу всего аэрокосмического или космического ЛА (ракеты-носителя) на 2% и, соответственно, увеличить массу выводимого на орбиту полезного груза на 6.5% (по сравнению с топливом «керосин–кислород» масса полезного груза увеличится на 7.5%); это перспективный способ, научные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжаются;

- технический углерод – в настоящее время создано и частично применяется суспензионное тиксотропное неметаллизированное горючее: «Т-6 + Углерод»; это существующий и перспективный способ одновременно, широкого внедрения он пока не получил, а научно-экспериментальные исследования с различными жидкими горючими, в том числе и с жидкими углеводородными горючими, еще продолжаются;

- различные углеродные наночастицы – фуллерены, например, марок C_{60} , C_{70} , C_{84} , в жидкие углеводородные горючие и охладители: например, в ТС-1, РГ-1 и в др., (см. патенты на изобретения РФ №2299232 и др.; патенты на изобретения США №5611824, 5234475).

Существуют следующие варианты использования и ввода чистых сухих фуллеренов в жидкие углеводородные горючие (охладители).

Первый вариант: в жидкое углеводородное горючее (охладитель) вводят присадки в виде сухих фуллеренов или производных фуллеренов C_{60} , C_{70} и других с трехмерной структурой молекулы или их смеси для увеличения плотности углеводородного топлива, что обеспечивает увеличение соотношения энергия–объем в реактивных двигателях, в том числе и в ЖРД, ЖРДМИ, в ЖРД малой тяги одно- и многократного использования, и др. При этом известно, что фуллерены являются чистыми углеродами, имеют большое теплосодержание и, соответственно, большую энергоемкость и относительно высокую плотность (1.5–1.8 г/мм), причем фул-

лерены или производные фуллеренов как правило сухие, поэтому легко смешиваются с суспензиями углеводородных топлив. Кроме того фуллерены могут быть легко модифицированы для регулирования окисляемости, что в результате приведет к сокращению времени горения в реактивных двигателях. Предлагается три варианта присадок, использующих фуллерены:

1) фуллерены с прикрепленными легко окисляемыми группами, примерами которых могут служить группы алкена, ацетилена, спирта, амина, гидразина, меркаптана, сульфида или альдегида;

2) фуллерены с прикрепленными окисляющими группами, такими как нитро, нитраты, азиды, хлораты, перхлораты или пероксиды;

3) фуллерены с прикрепленными углеводородными группами или их производными, примерами группы этого типа являются прямая или разветвленная цепь углеводородов, а также цепи, включающие азот, кислород или атомы серы.

Второй вариант: присадки в виде различных фуллеренов или их смеси в концентрации от 0.01 до 100 ppm в органическом растворителе, например в толуоле, вводят в жидкие углеводородные горючие (охладители) для повышения их свойств и их идентификации.

Третий вариант: возможно использовать различные комбинации компонентов, представляющих собой нано-комплекс присадки с различными фуллеренами и их смесями.

Необходимо еще раз подчеркнуть:

– чистые сухие фуллерены могут быть внедрены в жидкие углеводородные горючие (охладители): в виде одной марки чистого фуллерена (или C_{60} , или C_{70} , и др.); в виде смесей чистых фуллеренов разных марок в различных комбинациях и процентных содержаниях; в виде одной марки чистого фуллерена, смешанного с различными растворителями и жидкостями; в виде одной марки чистого фуллерена, смешанного с различными растворителями и жидкостями, совместно с другими присадками и добавками; в виде различных смесей чистых фуллеренов, смешанных с растворителями и жидкостями; в виде различных смесей чистых фуллеренов, смешанных с растворителями и жидкостями, совместно с другими присадками и добавками; возможны и другие варианты).

Это существующий и перспективный способ одновременно, широкого внедрения в авиа-

ционную, аэрокосмическую и космическую технику он пока не получил, а научно-экспериментальные исследования по влиянию фуллеренов на теплофизические, термодинамические, теплотехнические и другие свойства жидких УВГ и УВО еще продолжаются;

– чистые сухие фуллерены могут быть внедрены в жидкие азотосодержащие горючие и охладители: например, в чистый гидразин и его производные – гомологи [8–12]; это перспективный способ, так как в настоящее время авторами работы [9] и другими учеными интенсивно ведутся научно-экспериментальные исследования по влиянию чистых сухих фуллеренов (C_{60} , C_{70} , C_{84}) на теплофизические, термодинамические свойства и другие свойства жидкого чистого гидразина и его производных – гомологов; получены положительные результаты, в том числе и по увеличению плотности и других свойств чистого жидкого гидразина, но внедрения результатов исследований в реальную аэрокосмическую и космическую технику пока нет.

2.4. Внедрение в горючее одновременно различных энергетических металлизированных и неметаллизированных добавок [1, 2, 4, 8–12, 23–39, 48, 49] (см. патенты на изобретения РФ №2526620, 2513850 и др.). Добавки в виде растворимых порошков, их концентрированных растворов или гелирования вводятся при подготовке к полету, в ходе (воздушного, аэрокосмического, космического) полета ЛА.

Созданы и частично применяются суспензионные тиксотропные горючие, полученные, например, на основе жидкого углеводородного горючего марки Т-6 и смесей неметаллизированных и металлизированных добавок: «Т-6 + ИПМК + Al + AlB_2 + Углерод».

Разработано новое ракетное топливо (см. патент на изобретение РФ №2513850) «Боразин + окислитель», которое содержит бор и его соединения, а также – боргидрит металла бериллия и бориды металлов: диборан, тетраборан, декаборан, боргидрит бериллия, бориды металлов.

Данный способ одновременно является существующим и перспективным, некоторые новые горючие такого типа уже эксплуатируются в различных ЛА, но массового использования пока нет, а научные исследования продолжаются.

Следующими способами повышения эффективности различных ЖРД, ЭУ являются создание и применение новых штатных энергоемких жидких горючих (топлив).

3. Способы повышения эффективности ЖРД, ЭУ за счет создания и применения новых штатных энергоемких жидких горючих (и топлив)

Предлагаются различные способы повышения эффективности за счет создания и применения энергоемких жидких горючих (и топлив) [1, 2, 4, 8–12, 23–39, 48, 49], (см. патенты на изобретения РФ №2542623, 2527918, 2486229, 2372382, 2484123, 2584947, 2305127, 2562611, 2526620, 2525239, 2512083, 2505551, 2502790, 2463336, 2461604, 2443668, 2515238, 2570910, 2570911, 2521429, 2178338, 2570913, 2443894 и др.).

3.1. Разработка и создание жидких углеводородных компонентов (добавок) для их дальнейшего введения в существующие и перспективные обычные и энергоемкие горючие: это такие компоненты, как, например, метилциклогексан, толуол, изопропилбензол (кумол), изобутилбензол, циклин (это синтин – синтетический углеводород), пенталан, децилин. Данный способ является перспективным, так как научные исследования продолжаются.

3.2. Разработка и создание (на базе существующих и перспективных) новых составных (или многокомпонентных) жидких энергоемких горючих (и топлив):

– составные горючие по системе «перспективное + существующее горючее» – в настоящее время созданы и испытаны жидкие составные борсодержащие горючие: «изопропилметакрбортан (ИПМК) + Толуол», «ИПМК + Нафтил», «ИПМК + Циклин», «ИПМК + Толуол + Циклин», «ИПМК + Т-6», «ИПМК + РЈ-5» и др.; интенсивно ведутся исследования возможности присоединения к существующему жидкому углеводородному горючему (охладителю), например, к РГ-1 (к нафтилу), новых энергоемких горючих. Первые полученные результаты показывают [48], что наибольший эффект от присоединения дают горючие Синтин и Боктан; предложены новые ракетные топлива, которые состоят: из диборана (или тетраборана), гидразина и метана; из борана (или тетраборана), ам-

миака, метана, дисперсного угля или сажи; из гидразина, азотной кислоты, диборана с азотом, боргидрида бериллия, карбида бора, боридов металлов; из гидрида бериллия, диборана, азотной кислоты и метана; предложено новое трёхкомпонентное топливо, которое состоит из криогенного окислителя (сжиженного кислорода), жидкого углеводородного горючего и жидкого водорода, который используется после выработки жидкого углеводородного горючего.

Это перспективный способ, так как исследования возможности создания новых составных горючих на базе различных существующих жидких углеводородных и синтетических горючих совместно с различными новыми энергоёмкими горючими продолжаются, а результаты пока ещё не внедрены в реальные образцы авиационной, аэрокосмической и космической техники;

– составные горючие по системе «перспективное + перспективное горючее» – в настоящее время созданы и испытаны жидкие составные борсодержащие горючие: «ИПМК + изопропилбензол», «ИПМК + изобутилбензол», «ИПМК + пенталан» и др. Это одновременно существующий и перспективный способ, так как некоторые виды таких новых штатных энергоемких горючих (и топлив) частично уже применяются в реальной авиационной, аэрокосмической и космической технике двойного назначения, но всесторонние научно-экспериментальные исследования еще продолжаются.

3.3. Разработка и создание (на базе существующих и перспективных) новых составных жидких энергоемких горючих с различными присадками и добавками [1, 2, 4, 8, 10, 25, 37, 48]; (см. а.с. СССР и патенты на изобретения РФ №212847, 2521429, 2570910, 2570911, 2570913 и др.). Данный способ является перспективным, так как ведутся научные исследования и испытания.

3.4. Эффективная, мало затратная и экономичная разработка, создание, промышленное производство и применение различных фуллеренов (см. патенты на изобретения РФ №2107026, 2272784, 2373992, 2232712, 2455230, 2456233, 2558121, 2626635, 2659972, 2528985, 2299232 и др.). Данный способ является перспективным, так как ведутся научные исследования.

3.5. Разработка новых способов получения на нефтегазоперерабатывающих заводах существующих жидких горючих повышенной чистоты (см. патент на изобретение РФ №2596223 и др.), например, гидразина высокой чистоты и других горючих. Этот способ является существующим и перспективным одновременно, так как создано уже много штатных горючих повышенной чистоты, тем не менее исследования и разработки продолжают.

Далее рассмотрим способы повышения эффективности ЖРД, ЭУ за счет конструктивных изменений, связанных с учетом особенностей тепловых процессов в жидких углеводородных горючих и охладителях.

4. Способы повышения эффективности ЖРД, ЭУ за счет конструктивных дополнений и модернизаций, связанных с учетом изменений теплофизических и термодинамических характеристик и особенностей эксплуатации жидких горючих (и топлив)

4.1. Поддержание зоны критических давлений ($p_{кр}$) в жидких углеводородных горючих и охладителях [3–22] см. патенты на изобретения РФ №2482413 и др.).

Ранее была показана роль зоны критических давлений в повышении коэффициента теплоотдачи к жидким углеводородным горючим и охладителям за счет их теплофизических свойств, а также – роль электростатических полей. Эти экспериментальные и запатентованные данные очень важны, так как могут быть использованы при проектировании и создании эффективных и надежных рубашек охлаждения ЖРД, ЖРДМИ, охлаждаемых форсунок и других нагреваемых и ответственных деталей (для ЖРД, ЖРДМИ, ВРД, ГТД, ЭУ) и др.

