

ЖРД ОКИСЛИТЕЛЬНОЙ СХЕМЫ С ДОЖИГАНИЕМ - ОСНОВА ДОСТИЖЕНИЙ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ

Б.И. Каторгин, В.К. Чванов, Ф.Ю. Челькис

ВВЕДЕНИЕ

В 1995 г. исполнилось 30 лет с начала успешной летной эксплуатации мощных маршевых ЖРД, выполненных по окислительной схеме с дожиганием. В 1965 г. начались полеты новой мощной ракеты-носителя "Протон". В ней на обеих ступенях впервые в мире были применены двигатели с необычно высоким для того времени давлением в камере сгорания, достигающим для двигателей первой ступени (РД-253) 150 кг/см^2 .

За последние 30 лет примерно из 28 двигателей, находящихся в этот период в стадии полномасштабной разработки, 23 были выполнены по окислительной схеме с дожиганием. По размерности охватывается диапазон тяг в пустоте от 8 до 800 тс, максимально достигнутое давление в камере сгорания на номинальном режиме - $250\text{-}270 \text{ кг/см}^2$.

Этот 30-летний период является наиболее важным этапом в истории развития отечественной ракетной техники. В это время была создана основная часть производственной и испытательной инфраструктуры, обеспечивающей разработку наиболее совершенных двигателей с высоким уровнем давления в камере сгорания. В этот же период на основе опыта разработки и эксплуатации была создана современная научно-техническая, методическая и нормативная база, использование которой определило успех отечественной ракетной техники.

НПО "Энергомаш", являясь одной из ведущих организаций отрасли, разрабатывало в указанный период двигатели по окислительной схеме с дожиганием с наиболее уникальными характеристиками:

- РД-253 на топливе АТ + НДМГ для первой ступени РН "Протон";
- РД-263 и РД-268 на топливе АТ + НДМГ для ракет военного назначения;
- РД-510 на топливе перекись водорода + керосин;
- РД-120 на топливе жидкий кислород + керосин для второй ступени РН "Зенит";
- РД-170 и РД-171 на топливе жидкий кислород + керосин для первых ступеней УРКТС "Энергия" и РН "Зенит".

Двигатель РД-170 и его модификация РД-171 являются выдающимися достижениями отечественной ракетной техники. По совокупности качеств это семейство двигателей не имеет аналогов в практике отечественного и мирового двигателестроения. В конструкции их агрегатов, технологии производственных процессов, методах контроля качества использованы наиболее совершенные и апробированные опытом предшествующих разработок решения, позволившие обеспечить высокую надежность и высокие энергомассовые характеристики, технологичность и низкую стоимость производства, наиболее совершенный уровень эксплуатационных качеств.

Опыт, приобретенный в процессе создания РД-170, следует рассматривать как значительный этап в истории отечественного двигателестроения. Впервые в отечественной практике перед разработчиками была поставлена задача "создания двигателя с таким сочетанием уникальных характеристик: исключительная размерность по тяге (в пустоте 806 тс), высокое давление в камере сгорания (250 кг/см^2) и необходимость многократного (10 полетов) полетного использования. Во многих конкретных аспектах эта задача выходила за рамки предшествующего опыта. Найденные в итоге проведенных работ принципиальные решения ключевых проблем позволили не только создать РД-170 с высокими энергомассовыми характеристиками и надежностью, но и значительно на качественно новом

уровне расширить возможности базовой технологии для любого типа и размерности ЖРД окислительной схемы с дожиганием.

В настоящее время НПО "Энергомаш" реализует приобретенный опыт и использует технологии РД-170 в двух направлениях. Первое - разработка двухкамерной производной двигателя РД-170. Этот двигатель - РД-180 - заимствует с прототипа около 70% агрегатов и систем, включая камеру, газогенератор, трубопроводы горячего газа и др. Второе направление - создание трехкомпонентного двигателя РД-704 по окислительной схеме с дожиганием и давлением в камере сгорания 250 кг/см^2 .

Использование накопленного опыта в новых проектах значительно снижает стоимость и сроки разработки, технический и финансовый риск и обеспечивает получение наиболее совершенных характеристик и высокой надежности.

Развиваемые с середины 60-х годов технологии двигателей окислительной схемы с дожиганием нашли за 30-летний период свое законченное воплощение в двигателе РД-170.

1. ОСНОВНЫЕ ЭТАПЫ ОТРАБОТКИ ДВИГАТЕЛЕЙ РД-170 И РД-171

Двигатель РД-170 и его модификация РД-171 имеют в основном одинаковую конструкцию. Разница заключается лишь в системе качания камер (камеры РД-170 качаются в двух плоскостях, РД-171 - в одной), конструкции донного экрана и количестве датчиков системы аварийной защиты. Кроме того, РД-170 предназначен для 10-кратного использования, РД-171 - однократного.

В связи с указанными обстоятельствами все основные этапы отработки агрегатов, систем и двигателя в целом относились в равной мере к обоим двигателям (РД-170 и РД-171). Наземная отработка двигателя проводилась в несколько этапов.

1 этап - автономные испытания агрегатов и систем. На этом этапе основными являлись огневые испытания: газогенератора (132 испытания); камеры (68 испытаний); турбонасосного агрегата (31 испытание).

2 этап - доводочные огневые испытания двигателя.

3 этап - квалификационные огневые испытания:

- для однократного полетного использования (8 двигателей, 58 испытаний);
- для четырехкратного полетного использования (3 двигателя, 46 испытаний);
- для десятикратного полетного использования (3 двигателя, 54 испытания).

4 этап - огневые испытания двигателей в составе ступени ракеты (10 испытаний).

В итоге, к настоящему времени проведено более 900 огневых испытаний двигателя с суммарной наработкой около 100000 с. Максимально достигнутая продолжительность работы двигателя при многократных наземных испытаниях составляет 17 полетных ресурсов. Анализ состояния материальной части двигателей, прошедших многократные испытания, не выявил дефектов, препятствующих продолжению испытаний. Указанные цифры свидетельствуют о значительном объеме статистических данных, что дает уверенность в надежности приводимых ниже результатов анализа.

2. ОБЕСПЕЧЕНИЕ НАДЕЖНОСТИ РАБОТЫ АГРЕГАТА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ОКИСЛИТЕЛЬНЫХ ТРАКТОВ

Основными составляющими этой задачи являлись:

- создание конструкции газогенератора с приемлемым уровнем неравномерности теплового поля высокотемпературного газа, возможностью глубокого дросселирования и обеспечением устойчивости процесса горения;

- определение требований к материалам, применяемым в высокотемпературных

окислительных трактах и разработка технологии защитных покрытий жаропрочных конструкционных материалов, обеспечивающих надежную работу элементов газовых трактов при наличии случайных инициаторов возгорания и многоцикловом нагружении в процессе эксплуатации.

Решение проблемы газогенерации обеспечением указанных выше качеств было найдено на основе созданного в НПО "Энергомаш" модульного двухзонного смесительного элемента. Объединение этих элементов в смесительной головке позволило разработать ряд конструкций газогенераторов различной размерности. В первую очередь, это газогенератор двигателя РД-170, имеющий 127 форсунок, и газогенератор двигателя РД-120 с 37 форсунками. Кроме того, для различных исследовательских целей были созданы газогенераторы с 1 и 3 форсунками. Все указанные конструкции эксплуатируются в настоящее время, общий объем их испытаний составляет около 3000 включений.

Многочисленные исследования показали, что газогенератор РД-170 обеспечивает максимальное отклонение от среднемассовой температуры в сторону увеличения не более 5%. Характеристикой устойчивости процесса газогенерации является относительный уровень пульсаций давления в газогенераторе, который для РД-170 на номинальном режиме составляет $\pm 0,5\%$.

Значительный объем экспериментальных данных, включающих как специальные исследования, так и многочисленные испытания двигателей РД-170 и РД-120, дает возможность создавать конструкции газогенераторов практически любой размерности без проведения дополнительных поисковых работ.