Новые системы охлаждения ЖРД, ЖРДМИ могут быть как регенеративного типа, так и отдельного и смешанного, с вынужденной конвекцией или с естественной. Авторами статьи разработаны и запатентованы следующие варианты применения этого аномального теплового эффекта:

– отдельная рубашка охлаждения ЖРД, ЖРДМИ с естественной конвекцией жидкого углеводородного горючего и охладителя при обеспечении (создании и поддержании) зоны критических давлений, без применения элект-

ростатических полей и с их применением; при этом открывается возможность уменьшения нагрузки на турбонасосный агрегат, который будет обеспечивать подачу горючего (и окислителя) только непосредственно в форсуночную головку к форсункам, минуя каналы рубашки охлаждения, т.е. возможны конструктивные изменения с уменьшением мощности, габаритов и веса турбонасосного агрегата, а также с изменением характеристик и рубашки охлаждения, а также всего ЖРД, ЖРДМИ;

– отдельная рубашка охлаждения ЖРД, ЖРДМИ с естественной конвекцией жидкого углеводородного горючего (охладителя) в зоне критических давлений (без применения электростатических полей и с их применением) открывает возможность вообще исключения турбонасосного агрегата (вместе с газогенератором) из конструктивной схемы ЖРД, ЖРДМИ, а подачу горючего и окислителя обеспечивать вытеснительными системами (например, наддувом баков различными газами и др.), т.е. возможны конструктивные изменения, позволяющие уменьшать габаритные и весовые характеристики ЖРД, ЖРДМИ, повышать их надежность, эффективность и другие параметры;

– комбинированная рубашка охлаждения, состоящая из основной (традиционной) рубашки регенеративного охлаждения и дополнительной, расположенной только в области критического сечения сопла на поверхности основной, причем дополнительная рубашка может быть отдельной, с вынужденной или естественной конвекцией, без применения или с применением электростатических полей; дополнительная рубашка охлаждения будет выполнять сразу несколько задач: вести борьбу с термоакустическими колебаниями давления и с негативным процессом осадкообразования в каналах основной рубашки охлаждения, усиливать интенсификацию теплоотдачи, повышать надежность, ресурс и безопасность ЖРД, ЖРДМИ (подробнее этот материал будет раскрыт ниже); применение данных конструктивных схем ЖРД, ЖРДМИ позволит увеличить полезную нагрузку при выведении ЛА на орбиту, повысить ресурс, надежность, безопасность и эффективность ЖРД, ЖРДМИ, ЭУ при их эксплуатации в наземных, воздушных, аэрокосмических и космических условиях.

В разработанных и запатентованных авторах статьи новых конструктивных схемах

наружного (регенеративного или раздельного) охлаждения форсунок ВРД, ГТД и гибридных аэрокосмических двигателей для авиационных и аэрокосмических ЛА также используются в рубашках охлаждения зоны критических давлений, рабочие участки с электростатическими полями – для интенсификации теплоотдачи и борьбы с осадкообразованием внутри рубашки охлаждения, для борьбы с осадкообразованием (охлаждением деталей форсунки и самой форсунки до температуры ниже 100 °С (373 К)) – в самой форсунке.

Применение новых конструктивных схем форсунок для ЖРД, ЖРДМИ, ВРД, ГТД, ЭУ, в которых заложены различные способы борьбы с осадкообразованием, позволит увеличить ресурс, надежность, эффективность, безопасность, выживаемость, экономичность и экологичность двигателей и ЭУ различного назначения и базирования.

Это перспективный способ, так как научно-экспериментальные исследования с жидкими углеводородными горючими (охлаждителями) в условиях их естественной и вынужденной конвекции, с применением и без применения электростатических полей, проведенные авторами статьи, закончились. Ими разработаны новые методики учета и расчета этого аномального теплового эффекта, разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы двигателей, форсунок, фильтров, теплообменных аппаратов и систем для различных двигателей ЛА, но создание и реальные испытания новых опытных образцов наземной, авиационной, аэрокосмической и космической техники одно- и многоразового использования пока еще не проведены.

4.2. Учет возникновения в каналах рубашек охлаждения ЖРД, ЖРДМИ термоакустических автоколебаний давления [3–17] (см. а.с. СССР №1118438; патент на изобретения РФ №2287715 и др.). Ранее был подробно описан аномальный тепловой процесс – термоакустические автоколебания давления, а также способы борьбы с ним.

Авторами статьи разработаны и запатентованы новые способы борьбы с этим явлением (без применения электростатических полей и с их применением, гибридный (одновременное применение предыдущих двух способов)); новые методики учета и расчета возможностей возникновения термоакустических автоколеба-

ний давления в ЖРД, ЖРДМИ; новые конструктивные схемы ЖРД, ЖРДМИ и их рубашек охлаждения, где ведется всесторонняя борьба с термоакустическими автоколебаниями давления и с осадкообразованием и, наоборот, при необходимости искусственно создаются термодинамические условия для возникновения термоакустических автоколебаний давления – для автоматической очистки каналов рубашки охлаждения от твердых углеродистых отложений при работающем двигателе на орбите.

Применение этого позволит создавать новые ЖРД, ЖРДМИ, у которых будут повышены ресурс, надежность, эффективность, безопасность, экономичность и экологичность.

Это перспективный способ, так как по результатам экспериментальных исследований созданы методики учета и расчета термоакустических автоколебаний давления, методики всесторонней борьбы с этим аномальным эффектом, разработаны и запатентованы новые конструктивные схемы ЖРД, ЖРДМИ повышенных характеристик на различных жидких горючих, но внедрений в реальные образцы ракетно-космической техники пока еще нет.

4.3. Учет негативного процесса осадкообразования в топливно-охлаждающих системах ЖРД, ЖРДМИ и других двигателях и ЭУ на углеводородных горючих и охладителях [3, 5–8, 10–35, 38, 40–43] (см. патенты на изобретения РФ №2556091, 2568732, 2289078, 2215671, 2467195, 2213291, 2482413 и др.).

Ранее был подробно описан негативный аномальный процесс осадкообразования в жидких углеводородных горючих и охладителях. Данный негативный процесс необходимо учитывать уже на ранней стадии проектирования и создания двигателей и ЭУ для ЛА различного назначения и базирования.

Было проведено достаточное количество экспериментальных исследований, создано много различных методик учета и расчета процесса осадкообразования, разработаны и запатентованы новые способы борьбы со слоем твердого углеродистого осадка $\delta_{ос}$, новые способы прогнозирования роста осадка, новые конструктивные схемы двигателей и ЭУ ЛА, каналов, форсунок, фильтров, теплообменных аппаратов, где организуется и ведется всесторонняя борьба с осадкообразованием (по его удалению, предотвращению, ограничению и

уменьшению) без применения электростатических полей, с их применением, гибридно.

В работе [17] разработана и запатентована новая конструктивная схема ЖРД, ЖРДМИ на жидких углеводородных горючих и охладителях, в которой:

- организована всесторонняя борьба с осадкообразованием (без применения электростатических полей, с их применением, гибридно), а отколовшиеся частицы твердого осадка автоматически собираются в специальные емкости для дальнейшей утилизации сбросом в открытый космос, дожиганием в сопле ЖРД, ЖРДМИ;

- организована всесторонняя и комплексная борьба с зарождением термоакустических автоколебаний давления;

- организована автоматическая очистка каналов рубашки охлаждения от твердых углеродистых отложений путем искусственного зарождения термоакустических автоколебаний давления в ходе работы ЖРД, ЖРДМИ на орбите (при необходимости).

Если в двигателях и ЭУ ЛА организуется и ведется всесторонняя борьба с осадкообразованием, то в предложенных автором [3] технологиях (см. патент на изобретение РФ №2228456) осадок, наоборот, выращивается искусственно и используется в новом способе защиты ЛА, КЛА от приближающихся объектов (в том числе, и с инфракрасными головками самонаведения): создается ложная тепловая цель многоразового использования, где выращенный осадок дожигается в сопле этого устройства – для повышения его светимости и надежной защиты ЛА.

Применение этого способа позволит создавать новую наземную, воздушную, аэрокосмическую и космическую технику одно- и многоразового использования с повышенными характеристиками по ресурсу, надежности, эффективности, безопасности, неустойчивости, выживаемости, экономичности и экологичности.

Данный способ является существующим и перспективным одновременно, так как в реальной авиационной, аэрокосмической и космической технике до сих пор используются лишь существующие способы и методы борьбы с осадкообразованием, используются частично и неполно или не используются вообще, а новые и перспективные запатентованные методы борь-

бы и конструктивные схемы (каналов, фильтров, форсунок, теплообменников, ЖРД и ЖРДМИ, ВРД, ГТД, ЭУ и др.), к сожалению, пока остаются только на бумаге.

Далее необходимо отдельно рассмотреть способы повышения эффективности ЖРД, микро-ЖРД за счет конструктивных изменений, связанных с новыми технологиями по обеспечению повышенных характеристик.

5. Способы повышения эффективности различных ЖРД, ЖРД малой тяги и микро-ЖРД за счет конструктивных изменений, дополнений и модернизаций, связанных с внедрением новых технологий обеспечения повышенных характеристик по работоспособности, ресурсу, надежности, выживаемости, неустойчивости и безопасности в процессе их работы в ходе воздушного, аэрокосмического и космического полета

5.1. Создание устройств и систем для обеспечения эффективной работы одно- и двухкомпонентных ЖРД малой тяги и микро-ЖРД [1–12, 23, 31, 36, 39, 44, 45, 47, 50, 51] (см. патенты на изобретение РФ №2163685, 2264554, 2041375, 1828685, 2100636, 2117177, 2219363, 2163685, 2192555, 2096647, 2435063, 2183761, 2191278 и др.).

Согласно ГОСТ 17655-89 «Двигатели ракетные жидкостные. Термины и определения» жидкостный ракетный двигатель малой тяги – это ЖРД тягой не более 1600 Н. Он способен работать как в непрерывном, так и в импульсном режиме и используется в качестве исполнительного органа системы управления космическим аппаратом.

Такие двигатели используются в двигательных установках систем точной ориентации, стабилизации и коррекции орбиты аэрокосмического и космического ЛА, для проведения маневров по причаливанию, стыковке и расстыковке с другими аппаратами, для управления безопасным спуском с орбит на Землю различных космических аппаратов, ЛА и их разгонных блоков. Двигатели отличаются стабильностью характеристик, экономичностью, быстродействием, многоразовостью включений, длительностью включений от сотых долей секунды до сотен и тысяч секунд. Эксплуати-

руемые однокомпонентные ЖРД малой тяги одно- и многоразового использования имеют нижний уровень тяги 0.09 Н, а двухкомпонентные – 0.4 Н. Число включений и время работы у них примерно те же, что и у двухкомпонентных. В двигательные установки космических ЛА может входить несколько десятков ЖРД малой тяги многоразового использования, поэтому большое значение имеет снижение габаритных размеров и массы каждого такого двигателя, а также всех агрегатов жидкостной ракетной двигательной установки аэрокосмического или космического ЛА.

По количеству компонентов топлива ЖРД малой тяги одно- и многоразового использования бывают однокомпонентные и двухкомпонентные. Анализ энергомассовых параметров и характеристик двигательных установок с вытеснительной и насосной подачей топлива показал, что в условиях космического пространства и низкого давления в камере сгорания ЖРД малой тяги многоразового использования наиболее оптимальными на сегодняшний день оказываются жидкостные ракетные двигательные установки с вытеснительной системой подачи. В космическом пространстве при низком давлении окружающей среды можно даже при невысоком давлении в камере сгорания получить достаточно высокий удельный импульс тяги за счет значительной степени расширения рабочего тела в сопле.

В однокомпонентных ЖРД малой тяги одно- и многоразового использования применяется тепловая энергия, выделяющаяся при экзотермической реакции разложения однокомпонентного жидкого ракетного топлива. Продукты разложения, нагретые этим теплом до высокой температуры, являются рабочим телом камеры такого типа двигателей. По способу разложения топлива однокомпонентные ЖРД малой тяги одно- и многоразового использования бывают каталитические, термические и термокаталитические. В каталитических превращение топлива в газообразные продукты химической реакции разложения осуществляется с помощью катализатора. В термических превращение топлива в газообразные продукты химической реакции разложения происходит в результате внешнего источника энергии, в качестве которого, например, может использоваться электрическая энергия. В термокаталитических производится

принудительный нагрев катализатора для повышения его химической активности, что приводит к повышению экономичности и улучшению динамических характеристик двигателя. Однокомпонентные ЖРД малой тяги проще двухкомпонентных по конструкции, дешевле и надежнее, но уступают им по удельным и динамическим параметрам. Топливом большинства созданных и эксплуатируемых однокомпонентных ЖРД малой тяги являются гидразин N_2H_4 или перекись водорода H_2O_2 , а точнее – высококонцентрированный пероксид водорода.

В настоящее время разработаны, созданы и внедрены в изделия ракетно-космической техники для различных однокомпонентных ЖРД малой тяги и газогенераторов:

- катализаторы специального назначения: для разложения высококонцентрированного пероксида водорода (К-83С, К-83, К-85, К-86, К-88, К-92, К-95), для разложения гидразина (К-201 и его модификации на основе иридия, К-202У на основе рутения, К-53, К-53А);

- семейства каталитических пакетов разложения: высококонцентрированного пероксида водорода (7.2.000, 7.3.000, 7.4.000, 7.4.000А, 7.5.000, 7.6.000, 7.6.000А); разложения гидразина (С5.70, С5.71, С5.99, ЗР66, С5.216, С5.221);

- газогенератор марки Г.69 для привода ракетного турбовального двигателя многоразового космического корабля «Буран».

В двухкомпонентных ЖРД малой тяги одно- и многоразового использования могут применяться самовоспламеняющиеся и несамовоспламеняющиеся жидкие топлива. В настоящее время двухкомпонентные ЖРД малой тяги на самовоспламеняющемся топливе нашли наибольшее распространение в активных системах управления аэрокосмических и космических ЛА, штатным топливом для них является азотный тетраоксид N_2O_4 (окислитель) и несимметричный диметилгидразин (Гептил) $H_2N-NH(CH_3)_3$ (горючее).

Отечественные ЖРД малой тяги не имеют себе равных; в настоящее время создано 11 типов двигателей тягой от 6 до 2250 Н на двухкомпонентном самовоспламеняющемся топливе и 8 типов на однокомпонентном топливе тягой от 5 до 50 Н.

В двигателях ДОТ-5 и ДОТ-25, работающих на однокомпонентном топливе, используется термокаталитическое разложение гидразина на

проволочном катализаторе, предварительно разогретом электронагревателем до температуры не ниже 350 °С. В двигателях ДОК-10 и ДОК-50 используется каталитическое разложение гидразина. Применяемый катализатор на основе иридия обеспечивает включение без предварительного электроподогрева. Для стабилизации динамических и энергетических характеристик двигателя ДОК-10 и ДОК-50 снабжены электронагревателем, повышающим предпусковую температуру катализатора. Наряду с высокими энергомассовыми характеристиками однокомпонентные двигатели обладают прозрачным факелом, обеспечивающим надежную работу бортовых астрофизических приборов; количество включений – до 55000.

Двухкомпонентные двигатели малой тяги ДСТ-25, ДСТ-100, ДСТ-100А, ДСТ-200, ДСТ-200А и ДМТ-600 работают на традиционных компонентах топлива: АТ+НДМГ. Надежность работы и высокие характеристики обеспечиваются применением камеры сгорания из ниобиевого сплава с защитным покрытием, радиационного и внутреннего пленочного охлаждения. Двигатель ДМТ-600, обладающий камерой сгорания абляционного охлаждения в сочетании с внутренним охлаждением, показал высокие энергомассовые характеристики не только на традиционном горючем, но и на монометилгидразине, применяемом в зарубежной практике, количество включений – до 450000.

Во всех развитых странах мира, в том числе и в России, интенсивно ведутся научно-экспериментальные исследования по созданию эффективных микро-ЖРД многоразового использования, которые стали очень востребованными в наше время из-за бурного развития микро- и нано-спутников различного назначения.

Перспективным планом дальнейшего развития отечественных ЖРД малой тяги и микро-ЖРД можно считать:

- 1) создание более эффективных и экономичных двигателей с повышенными энергомассовыми характеристиками на существующих и перспективных энергоемких жидких горючих, включая сжиженный природный газ;
- 2) увеличение срока службы (эксплуатации) двигателей до 25–30 лет;
- 3) разработку каталитических пакетов разложения высококонцентрированного пероксида водорода нового поколения (для однокомпо-

нентных двигателей) при создании перспективных аэрокосмических и космических ЛА одно- и многоразового использования;

4) разработку новых камер сгорания и сопловых камер с гибридной (наружной и внутренней) системой охлаждения;

5) разработку новых конструктивных схем различных двигателей с применением электростатических полей (в зонах предварительной подготовки горючего, в системах подачи и распыла, в системах зажигания (для негипергольных топлив, т.е. для топлив, которые не самовоспламеняются при смешивании горючего и окислителя), в системах охлаждения);

6) разработку новых конструктивных схем различных двигателей гибридного типа (существующие системы совместно с новыми двигателями с электростатическими полями).

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как он во многом уже внедрён в реальные образцы ракетно-космической техники, но научно-экспериментальные исследования и опытно-конструкторские разработки новых различных ЖРД малой тяги и микро-ЖРД продолжаются.

5.2. Создание способов, систем и устройств наддува и подачи топлива из баков горючего и окислителя [1–24, 31, 34, 46, 47–51] (см. патенты на изобретения РФ №2531832, 2554126, 2443894, 2166661, 2197629, 2143579, 2177070, 2202703, 2211938, 2309092, 2293665, 2197628, 2238424, 2187684, 2190114, 2243408, 2352804, 2152530, 2163685, 2478813, 2311318, 2143579, 2159348, 2158699, 2147344, 2240523, 2455206, 2177070, 2170840, 2170839, 2168050, 2160845, 2159861, 2293665, 2270788, 2189485 и др.). В настоящее время разработаны и широко применяются следующие системы подачи топлива: вытеснительные (перед стартом производят заправку топлива с наддувом баков горючего и окислителя, при работе ЖРД, ЖРДМИ топливо подается за счет его вытеснения из баков различными газами), насосные (топливо подается за счет турбонасосного агрегата), гибридные (топливо подается за счет турбонасосных агрегатов и предварительного наддува). Созданы и запатентованы новые конструктивные схемы, где внесены изменения в штатные конструкции турбонасосных агрегатов, трактов топливоподачи и охлаждения (в том числе и для криогенных топлив и их магистралей (способ захола-

живания при многократных включениях)), баков горючего и окислителя, существуют схемы, где турбонасосный агрегат вообще исключен из ЖРД, ЖРДМИ, это связано, в том числе, и с переводом техники на сжиженный природный газ.

Новые конструктивные и запатентованные схемы позволяют уменьшить габаритно-весовые характеристики двигателей и ЛА, повысить полезную нагрузку (увеличить вес груза, доставляемого на орбиту) и другие параметры.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как многие конструктивные схемы уже давно внедрены в реальные образцы ЛА, но научно-экспериментальные исследования и опытно-конструкторские разработки новых различных ЖРД, их баков и турбонасосных агрегатов продолжаются.

5.3. Создание систем очистки баков и сеток горючего (и окислителя) ЛА, КЛА от их остатков в ходе космического полета (для различных целей) [1–3, 13, 46, 50, 51] (см. патенты на изобретения РФ №2522536, 2028468, 2406856, 2189484, 2196081, 2531832, 2518918, 1817891, 2568732, 2359876, 2290352, 2043955, 2517993, 2562826, 2252332, и др.) путем разработки новых конструктивных схем и способов сбора остатков горючего (и окислителя) в баках КА, КЛА на орбите с дальнейшей их утилизацией. Сбор остатков горючего и окислителя (топлива) в баках КА, КЛА может осуществляться: выдавливанием дополнительными запасами газообразных веществ, газификацией (превращением жидких компонентов топлива в газообразное состояние); нейтрализацией токсичных компонентов топлива на основе азотной кислоты и несимметричного диметилгидразина в отделяющейся части ракеты; сливом оставшихся компонентов топлива в специальную систему каждой отделяющейся части для дальнейшего сжигания в атмосфере в ходе спуска; применением электромагнитных и электростатических полей – этот способ находится в разработке, так как он основан на применении электромагнитных полей внутри баков для сдува газовых пузырей на сетках [46].

Утилизация остатков топлива может осуществляться:

– сбросом (или стравливанием) жидкого топлива в открытый космос (что нежелательно по экологическим соображениям; как правило, сброс осуществляют только в виде продуктов сгорания или газификации топлив);

– сбросом (через специальное сопло в отделяющейся части) продуктов нейтрализации топлива (в газообразном состоянии в открытый космос) с получением дополнительного импульса для управления движением и увода отделяющейся части на орбиту захоронения или на землю;

– сбором и консервацией жидкого топлива внутри баков или в специальных дополнительных емкостях внутри баков (с дальнейшей отправкой на орбиту захоронения, спуском на Землю (для захоронения в акватории океана, для полной утилизации в заводских условиях, для очистки и дальнейшей повторной эксплуатации в космических ЛА или в наземных условиях – для экспериментальных исследований или других хозяйственных нужд);

– дожиганием остатков топлива на орбите: для формирования последнего максимального импульса тяги (возможны варианты: с внедрением в горючее или непосредственно в сопло ЖРД металлизированных и других добавок) с целью увода космического аппарата, аэрокосмического или космического ЛА на дальнюю орбиту захоронения, более точного спуска с орбиты на Землю космического аппарата, аэрокосмического или космического ЛА, разгонных блоков, отделившихся баков и других частей космических аппаратов, аэрокосмических и космических ЛА;

– дожиганием остатков топлива, слитого из баков космического аппарата, аэрокосмического или космического ЛА в космосе в отделяющуюся часть, в специальной камере дожигания (в нижней части ступени) в слоях атмосферы в ходе спуска отделяющейся части на Землю с возможностью управления ее полетом;

– газификацией остатков топлива (в обоих баках) на орбите с помощью системы извлечения и реализации энергетических ресурсов, включающей в свой состав систему газификации остатков топлива, систему реализации газифицированных продуктов, систему управления, в результате чего обеспечивается полная ликвидация остатков жидкого топлива, повышается маневренность космического аппарата, аэрокосмического или космического ЛА или отделившихся частей с возможностью управления полетом при спуске в слоях атмосферы, значительно уменьшается площадь возможного падения возвращаемого изделия, его ступеней или частей, уменьшается количество космичес-

кого мусора, снижается высота начала разрушения корпуса отделяющейся части верхних ступеней при их спуске в атмосфере из-за отсутствия подвижных масс остатков топлива (возмущения), что приводит к резкому сокращению района падения несгоревших фрагментов. Возможны способы повышения точности маневрирования путём придания закрутки отделившимся частям вокруг своей оси за счет срабатывания твердотопливных двигателей с дальнейшим их уводом или на орбиту захоронения, или с орбиты на Землю.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как научно-экспериментальные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжаются.