Практическое решение проблемы обеспечения надежной работы элементов конструкции в высокотемпературной окислительной (кислородной) среде и реальных условиях эксплуатации базировалось на определенной концепции, включающей следующие основные компоненты.

Экспериментально определены условия воспламенения различных конструкционных материалов в высокотемпературной кислородной среде (практически в большинстве случаев использовался генераторный газ, получаемый с помощью одно- и трехфорсуночных газогенераторов, упомянутых выше). Испытаниям подвергались различные никелевые сплавы, стали, медные сплавы, технически чистые металлы. В результате определено, что воспламенение (самовоспламенение) основных используемых в ЖРД металлов и сплавов происходит при температурах, близких к точке плавления, и практически не зависит от давления в диапазоне значений более 100 кг/см^2 . Для никелевых сплавов эта температура составляет примерно 1200°C .

Экспериментально показано, что воспламенение конструкционных материалов в пределах рабочих температур окислительного газа в ЖРД может происходить только от воздействия случайных инициаторов возгорания, являющихся генераторами локального повышения температуры, превышающей температуру воспламенения материала конструкции. В качестве таких инициаторов возгорания могут выступать только посторонние легковоспламеняющиеся вещества (например, частицы из алюминиевых и титановых сплавов, органические вещества), а также тепло, выделяющееся при контактом взаимодействии различных деталей.

Экспериментально подробно изучены процессы зажигания конструкционных материалов. Принципиальным результатом исследований являются экспериментальные зависимости, устанавливающие связь между температурой окислительного газа и параметрами инициатора возгорания, как внешнего источника тепла. Такие зависимости, называемые границами зажигания, определяют область температур окислительной среды, в которой может быть обеспечена надежная работа любого элемента конструкции.

Границы зажигания позволили сформулировать требования к конструкционным материалам, применяемым в высокотемпературной окислительной среде, в первую очередь - к химическому составу сплавов.

В результате проведения многочисленных исследований показано, что область

рабочих температур, в которых обеспечивается надежная работа элементов конструкции, может быть существенно расширена за счет использования специальных защитных покрытий, отодвигающих границу зажигания за пределы температур, определяемых прочностными свойствами используемых материалов.

При разработке состава защитного покрытия и технологии его нанесения значительное внимание было уделено вопросам обеспечения и экспериментального подтверждения прочности его сцепления с основным материалом, стойкости при многоцикловом нагружении, влиянию покрытия на характеристики прочности основного материала при воздействии динамической и термической нагрузки.

Специальными экспериментами и исследованиями показано, что выбранный состав покрытия и технология его нанесения обеспечивают надежное сращивание материала покрытия и основного материала; что покрытие не снижает характеристик усталостной прочности основного материала.

Многочисленными огневыми испытаниями РД-170 (17 полетных ресурсов, 25 запусков) подтверждена работоспособность наиболее нагруженных элементов газового тракта - лопаток турбины - без присутствия каких-либо дефектов (эрозии, скалывания покрытия, трещин), препятствующих дальнейшим испытаниям.

Важной частью проведенных работ явились также исследования чувствительности элементов конструкции окислительного тракта от газогенератора до камеры к локальному и общему повышению температуры сверх рабочих значений.

В этом плане проведены огневые испытания двигателя в широком диапазоне времени опережения окислителя в газогенераторе. При малых, близких к нулевым, временах опережения окислителя, при которых кратковременное (до 0.2 с) пиковое значение температуры превышало 1500 °С, обеспечивается многократный нормальный запуск и работа двигателя на всех режимах работы. Осмотр материальной части свидетельствует об отсутствии каких-либо дефектов.

Проведены успешные испытания двигателей при температуре газа перед турбиной, достигающей 750°С.