5.4. Создание систем дегазации жидкого топлива в баке двигательной установки КА, КЛА [1, 2, 11] (см. патент на изобретение РФ №2171907 и др.). В двигательных установках ряда космических аппаратов (например, спускаемых аппаратов космических кораблей серии «Союз») используется однокомпонентное жидкое топливо – пероксид водорода, вещество, склонное к саморазложению в процессе хранения при нормальных температурных условиях (выше 0 °С) с выделением газообразного кислорода. Прохождение через включенные двигатели газообразного кислорода, образовавшегося в жидкостной полости бака, ограниченной разделительной оболочкой, приводит к резкому уменьшению тяги двигателей. Одновременное прохождение определенного количества газа через двигатели может привести к срыву динамических режимов управления спускаемым космическим аппаратом. Чтобы исключить срыв динамических режимов в процессе управления спуском приходится ограничивать длительность полета корабля. Дегазация топлива в баках двигательной установки спускаемого космического аппарата позволяет без изменения конструкции исключить снижение тяги при работе двигателей из-за попадания на их вход газовых включений и таким образом увеличить длительность полета космического корабля.

При дегазации жидкого топлива в баке двигательной установки космического аппарата, включающем сообщение топливу ускорения, временную задержку для сепарации газовых пузырей и сброс отсепарированного газа за пределы космического аппарата, используют

перегрузку, возникающую при спуске в начале аэродинамического торможения космического аппарата в атмосфере планеты, при этом космический аппарат ориентируют так, чтобы направление главного вектора аэродинамической силы, действующей на космический аппарат, совпадало с направлением от жидкостной полости бака к заборнику вдоль оси заборника, а сброс газа осуществляют через двигатели управления этой же двигательной установки, создающие одинаковые моменты во взаимно противоположных направлениях, во время указанной ориентации в течение промежутка времени, определяемого как отношение массы газа в жидкостной полости бака к суммарному расходу газа через включаемые двигатели управления. Поскольку сброс газа из спускаемого космического аппарата производится через двигатели управления, создающие моменты во взаимно противоположных направлениях, то тем самым осуществляется безмоментный сброс газа. После окончания операции по дегазации топлива система управления осуществляет управление угловым движением космического аппарата в соответствии с задачей обеспечения спуска. Таким образом, использование этого способа позволяет обеспечить дешевый и надежный способ дегазации жидкого топлива в баке двигательной установки космического аппарата. Необходимо и дальше разрабатывать новые системы и способы дегазации жидкого топлива в перспективных космических аппаратах, в аэродинамических и космических ЛА.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как научно-экспериментальные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжаются.

5.5. Создание систем и устройств по внедрению добавок в жидкие ракетные горючие перед их сжиганием и в ходе сжигания [1, 2] (см. патенты на изобретения РФ №2485081, 244560, 2201429, 2182163, 2442010, 2513850, 2542623 и др.). В настоящее время разработаны и частично внедрены новые специальные устройства по введению неметаллических и металлических (сухих, жидких) добавок, которые состоят из камер (объемов) с газо-поршневыми системами полной или порционной подачи:

– выдавливанием (для сухих порошковых неметаллических добавок) без предварительного растворения непосредственно в объём бака

горючего (перед стартом космического ЛА или в ходе орбитального полета) с дальнейшим их перемешиванием. Перспективным способом эффективного перемешивания можно считать применение возможностей электростатических полей;

- вливанием готовых жидких неметаллических добавок перед стартом космического ЛА или готовящихся (растворяющихся в объеме специального устройства) в ходе полета непосредственно в объем бака горючего с дальнейшим их перемешиванием, в том числе и с помощью электростатических полей;

- равномерным выдавливанием металлических добавок (в основном, алюминиевого порошка) сразу после включения ЖРД или в ходе его работы в магистраль горючего после бака перед форсуночной головкой или вливанием (впрыскиванием через специальные форсунки) смеси порошка с горючим непосредственно в камеру сгорания (эти процессы с металлическими добавками организуются при необходимости увеличения энергоэффективности горючего и повышения тяги ЖРД как в ходе всего полета космического аппарата, космического ЛА, так и в экстренных ситуациях, например, при формировании последнего максимального импульса тяги с целью увода отделяющейся части или всего космического аппарата, космического ЛА на орбиту захоронения или для спуска на Землю).

В перспективе возможны варианты, когда металлизированные добавки могут быть введены в горючее совместно с другими (неметаллическими) добавками.

Также перспективным можно считать применение электростатических полей:

- для процесса смешения с горючим одной неметаллической добавки (например, сухого фуллерена марки C_{60} или другой неметаллической добавки) или сразу двух и более неметаллических добавок (например, фуллеренов C_{60} , C_{70} , C_{84} или их смесей с другими добавками) в объеме бака горючего;

- для обеспечения качественной предварительной подготовки по созданию концентрированной жидкой добавки путем растворения неметаллической добавки (или добавок) перед полетом (перед стартом) или в ходе орбитального полета (перед очередным запуском ЖРДМИ, ЖРД малой тяги многоразового использования) в камере специального устройства;

- для транспортирования в канале специального устройства и ввода сухих и жидких неметаллических добавок в бак горючего вместо газо-поршневой системы;

- для равномерного смешения неметаллических и металлических порошковых добавок в объеме специального (газо-поршневого) устройства с дальнейшим их вводом в магистраль подачи горючего ЖРД.

Учитывая тенденцию создания эффективных и экономичных космических ЛА многоразового использования, что означает и многоразовое использование их топливных баков и двигателей, перспективным можно считать разработку и создание специальных устройств внедрения добавок – также многоразового использования, т.е. с возможностью пополнения добавок в объеме камер устройств в земных и космических условиях, а сами устройства предлагается располагать снаружи бака или всего ЖРДМИ, ЖРД малой тяги многоразового использования. Возможны варианты, когда устройства будут располагаться в виде батарей.

Данный способ является одновременно существующим и перспективным, так как некоторые системы и устройства по введению добавок уже внедрены в реальные образцы двигателей ЛА, космических ЛА, но научные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжаются.

5.6. Создание новых конструктивных схем ЖРД, ЖРДМИ с изменением и уменьшением массо-габаритных характеристик, систем топливоподдачи и охлаждения для увеличения максимальных энергетических характеристик (тяги, импульса тяги), полезной нагрузки при выведении космического ЛА на орбиту, ресурса, надежности, эффективности и безопасности [1–14, 17, 46, 47, 50, 51] (см. патенты на изобретения РФ №2287715, 2352804, 2163685, 2166661, 2197629, 2202703, 2238423, 2211938, 2197628, 2238424, 2187684, 2190114, 2622026, 2517949, 2516723, 2516678, 2515576, 2514863, 2514570, 2513059, 2527918, 2511982, 2511961, 2442010, 2555422, 2532326, 2527918, 2522536, 2513850, 2495272, 2531832, 2551712, 2562826, 2538190, 2451818, 2468240, 2290354, 2286926, 2412871, 2584045, 2640941, 2451631, 2554126, 2556091, 2563596, 2568732, 2526998, 2435063, 2466056, 2464208, 2459970, 2458245, 2455515, 2451199, 2476706, 2496021, 2551713, 2551712, 2493411, 2612232, 2482316, 2514466, 2579295,

2531831, 2555422, 2531835, 2396453, 2506444, 2481486, 2490507, 2647937, 2501967, 2161719, 2232916, 2498102, 2127820, 2205289, 2171427, 2493408, 2493407, 2490502, 2496022, 2490504, 2505698, 2497009, 2490501, 2497011, 2493404, 2502887, 2497008, 2502886, 2495271, 2183761, 2191278, 2166666, 2299345, 2412370, 2095607, 2232915, 2300657, 2495272, 2490500, 2505697, 2488012, 2493405 и др.).

В настоящее время интенсивно эксплуатируются отечественные ЖРД, ЖРДМИ на различных жидких ракетных топливах, но работа по их совершенствованию продолжается в направлениях увеличения тяги, импульса тяги, уменьшения массовых характеристик, увеличения числа безаварийных включений, повышения ресурса, надежности, безопасности, эффективности, экологичности и экономичности.

Продолжают разрабатываться новые и усовершенствованные конструктивные схемы двух- и трёхкомпонентных ЖРД, ЖРДМИ и их узлов и агрегатов на существующих, модернизированных и новых жидких окислителях и горючих, включая сжиженный природный газ метан и др.: турбонасосных агрегатов, камер сгорания, форсуночных головок, форсунок, топливных каналов, фильтров, рубашек охлаждения, систем зажигания (искрового – при помощи электростатических полей, факельного – при помощи специальных дополнительных форсунок, лазерного излучения), систем (стационарного и подвижного) крепления в летательном аппарате, в космическом ЛА и др.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как часть новых разработок уже внедрена, но научно-экспериментальные исследования и опытно-конструкторские разработки продолжают.

5.7. Создание систем хранения и термостатирования жидких компонентов ракетного топлива на орбите, термостатирования и защиты топливных баков космических ЛА и самих космических ЛА от тепловых ударов и приближающихся объектов [1–3, 5–7, 12–18] (см. патенты на изобретения РФ №2222479, 2212364, 2271319, 2228456, 2293044, 2294864, 2302982, 2628542, 2374150, 2542820, 2293665, 2270788, 2570849, 2158699, 2159861, 2288143, 2233773, 2309092, 2603690, 2252178, 2388664, 2586808, 2586783, 2240478, 2262469, 2339554, 2291088, 2225810, 2230007, 2610850, 2617162, 2617868,

2617872, 2335706, 2570849, 2564436, 2603698, 2607685, 2610732, 2585936, 2577926, 2577925, 2574499, 2574104 и др.). Вопросы хранения и термостатирования топлива, двигательных установок, космических аппаратов, аэрокосмических и космических ЛА перед стартом и в ходе космического полета являются актуальными. Разработано и внедрено множество технических решений и патентов на изобретения, но исследования продолжают.

На основе анализа существующих систем терморегуляции и тепловой защиты различных космических ЛА: внутри космического ЛА (в обитаемом отсеке – для орбитальных космических станций, в приборном отсеке, в грузовом отсеке, в отсеке с двигательными установками, в отсеках с горючим и окислителем); снаружи космического ЛА (на наружных стенках космического ЛА, включая баки горючего и окислителя; на антеннах-излучателях и др.) авторами статьи разработана общая классификация существующих методов и способов регулирования и стабилизации температуры внутри космического ЛА и на его наружной поверхности, где все методы и способы разделены на группы:

- пассивные (заложены при проектировании и создании космического ЛА, т.е. осуществляются без оперативного вмешательства летчика-космонавта или наземного оператора);
- активные (при оперативном вмешательстве летчика-космонавта или наземного оператора);
- активно-пассивные (при совмещении первых двух групп).

Способы терморегулирования и тепловой защиты аэрокосмических и космических ЛА можно классифицировать и разделить на:

- способы с применением жидких или газообразных (в том числе и воздуха) теплоносителей и рабочих тел;
- способы без применения жидких и газообразных теплоносителей и рабочих тел;
- способы без применения и с применением электростатических полей в жидких и газообразных теплоносителях и рабочих телах, а также – гибридные (одновременно применяя оба способа);
- способы охлаждения наружных и внутренних стенок, двигателей, агрегатов и их деталей за счет термоэмиссии;
- способы, включающие различные вариации выше перечисленных способов (одновременно

менно, последовательно, в определенных режимах).

На основе экспериментальных исследований авторами статьи разработаны:

- новые способы вентиляции и кондиционирования внутри космических ЛА;
- новые способы защиты космических ЛА от тепловых ударов;
- новые конструктивные схемы баков горючего;
- новые системы контроля за тепловыми режимами внутри и снаружи космических ЛА.

Проблемы термостатирования и тепловой защиты двигательных установок и самих космических ЛА тесно переплетаются с возможными тепловыми ударами (от работы ЖРДМИ, ЖРД малой тяги многоразового использования при стыковочно-расстыковочных операциях и маневрах, от лазерного прицеливания и боевых лазерных ударов, от влияния других факторов, в том числе и от приближающихся объектов различного назначения). Соавтором статьи [18] разработаны и запатентованы некоторые способы защиты космических ЛА от тепловых ударов и приближающихся объектов, которые также могут быть внедрены в новую отечественную космическую технику.

Одним из перспективных способов термостатирования баков и корпуса всего космического ЛА, а также их защиты от тепловых ударов, является использование одного из компонентов, например, жидкого углеводородного горючего (охладителя): без применения электростатических полей, с применением, гибридный.

Применение результатов исследования и патентов на изобретения позволит проектировать и создавать новые отечественные космические ЛА повышенных характеристик по ресурсу, надежности, эффективности, выживаемости, неуязвимости, экономичности и экологичности.

Данный способ является существующим и перспективным одновременно, так как исследования продолжаются.

6. Способы повышения эффективности ЖРД, ЖРДМИ за счет создания новых датчиков и систем контроля

Данные способы рассмотрены в ряде работ и патентов [1–7, 13, 14, 17–22, 40] (см. патенты на изобретения РФ №2018900, 2166666,

2299345, 2412370, 2095607, 2187684, 2190114, 2232915, 2300657, 2393450, 2466292, 2287715, 2212364, 2287715, 2228456, 2215671, 2213291, 2482413, 2447362, 2504843, 2240523, 2513322, 2317228, 2467195, 2619496, 2523921, 2513063, 2466292 и др.).

Перспективными и необходимыми направлениями совершенствования существующих и создания новых датчиков и систем контроля являются следующие направления, разработанные и предложенные авторами статьи:

а) датчики и системы контроля:

– за аномальными тепловыми процессами в топливно-охлаждающих системах (в каналах рубашек охлаждения и топливоподачи, фильтрах, форсунках):

– за возникновением осадкообразования, его ростом и удалением (для жидких и газообразных углеводородных горючих и охладителей);

– за возникновением термоакустических колебаний давления (для жидких углеводородных, включая сжиженный природный газ метан, и азотосодержащих горючих и охладителей);

– за несанкционированным увеличением температуры стенки рубашки охлаждения (для жидких углеводородных, включая сжиженный природный газ метан, и азотосодержащих горючих и охладителей);

б) датчики и системы контроля за утечкой жидких ракетных горючих (углеводородных, азотосодержащих).

Авторами статьи разработаны и запатентованы новые датчики и системы контроля за аномальными тепловыми процессами в двигателях воздушных, аэрокосмических и космических ЛА с передачей данных в бортовой компьютер, на табло летчика-космонавта и наземного оператора, позволяющие в любой момент времени определить уровень опасности и время до наступления критических ситуаций, включить системы защиты, следить за результатами работ по предотвращению аварийных ситуаций и др.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как существующие системы и датчики контроля, применяемые в авиационно-космической технике, являются несовершенными, из-за чего научно-экспериментальные и опытно-конструкторские исследования и разработки продолжаются.

7. Способы повышения эффективности ЖРД, ЖРДМИ за счет использования электростатических полей

Данные способы рассмотрены в работах [1, 2, 4–18, 21, 22, 46] и патентах (см. патенты на изобретения РФ №22443408, 2155910, 2212364, 2287715, 2215671, 2452896, 2213291, 2482413, 2504843 и др.).

Электростатические поля эффективно применяются в реактивных двигателях для создания малой тяги для космических спутников – это электростатические, ионные двигатели (см. патенты на изобретение РФ №2243408, 2072447 и др.). В ЖРД, ЖРДМИ, в ЖРД малой тяги многократного использования электростатические поля могут применяться (и применяются), в основном, для розжига при запуске, в случае, если топливо является негипергольным, для ионизационного контроля за процессом горения. Электростатические поля могут также применяться при сдуве газовых пузырей в топливных баках космических ЛА, но пока существуют схемы, где для этого применяются электромагнитные поля [46]. Электростатические поля возможно применять при модификации жидких углеводородных горючих и охладителей и смешения их с гелиевой добавкой (см. патент на изобретение РФ №2201429).

На основе экспериментальных исследований авторами статьи разработаны и запатентованы новые способы и пути применения электростатических полей в ЖРД, ЖРДМИ и в других двигателях и ЭУ наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования:

а) в системах топливоподачи и охлаждения (в рубашках охлаждения ЖРД, ЖРДМИ):

- для интенсификации теплоотдачи к жидким углеводородным и азотосодержащим горючим (охладителям) и повышения эффективности и надежности рубашек охлаждения ЖРД, ЖРДМИ, а также топливно-подающих каналов различных ВРД, ГТД и ЭУ аэрокосмического и космического назначения;

- для предотвращения негативного процесса осадкообразования;

- для борьбы с термоакустическими колебаниями давления (в каналах рубашек охлаждения ЖРД, ЖРДМИ и ЭУ);

- для обеспечения вынужденной конвекции жидкого углеводородного, азотосодержащего горючего (охладителя) в каналах топливопода-

чи и охлаждения в аварийных ситуациях (в случае выхода из строя насосной системы ВРД, гибридного двигателя – для ЖРД, ЖРДМИ: турбонасосного агрегата);

- для обеспечения повышения эффективности внедрения и смешения технического углерода, фуллеренов (и других добавок) в состав жидкого углеводородного или азотсодержащего горючего внутри баков в земных и космических условиях;

- для обеспечения удаления остатков горючего из баков и сдува пузырей с сеток;

б) в системе топливоподачи и распыла (в форсунках):

- для интенсификации теплоотдачи к жидким углеводородным и азотосодержащим горючим и охладителям и повышения эффективности наружного регенеративного или раздельного охлаждения форсунок в системах топливоподачи и охлаждения ЖРД, ЖРДМИ, ВРД, ГТД и ЭУ;

- для предотвращения осадкообразования в каналах форсунок горючего (для всех двигателей и ЭУ на жидких углеводородных горючих (охладителях));

- для борьбы с осадкообразованием на форсуночных и предфорсуночных фильтрах (для ВРД, ЭУ и перспективных ЖРД, ЖРДМИ);

- для предотвращения осадкообразования в наружных рубашках охлаждения форсунок ВРД и ЭУ;

- для обеспечения вынужденной конвекции жидкого (углеводородного, азотосодержащего) горючего в наружных рубашках регенеративного или раздельного охлаждения форсунок ВРД и ЭУ в случае выхода из строя насосных систем;

- для обеспечения дополнительной крутки горючего внутри форсунок;

- для обеспечения вынужденной конвекции жидкого (углеводородного, азотосодержащего) горючего в каналах форсунок (в случае выхода из строя насосной системы ВРД, ЭУ (для ЖРД, ЖРДМИ: турбонасосного агрегата) – при аварийных ситуациях);

- для обеспечения электрораспыла горючего (в случае выхода из строя насосной системы ВРД, ЭУ (для ЖРД, ЖРДМИ: турбонасосного агрегата) – при аварийных ситуациях);

- для обеспечения полной предтопливной подготовки горючего или смеси горючих (ионизации, смешения, гомогенизации, повы-

шения качества и полноты распыла, качества и полноты экологического сжигания); при полной предтопливной подготовке смеси горючих будет получаться новое горючее с новыми свойствами;

в) в общих системах космических ЛА при использовании жидких горючих из баков:

– для обеспечения эффективной работы по термостабилизации различных космических ЛА;

– для обеспечения работы систем защиты двигателей и баков космических ЛА, а также самих космических ЛА от приближающихся объектов и тепловых ударов;

– для обеспечения эффективной работы по надежному охлаждению корпусов авиационных, аэрокосмических и космических ЛА одно- и многоразового использования при высокоскоростных и гиперзвуковых полетах в различных слоях атмосферы;

г) в системах контроля и управления двигателей и ЭУ аэрокосмических и космических ЛА и самих ЛА:

– для обеспечения работы систем контроля за аномальными тепловыми (за осадкообразованием, за термоакустическими колебаниями давления) и другими процессами;

– для обеспечения контроля за работой топливно-охлаждающей системы;

– для обеспечения контроля за работой систем ввода энергетических и других присадок и добавок в топливо перед полетом (перед запуском двигателя), в ходе полета;

– для обеспечения ионизационного контроля за процессом горения;

– для обеспечения контроля за работой систем термостабилизации аэрокосмических и космических ЛА;

– для обеспечения контроля за работой системы защиты аэрокосмических и космических ЛА от приближающихся объектов и тепловых ударов.

Это одновременно существующий и перспективный способ, так как научно-экспериментальные и опытно-конструкторские исследования и разработки продолжаются.

Заключение

В данной статье авторы попытались проанализировать имеющуюся информацию по существующим ЖРД, ЖРДМИ, ЖРД малой тяги, микро-ЖРД, ВРД, ГТД и энергоустановок на

жидких и газообразных углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителях и их проблемам.

Показаны новые и перспективные пути дальнейшего развития отечественных двигателей и энергоустановок одно- и многоразового использования наземного, воздушного, аэрокосмического и космического базирования.

Наземные конверсионные ЖРД и ЖРДМИ, ВРД, ГТД используются в Республике Татарстан и в других регионах РФ в пилотном проекте при добыче тяжелых битумных нефтей, в научной работе по изучению горячей плазмы. В перспективе конверсионные ЖРД и ЖРДМИ будут применяться в системах экстренного торможения больших экранопланов, а также в их поворотных системах – при положении «на плаву». Конверсионные и модернизированные отечественные авиационные ВРД уже много лет используются на станциях по перекачке газообразного метана.

Применение материалов статьи будет способствовать созданию новых двигателей и энергоустановок различного назначения и базирования повышенных характеристик по надежности, безопасности, эффективности, выживаемости, неузвимости, экономичности и экологичности.

Статья может быть полезной не только для студентов и аспирантов, но и для ученых и специалистов различных направлений развития науки и техники нашей страны.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алемасов В.Е., Дрегалли А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей: учебник для вузов / Под ред. В.П. Глушко. М.: Машиностроение, 1989. 464 с.
2. Добровольский В.М. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: учебник для вузов / Под ред. Д.А. Ягодникова. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 448 с.
3. Алтунин В.А. Исследование особенностей теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям в энергетических установках многоразового использования. Кн. 1. Казань: Изд-во Казанского гос. ун-та им. В.И. Ульянова – Ленина, 2005. 272 с.
4. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Яновская М.Л. и др. Способы повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих для двигателей и энергоустановок космического применения // Матер. 53-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Сек. №2: «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 17–20 сентября 2018 г.). РАН. РАКЦ. Калуга: Изд-во АКФ «Политоп», 2018. С. 121–122.

5. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Абдуллин М.Р. и др. Некоторые пути развития реактивных двигателей летательных аппаратов // Военмех. Вестник БГТУ. № 55. СПб: Изд-во ВОЕНМЕХ, 2019. С. 419–424.
6. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Яновская М.Л. и др. Разработка способов борьбы с негативными процессами в двигателях летательных аппаратов на жидких углеводородных горючих и охладителях // Сб. матер. докл. 42 академических чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С.П. Королева и др. выдающихся отечественных ученых – пионеров освоения космического пространства. РАН. РОСКОСМОС. РАКЦ. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. С. 47.
7. Алтунин К.В., Новиков С.Н., Платонов Е.Н. и др. Влияние тепловых процессов в углеводородных горючих и охладителях на совершенствование конструктивных схем форсунок и каналов двигателей и энергоустановок летательных аппаратов // Тр. 51-х чтений, посвящённых разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Сек. № 2: «Проблемы ракетной и космической техники». (г. Калуга, 20–22 сентября 2016 г.). РАН. РАКЦ. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2017. С. 153–168.
8. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Разработка способа повышения теплофизических свойств жидкого углеводородного горючего и охладителя // Тез. докл. 19 Международ. научно-технич. конф. и школы молодых учёных, аспирантов и студентов «Авиакосмические технологии» (АКТ – 2018). (7–8 июня 2018 г., г. Воронеж). Направление № 1: «Фундаментальные основы процессов создания и функционирования авиационных, космических и транспортных систем». Воронеж: Изд-во ООО фирма «Элист», 2018. С. 17–18.
9. Алтунин В.А., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А. Некоторые пути увеличения теплофизических и термодинамических свойств жидкого азотосодержащего горючего и охладителя // Матер. докл. Международ. научно-технич. конф. «Проблемы и перспективы развития двигателестроения». (Самара, СНИУ им. акад. С.П. Королева, 12–14 сентября 2018 г.). Самара: Изд-во Самарского университета, 2018. С. 138.
10. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Платонов Е.Н., Давлатов Н.Б., Зарипова М.А., Сафаров М.М., Яновская М.Л. Разработка способов повышения эффективности теплофизических и термодинамических свойств жидких углеводородных и азотосодержащих горючих и охладителей для двигателей гиперзвуковых, аэрокосмических и космических летательных аппаратов // Матер. докл. 43 Академических чтений по космонавтике, посвящ. памяти акад. С.П. Королева и др. выдающихся отечественных учёных – пионеров освоения космического пространства. РАН. РАКЦ. РОСКОСМОС. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 2. С. 71–72.
11. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б., Шигапов Р.Р., Яновская М.Л. Исследование возможности интенсификации теплоотдачи к жидким и газообразным углеводородным и азотосодержащим горючим и охладителям // Тез. докл. Всеросс. научно-технич. конф. молодых учёных и специалистов «Авиационные двигатели и силовые установки». М.: Изд-во ФГУП ЦИАМ им. П.И. Баранова, 2019. С. 316–317.
12. Алтунин В.А., Абдуллин М.Р., Давлатов Н.Б. Разработка методик расчёта тепловых процессов в рубашках охлаждения жидкостных ракетных двигателей на жидких и газообразных горючих и охладителях // Сб. тез. докл. 45 Международ. молодёж. научн. конф. «Гагаринские чтения – 2019». Сек. №2.3: «Ракетные двигатели». М.: Изд-во МАИ, 2019. с. 150.
13. Алтунин В.А. Исследование влияния электростатических и магнитных полей на особенности теплоотдачи к углеводородным горючим и охладителям. Кн. 2. Казань: Изд-во Казанского гос. ун-та им. В.И. Ульянова – Ленина, 2006. 230 с.
14. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Платонов Е.Н., Коханова С.Я., Яновская М.Л. Разработка способов борьбы с термоакустическими автоколебаниями давления в топливно-охлаждающих каналах двигателей и энергоустановок летательных аппаратов наземного, воздушного, аэрокосмического и космического применения // Известия вузов. Машиностроение. 2017. № 10 (691). С. 77–90.
15. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Алиев И.Н., Гортышов Ю.Ф., Дресвянников Ф.Н., Обухова Л.А., Тарасевич С.Э., Яновская М.Л. Анализ исследований электрических полей в различных средах и условиях (Обзор) // Инженерно-физический журнал. 2012. Т. 85. № 4. С. 881–896.
16. Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Gortyshov U.F., Dresvyannikov F.N., Obukhova L.A., Tarasevich S.E., Yanovskaya M.L. Analysis of investigations of electric fields in different media and conditions // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2012. Vol. 85. N. 4. P. 959–976.
17. Алтунин В.А. Способ повышения надежности ЖРД одно- и многократного использования // Патент на изобретение РФ №2287715. Бюлл. № 32 от 20.11.2006.
18. Алтунин В.А. Способ защиты аэрокосмических систем от лазерного оружия // Патент на изобретение РФ № 2212364. Бюлл. № 26 от 20.09.03 г.
19. Алтунин К.В. Форсунка // Патент на изобретение РФ № 2388966. Бюлл. № 13 от 10.05.2010 г.
20. Алтунин В.А. Форсунка // Патент на изобретение РФ № 2155910. Бюлл. № 25 от 10.09.2000 г.
21. Алтунин К.В. Форсунка // Патент на изобретение РФ № 2447362. Бюлл. № 10 от 10.04.2012 г.
22. Алтунин В.А., Алтунин К.В., Яновский Л.С., Гортышов Ю.Ф. Головка кольцевой камеры сгорания газотурбинного двигателя // Патент на изобретение РФ № 2452896. Бюлл. № 16 от 10.06.2012 г.
23. Зрелов В.Н., Серёгин Е.П. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975. 320 с.
24. Большаков Г.Ф. Химия и технология компонентов жидкого ракетного топлива. Л.: Химия, 1983. 320 с.
25. Большаков Г.Ф. Физико-химические основы образования осадков в реактивных топливах. Л.: Химия, 1972. 232 с.
26. Дубовкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П. и др. Физико-химические и эксплуатационные свойства реактивных топлив. Справочник. М.: Химия, 1985. 240 с.
27. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Шигабиев Т.Н. и др. Инженерные методы определения физико-химических и эксплуатационных свойств топлив. Казань: Изд-во «Мастер Лайн», 2000. 378 с.
28. Яновский Л.С., Иванов В.Ф., Галимов Ф.М., Сапгир Г.Б. Коксоотложения в авиационных и ракетных двигателях. Казань: Изд-во «ООО АБАК-УСЛУГИ», 1999. 284 с.
29. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Галимов Ф.М., Иванов В.Ф., Сагидуллин Р.Н. Авиационные криогенные

- углеводородные топлива. Казань: Изд-во «ООО «АБАК»», 1998. 255 с.
30. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Галимов Ф.М., Иванов В.Ф. Физический и химический хладоресурс углеводородных топлив. Казань: Изд-во «Мастер Лайн», 2000. 240 с.
 31. Братков А.А., Серёгин Е.П., Горенков А.Ф. и др. Химмотология ракетных и реактивных топлив / Под ред. А.А. Браткова. М.: Химия, 1987. 304 с.
 32. Дубовкин Н.Ф., Яновский Л.С., Харин А.А. и др. Топлива для воздушно-реактивных двигателей. М.: Изд-во «МАТИ» – Российский государственный технологический университет им. К.Э. Циолковского, 2001, 443 с.
 33. Мякочин А.С., Яновский Л.С. Образование отложений в топливных системах силовых установок и методы их подавления. М.: Изд-во МАИ, 2001. 222 с.
 34. Яновский Л.С., Дубовкин Н.Ф., Галимов Ф.М. и др. Инженерные основы авиационной химмотологии. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2005, 714 с.
 35. Яновский Л.С., Харин А.А. Химмотологическое обеспечение надежности авиационных газотурбинных двигателей. М.: Изд-во «ИНФРА-М», 2015. 264 с.
 36. Бакулин В.Н., Дубовкин Н.Ф., Котова В.Н. и др. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей / Под ред. Л.С. Яновского. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2009. 400 с.
 37. Бакулин В.Н., Брещенко Е.М., Дубовкин Н.Ф. и др. Газовые топлива и их компоненты. Свойства, получение, применение, экология: справочник. М.: Издательский дом МЭИ, 2009. 614 с.
 38. Данилов А.М. Применение присадок в топливах. СПб: ХИМИЗДАТ, 2010. 360 с.
 39. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей. М.: Наука, 1975. 720 с.
 40. Копелев С.З., Гуров С.В. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей. М.: Машиностроение, 1978. 208 с.
 41. Бакулев В.И., Голубев В.А., Крылов Б.А. и др. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергоустановок: учебник для вузов. 3-е издание, перераб. и доп. / Под ред. В.А. Сосунова, В.М. Чепкина. М.: Изд-во МАИ, 2003. 688 с.
 42. Иноземцев А.А., Сандрацкий В.Л. Газотурбинные установки. Пермь: ОАО «Авиадвигатель», 2006. 1204 с.
 43. Арбеков А.Н., Вараксин А.Ю., Иванов В.Л. и др. Теория и проектирование газотурбинных и комбинированных установок: учеб. для вузов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 678 с.
 44. Коровин Н.В. Гидразин. М.: Химия, 1980. 272 с.
 45. Мекалова Н.В. Фуллерены в растворах. Уфа: Изд-во Уфимского государственного нефтяного технического университета, 2001. 107 с.
 46. Алиев И.Н. О возможности использования электромагнитного поля для очистки от газовых пузырей сеток в топливных системах ракет // Магнитная гидродинамика. 1996. № 3. С. 376–378.
 47. Коломенцев А.И., Байков А.В., Мартыненко С.И. и др. Проблема разработки микро-двигательных установок // Известия вузов. Авиационная техника. 2010. № 2. С. 53–55.
 48. Аверьков И.С., Демская И.А., Катков Р.Э. и др. Анализ энергетических возможностей составных углеводородных горючих для кислородных двигателей космических ракетных ступеней // Космическая техника и технологии. №4 (19). 2017. С. 46–51.
 49. Хавкин А.В., Гуляева Л.А., Белоусов А.И. Производство реактивных топлив повышенной плотности (Т-8В и Т-6) // Мир нефтепродуктов. Вестник нефтяных компаний. 2015. № 4. С. 13–16.
 50. Коватёва Ю.С., Воробьев А.Г., Боровик И.Н. и др. Жидкостной ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан – разработка, проектирование, испытания и анализ полученных результатов // Вестник МАИ. Т. 18. № 3. М.: Изд-во МАИ, 2011. С. 45–54.
 51. Белов Е.А., Богушев В.Ю., Клепиков И.А. и др. Результаты экспериментальных работ в НПО «Энергомаш» по освоению метана как компонента топлива для ЖРД // Труды НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко. 2000. Т. XVIII. С. 86–100.

Certain ways for efficiency improving of liquid and gaseous hydrocarbon and nitrogen-containing fuels for flying vehicles engines

V.A. Altunin¹, K.V. Altunin¹, I.N. Aliev², M.A. Abdullin¹,
N.B. Davlatov¹, E.N. Platonov¹, M.L. Yanovskaya³

¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev, Kazan, 420111, Russia

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

³ Central Institute of Aviation Motors named after P.I. Baranov, Moscow, 111116, Russia
e-mail: altspacevi@yahoo.com

The article is devoted to further improvement of aircraft engines operating on liquid and gaseous hydrocarbon and nitrogen-containing fuels. Possible ways for efficiency improvement of the conventional liquid and gaseous hydrocarbon fuels, as well as liquid nitrogen-containing fuels are demonstrated based on the analysis of scientific and technical literature. They mean implementation of various non-metallic and metallic additives, as well as creation of mixtures of the existing fuels with the existing or prospective ones etc. The article considers in detail anomalous thermal processes in fuel-cooling systems of single-mission and multiuse liquid rocket engines (LRE), air-jet engines (AJE), as well as in power plants (PP), associated with both positive processes in the critical pressure zones and negative ones, such as pressure ther-

mo-acoustic self-oscillations (TASO), sediment formation process, which may cause emergencies, inflammation and explosions. The effectiveness of C₆₀, C₇₀, C₈₄ fullerenes introduction into nitrogen-containing fuel (in pure liquid hydrazine) was demonstrated, as a result of which density can be increased by 2.6%, and the other parameters of thermo-physical properties would also change by 10–15%. The electrostatic field application contributes to:

- Heat transfer coefficient increase up to 650% in liquid hydrocarbon fuels, and up to 190% in gaseous methane;
- Sediment formation prevention;
- Pressure thermo-acoustic self-oscillations elimination, and other positive effects.

It is shown that pressure thermo-acoustic self-oscillations may occur in the channels of cooling jackets of various LRE operating both on hydrocarbon fuels (including liquefied natural gas methane) and on nitrogen-containing fuels (on hydrazine, its derivatives and mixtures with other fuels). Techniques for anomalous processes accounting and computing while various engines and power plants design and operation were developed. It was demonstrated that the most effective would be the engines and power plants that would employ effective fuels. New structural schemes of fuel-cooling channels, filters and atomizers without electrostatic field application, with electrostatic field or hybrid ones should be developed for such engines. For an example, the authors of the article present their Russian patents for invention of new LREs and AJE with enhanced characteristics. Application of the materials of the article will contribute to development of new and efficient domestic engines and PP for ground, air, aerospace and space-based expendable and non-expendable.

Keywords: liquid hydrocarbon fuels, cooling jacket for liquid rocket engine, fuel injection system for an air-jet engine, thermal physical properties, electrostatic fields, sedimentation, pressure thermo-acoustic self-oscillations.

REFERENCES

1. **Alemasov V.E., Dregalin A.F., Tishin A.P.** *Teoriya raketnykh dvigatelei* [Rocket engine theory]. Moscow: Mashinostroenie, 1989. 464 p. In Russ.
2. **Dobrovolskii V.M.** *Zhidkostnyye raketnye dvigateli. Osnovy proektirovaniya* [Liquid rocket engines. Design basics]. Moscow: Publishing House MSTU N.E. Bauman, 2005. 448 p. In Russ.
3. **Altunin V.A.** *Issledovanie osobennostei teplootdachi k uglevodorodnym goryuchim i okhladitel'nyam v energeticheskikh ustanovkakh mnogorazovogo ispol'zovaniya* [Research of features of heat transfer to the hydrocarbon fuel and coolants in reusable power plants]. Kazan: Kazan State University named after V.I. Ulyanov – Lenin, 2005. 272 p. In Russ.
4. **Altunin V.A., Davlatov N.B., Yanovskaya M.L.** *Sposoby povysheniya effektivnosti teplofizicheskikh i termodinamicheskikh svoystv zhidkikh uglevodorodnykh i azotosoderzhashchikh goryuchikh dlya dvigatelei i energostanovok kosmicheskogo primeneniya* [Ways to increase the efficiency of thermophysical and thermodynamic properties of liquid hydrocarbon and nitrogen-containing fuels for engines and power plants for space applications]. *Trudy 53 Nauchnykh chtenii pamyati K.E. Tsiolkovskogo* [Proceedings of 53-th Scientific readings in memory of K.E. Tsiolkovsky]. Kaluga: Izd-vo AKF «Politop», 2018. pp. 121–122. In Russ.
5. **Altunin V.A., Altunin K.V., Abdullin M.R. et al.** *Nekotorye puti razvitiya reaktivnykh dvigatelei letatel'nykh apparatov* [Some ways of developing jet engines of aircraft]. *Voenmekh. Vestnik BGTU – Voenmekh. Herald of the BGTU*, 2019, no. 55, pp. 419–424. In Russ.
6. **Altunin V.A., Altunin K.V., Yanovskaya M.L.** *Razrabotka sposobov bor'by s negativnymi protsessami v dvigatelyakh letatel'nykh apparatov na zhidkikh uglevodorodnykh goryuchikh i okhladitel'nykh* [Development of ways to deal with negative processes in aircraft engines using liquid hydrocarbon fuels and coolers]. *Trudy 42 Akademicheskikh chtenij po kosmonavtike* [Proceedings of 42 academic readings in space]. Moscow: Publishing House of MSTU. N.E. Bauman, 2018. p. 47. In Russ.
7. **Altunin K.V., Novikov S.N., Platonov E.N., Obukhova L.A., Yanovskaya M.L.** *Vliyanie teplovykh protsessov v uglevodorodnykh goryuchikh i okhladitel'nykh na sovershenstvovanie konstruktivnykh skhem forsunok i kanalov dvigatelei i energostanovok letatel'nykh apparatov* [The influence of thermal processes in hydrocarbon fuels and coolers on the improvement of structural schemes of nozzles and channels of engines and power plants of aircraft]. *Trudy 51-kh chtenii, posvyashchennykh razrabotke nauchnogo naslediya i razvitiyuidei K.E. Tsiolkovskogo* [Proceedings of the 51st readings on the development of the scientific heritage and the development of the ideas of K.E. Tsiolkovsky]. Kazan: KFU Publishing House, 2017, pp. 153–168. In Russ.
8. **Altunin V.A., Davlatov N.B., Zaripova M.A.** *Razrabotka sposoba povysheniya teplofizicheskikh svoystv zhidkogo uglevodorodnogo goryuchego i okhladitelya* [(Development of a method for enhancing the thermophysical properties of a liquid hydrocarbon fuel and cooler]. *Tez. dokl. 19 Mezhdunarod. nauchno-tekhnich. konf. i shkoly molodykh uchenykh, aspirantov i studentov "Aviakosmicheskie tekhnologii"* [Abstracts of the 19th International Scientific and Technical Conference and the School of Young Scientists, Graduate Students and Students "Aerospace Technologies" (ACT - 2018)]. Voronezh: LLC company "Elist", 2018, pp. 17–18. In Russ.
9. **Altunin V.A., Davlatov N.B., Zaripova M.A.** *Nekotorye puti uvelicheniya teplofizicheskikh i termodinamicheskikh svoystv zhidkogo azotosoderzhashchego goryuchego i okhladitelya* [Some ways of increase of liquid nitrogenated

- fuel and coolant thermophysical and thermodynamic properties]. “*Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroeniya*”, *materialy dokladov Mezhdunarodnoj nauchno-tekhnicheskoy konferentsii* [Problems and perspectives of engineering development. Materials of reports of the International scientific and technical conference]. Samara: Publishing house of Samara National Research University, 2018, p. 138.
10. **Altunin V.A., Abdullin M.R., Platonov E.N., Davlatov N.B., Zaripova M.A., Safarov M.M., Yanovskaya M.L.** Razrabotka sposobov povysheniya effektivnosti teplofizicheskikh i termodinamicheskikh svoystv zhidkikh uglevodородnykh i azotosoderzhashchikh goryuchikh i okhladitelei dlya dvigatelei giperzvukovykh, aerokosmicheskikh i kosmicheskikh letatel'nykh apparatov [Development of ways to improve the thermophysical and thermodynamic properties of liquid hydrocarbon and nitrogen-containing fuels and coolers for engines of hypersonic, aerospace and spacecraft]. *Trudy 43 Akademicheskikh chtenij po kosmonavtike* [Proceedings of 43 Academic readings in space]. Moscow: Publishing House of MSTU. N.E. Bauman, 2019. p. 71–72. In Russ.
 11. **Altunin V.A., Abdullin M.R., Davlatov N.B., Shigapov R.R., Yanovskaya M.L.** Issledovanie vozmozhnosti intensifikatsii teplootdachi k zhidkim i gazoobraznym uglevodородnym i azotosoderzhashchim goryuchim i okhladitelyam [Study of the possibility of intensifying heat transfer to liquid and gaseous hydrocarbon and nitrogen-containing fuels and coolers]. *Tezisy dokladov Vserossiyskoj nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchyonykh i spetsialistov «Aviatsionnye dvigateli i silovye ustanovki»* [Abstracts of the All-Russian Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists “Aircraft Engines and Power Plants”]. Moscow: Publishing house of CIAM, 2019, pp. 316–317. In Russ.
 12. **Altunin V.A., Abdullin M.R., Davlatov N.B.** Razrabotka metodik rascheta teplovykh protsessov v rubashkakh okhlazhdeniya zhidkostnykh raketnykh dvigatelei na zhidkikh i gazoobraznykh goryuchikh i okhladitelyakh [Development of methods for calculating thermal processes in cooling jackets of liquid rocket engines on liquid and gaseous fuels and coolers]. “*Gagarinskie Chteniya – 2019*”. *Sbornik tezisov dokladov (“GAGARIN READINGS – 2019”)*. Collection of Abstracts). 2019, p. 150. In Russ.
 13. **Altunin V.A.** *Issledovanie vliyaniya elektrostaticheskikh i magnitnykh polei na osobennosti teplootdachi k uglevodородnym goryuchim i okhladitelyam* [Investigation of the influence of electrostatic and magnetic fields on the characteristics of heat transfer to hydrocarbon fuels and coolers]. Kazan: Kazan State University named after V.I. Ulyanov – Lenin, 2006, 230 p.
 14. **Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Platonov E.N., Kokhanova S.Ya., Yanovskaya M.L.** Razrabotka sposobov bor'by s termoakusticheskimi avtokolebaniyami davleniya v toplivno-okhlazhdayushchikh kanalakh dvigatelei i energoustanovok letatel'nykh apparatov nazemnogo, vozdushnogo, aerokosmicheskogo i kosmicheskogo primeneniya [Developing ways to combat thermal acoustic self-oscillations of pressure in fuel cooling channels of engines and power plants of flight vehicles of land, air, aerospace and space application]. *Izvestiya vuzov. Mashinostroenie – Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building*, 2017, no. 10, pp. 77–90. In Russ. DOI: 10.18698/0536-1044-2017-10-77-90
 15. **Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Gortyshev Yu.F., Dresvyannikov F.N., Obukhova L.A., Tarasevich S.E., Yanovskaya M.L.** Analysis of investigations of electric fields in different media and conditions. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2012, vol. 85, no. 4, pp. 959–979.
 16. **Altunin V.A., Altunin K.V., Aliev I.N., Gortyshev Yu.F., Dresvyannikov F.N., Obukhova L.A., Tarasevich S.E., Yanovskaya M.L.** Analysis of investigations of electric fields in different media and conditions. *Journal of Engineering Physics and Thermophysics*, 2012, vol. 85, no. 4, pp. 959–976.
 17. **Altunin V.A.** *Sposob povysheniya nadezhnosti ZhRD odno- i mnogorazovogo ispol'zovaniya* [A way to increase the reliability of a single and multiple-use rocket engine]. Patent RF, no. 2287715, 2006.
 18. **Altunin V.A.** *Sposob zashchity aerokosmicheskikh sistem ot lazernogo oruzhiya* [The way to protect aerospace systems from laser weapons]. Patent RF, no. 2212364, 2003.
 19. **Altunin K.V.** *Forsunka* [Nozzle]. Patent RF, no. 2388966, 2010.
 20. **Altunin K.V.** *Forsunka* [Nozzle]. Patent RF, no. 2155910, 2012.
 21. **Altunin V.A.** *Forsunka* [Nozzle]. Patent RF, no. 2447362, 2000.
 22. **Altunin V.A., Altunin K.V., Yanovskii L.S., Gortyshev Yu.F., Galimov F.M.** *Golovka kol'tsevoi kamery sgoraniya gazoturbinnogo dvigatelya* [Head of the annular combustion chamber of a gas turbine engine]. Patent RF no. 2452896, 2012.
 23. **Zrel'ov V.N., Seregin E.P.** *Zhidkie raketnye topliva* [Liquid rocket fuels]. Moscow: Khimiya, 1975. 320 p. In Russ.
 24. **Bolshakov G.F.** *Khimiya i tekhnologiya komponentov zhidkogo raketnogotopliva* [Chemistry and technology of liquid rocket fuel components]. Leningrad: Khimiya, 1983. 320 p. In Russ.
 25. **Bol'shakov G.F.** *Fiziko-khimicheskie osnovy obrazovaniya osadkov v reaktivnykh toplivakh* [Physico-chemical bases of sediment formation in jet fuels]. Leningrad: Khimiya, 1972. 232 p. In Russ.
 26. **Dubovkin N.F., Malanicheva V.G., Massur Yu.P., Fedorov E.P.** *Fiziko-khimicheskie i ekspluatatsionnye svoystva reaktivnykh topliv. Spravochnik* [Physico-chemical and operational properties of jet fuels. Handbook]. Moscow: Khimiya, 1985. 240 p. In Russ.
 27. **Dubovkin N.F., Yaponskii L.S., Shigabaev T.I., Galimov F.M., Ivanov V.F.** *Inzhenernye metody opredeleniya fiziko-khimicheskikh i ekspluatatsionnykh svoystv topliv* [Engineering methods for determining the physicochemical and operational properties of fuels]. Kazan: Master Lain Publ., 2000. 378 p. In Russ.
 28. **Yanovskii L.S., Ivanov V.F., Galimov F.M., Sapgir G.B.** *Koksootlozheniya v aviatsionnykh i raketnykh dvigatelyakh* [Carbon deposition in aircraft and rocket engines]. Kazan: OOO ABAK-USLUGI Publ., 1999. 284 p. In Russ.
 29. **Dubovkin N.F., Yanovskii L.S., Galimov F.M., Ivanov V.F., Sagidullin R.N.** *Aviatsionnye kriogennye uglevodородnye topliva* [Aviation cryogenic hydrocarbon fuels]. Kazan: OOO ABAK Publ., 1998. 255 p. In Russ.
 30. **Dubovkin N.F., Yanovskii L.S., Galimov F.M., Ivanov V.F.** *Fizicheskii i khimicheskii khlado resurs uglevodородnykh topliv* [Physical and chemical cooling capacity of hydrocarbon fuels]. Kazan: Master Lain Publ., 2000. 240 p. In Russ.
 31. **Bratkov A.A., Seregin E.P., Gorenkov A.F., Chirkov A.M., Il'inskii A.A., Zrel'ov V.N.** *Khimmotologiya raketnykh i*

- reaktivnykh topliv* [Chemmotology of rocket and jet fuels]. Moscow: Khimiya, 1987. 304 p. In Russ.
32. **Dubovkin N.F., Yanovskii L.S., Kharin A.A., Shevchenko I.V., Verkholomov V.K., Surikov E.V.** *Topliva dlya vozdushno-reaktivnykh dvigatelei* [Fuels for jet engines]. Moscow: MATI Publ., 2001, 443 p. In Russ.
 33. **Myakochin A.S., Yanovskii L.S.** *Obrazovanie otlozhenii v toplivnykh sistemakh silovykh ustanovok i metodykh podavleniya* [The formation of deposits in the fuel systems of power plants and methods for their suppression]. Moscow: MAI Publ., 2001. 222 p. In Russ.
 34. **Yanovskii L.S., Dubovkin N.F., Galimov F.M., Shigabiev T.N., Gortyshov Yu. F., Goryachev V.V., Kondrat'ev V.A., Alyaev V.A.** *Inzhenernye osnovy aviatsionnoi khimologii* [Engineering fundamentals of aviation chemotology]. Kazan: Kazan University Publ., 2005. 714 p. In Russ.
 35. **Yanovskii L.S., Kharin A.A.** *Khimnologicheskoe obespechenie nadezhnosti aviatsionnykh gazoturbinnnykh dvigatelei* [Chemmotology ensuring the reliability of aircraft gas turbine engines]. Moscow: INFRA-M Publ., 2015. 264 p. In Russ.
 36. **Bakulin V.N., Dubovkin N.F., Kotova V.N., Sorokin V.A., Frantsevich V.P., Yanovskii L.S.** *Energoemkie goryuchie dlya aviatsionnykh i raketnykh dvigatelei* [Powerful fuels for aircraft and rocket engines]. Moscow, FIZMATLIT, 2009. 400 p. In Russ.
 37. **Bakulin V.N., Breshchenko E.M., Dubovkin N.F., Favorskii O.N.** *Gazovye topliva i ikh komponenty. Svoistva, poluchenie, primeneniye, ekologiya. Spravochnik* [Gas fuels and their components. Properties, production, use, ecology. Handbook]. Moscow: Publishing house MEI, 2009. 614 p. In Russ.
 38. **Danilov A.M.** *Primeneniye prisadok v toplivakh: Spravochnik* [Application of additives in fuels: Handbook], Saint Petersburg: KHIMIZDAT, 2010. 360 p. In Russ.
 39. **Vargaftik N.B.** *Handbook of Physical Properties of Liquids and Gases*. Springer, 1975. 758 p.
 40. **Kopelev S.Z., Gurov S.V.** *Teplovoe sostoyanie elementov konstruksii aviatsionnykh dvigatelei* [The thermal state of the structural elements of aircraft engines]. Moscow: Mashinostroenie, 1978. 208 p. In Russ.
 41. **Bakulev V.I., Golubev V.A., Krylov B.A., Marchukov E.Yu., Nechaev Yu.N., Onishchik I.I., Sosunov V.A., Chepkin V.M.** *Teoriya, raschet i proektirovaniye aviatsionnykh dvigatelei i energoustanovok* [Theory, calculation and design of aircraft engines and power plants]. Moscow: MAI Publ., 2003, 688 p. In Russ.
 42. **Inozemtsev A.A., Sandratskii V.L.** *Gazoturbinnnye ustanovki* [Gas-turbine installations]. Perm: OAO Avia-dvigatel' Publ., 2006, 1204 p. In Russ.
 43. **Arbekov A.N., Varaksin A. Yu., Ivanov V.L., Manushin E.A., Mikhal'tsev V.E., Molyakov V.D., Osipov M.I., Surovtsev I.G., Troitskii N.I.** *Teoriya i proektirovaniye gazoturbinnnykh i kombinirovannykh ustanovok* [Theory and design of gas turbine and combined plants]. Moscow: Publishing House of MSTU. N.E. Bauman, 2017. 678 p. In Russ.
 44. **Korovin N.V.** *Gidrazin* [Hydrazine]. Moscow: Khimiya, 1980. 272 p. In Russ.
 45. **Mekalova N.V.** *Fullereny v rastvorakh* [Fullerenes in solutions]. Ufa: Ufa State Petroleum Technological University Publ., 2001, 107 p. In Russ.
 46. **Aliev I.N.** Possibility of using electromagnetic fields for removing the gas bubbles from the screens in rocket fuel systems. *Magnetohydrodynamics*, 1996, vol. 32, no. 3, pp. 351–352.
 47. **Kolomentsev A.I., Baikov A.V., Martynenko S.I., Yakutin A.V., Yanovskii L.S., Telichkin D.S., Ziegenhagen S.** Problems of microthruster development. *Russian Aeronautics*, 2010, vol. 53, no.2, pp. 198–201.
 48. **Aver'kov I.S., Demskaya I.A., Katkov R.E., Raznoschikov V.V., Samsonov D.A., Tupitsyn N.N., Yanovskii L.S.** Analiz energeticheskikh vozmozhnostei sostavnykh uglevodorodnykh goryuchikh dlya kislородnykh dvigatelei kosmicheskikh raketnykh stupenei [Analysis of energy performance of composite hydrocarbon fuels for oxygen engines of space rocket stages]. *Kosmicheskaya tekhnika i tekhnologii – Space Engineering and Technology*, 2017, no. 4, pp. 46–51. In Russ.
 49. **Khavkin A.V., Gulyaeva L.A., Belousov A.I.** Proizvodstvo reaktivnykh topliv povyshennoi plotnosti (T-8V i T-6) [Production of high-density jet fuels (T-8V and T-6)]. *Mir nefteproduktov. Vestnik neftyanykh kompanii – The world of petroleum products. Bulletin of Oil Companies*, 2015, no 4, pp. 13–16. In Russ.
 50. **Kovateva Yu.S., Vorob'ev A.G., Borovik I.N., Khokhlov A.N., Kazennov I.S.** Zhidkostnoi raketnyi dvigatel' maloi tyagi na toplive gazoobraznyi kislород i gazoobraznyi metan – razrabotka, proektirovaniye, ispytaniya i analiz poluchennykh rezul'tatov [Methane-oxygen liquid rocket engine of small thrust-development, design, tests and analysis of results]. *Vestnik MAI – Aerospace MAI Journal*, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45–54. In Russ.
 51. **Belov E.A., Bogushev V.Yu., Klepikov I.A., Smirnov I.A.** Rezul'taty eksperimental'nykh rabot v NPO «Energomash» po osvoeniyu metana kak komponenta topliva dlya ZhrD [The results of experimental work at NPO Energomash on the development of methane as a component of fuel for rocket engines]. *Trudy NPO "Energomash" – Proceedings of NPO Energomash*, 2000, vol. 18, pp. 86–100. In Russ.

Учредитель и издатель журнала:

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), МАИ

Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (Роскомнадзор)

Свидетельство о регистрации ПИ № ФС 77-72651 от 16.04.2018

Редактор Бублик Н.П., e-mail: tpt@mai.ru

Оригинал-макет и электронная версия изготовлены в МАИ.

Сдано в набор 27.09.2019. Подписано в печать 16.10.2019.

Формат 60×90 1/8. Печать цифровая. Усл. печ. л. 5.82. Уч.-изд. л. 6.35. Тираж 55 экз. «Свободная цена».

Отпечатано в ООО «Печатный салон ШАНС»