Проведен комплекс специальных исследований и огневых испытаний с иницированием локального повышения температуры с использованием крупных частиц из титанового сплава, твердых и жидких органических соединений. Показано, что в области рабочих температур генераторного газа граница зажигания элементов конструкции, для которых не используется защитное покрытие, определяется количеством тепла от локального источника. При этом важно отметить, что для РД-170 используются количественные методы контроля наличия таких источников во внутренних полостях (в частности, наиболее опасных - жидких органических соединений), их чувствительность дает возможность обнаруживать органические соединения, масса которых более чем на два порядка меньше опасного значения.

Прямым экспериментом на работающем двигателе показано, что утечка высокотемпературного газа из магистрали с давлением около 300 атм не приводит к отказу двигателя.

Подводя итог изложенному необходимо отметить, что результаты проведенного комплекса работ и исследований на качественно новом уровне обеспечили кардинальное решение проблемы надежной работы агрегатов высокотемпературных окислительных трактов ЖРД. Это дало возможность не только создать РД-170 для многократного полетного использования, но и рассматривать найденные решения, как необходимый элемент перспективных двигателей нового поколения для ракет-носителей многократного использования.

3. ЗАПАСЫ И ГРАНИЦЫ РАБОТОСПОСОБНОСТИ РД-170 ПО НЕКОТОРЫМ ОСНОВНЫМ ВИДАМ НАГРУЖЕНИЯ

В этом разделе будут рассмотрены результаты различного типа специальных испытаний как отдельных элементов двигателя, так и двигателя в целом. Целью таких испытаний являлось определение запасов работоспособности по основным типам нагружения, при ряде испытаний ставилась задача определения границ работоспособности. В последнем случае параметры нагружения увеличивались вплоть до наступления отказа испытываемой системы. Типичным примером являются гидроразрушения агрегатов при периодических испытаниях.

Ниже приведены полученные по большому объему периодических испытаний значения максимальной рабочей и разрушающей нагрузок (в кг/см²) и запаса прочности для отдельных элементов конструкции РД-170:

- корпус регулятора расхода горючего - 934, >1700, > 1,82;
- корпус основного клапана окислителя - 650, 1400, 2,15;
- корпус основного клапана горючего - 350, > 1000, >2,86;
- корпус дросселя окислителя - 670, 1340, 2,00;
- корпус дросселя горючего - 580, > 1200, > 2,07;
- корпус теплообменника - 281, 525, 1,87;
- корпус газогенератора - 640, 1094, 1,71;
- камера сгорания (как сосуд) - 255, >450, >1,63;
- охлаждающий тракт камеры сгорания:
 - средняя часть - 120, 650, 2,90;
 - первая секция - 346, 760, 1,47;
 - вторая секция - 364, 750, 1,55;
 - третья секция - 373, 900, 1,83;
- корпус статора турбины - 555, 1140, 1,35;
- корпус коллектора турбины - 277, 610, 1,45;
- высоконапорная часть корпуса насоса окислителя - 770, >1280, >1,66;
- высоконапорная часть корпуса насоса горючего - 680, >915, >1,35;
- узел качания камеры - 281, > 600, >2,00.

Значком ">" отмечены максимальные полученные в ходе испытаний, разрушить агрегаты не удалось.

Кроме того, для вращающихся частей (при 14600 об/мин) запас прочности:

- ротор турбины - 1,35;
- крыльчатка насоса окислителя - 1,3;
- крыльчатка 1-й ступени насоса горючего - 1,26;
- крыльчатка 2-й ступени насоса горючего - 2,34.

Для рамы двигателя максимальная рабочая нагрузка равна 845 т, разрушающая - 1690 т, запас прочности - 1,98.

Максимальные рабочие нагрузки на элементы двигателя определены из условия форсирования тяги на 5% при неблагоприятном сочетании всех остальных внешних и внутренних факторов.

Экспериментальные значения запасов прочности определялись с учетом температуры среды, в которой работает конкретный элемент, а также с учетом наименьших прочностных свойств используемого материала по его техническим условиям и наиболее неблагоприятного сочетания допусков на геометрические размеры.

Приведенные выше данные по запасам прочности в полной мере удовлетворяют требованиям нормативной документации, и в истории создания РД-170 не отмечено случаев разрушения агрегатов в процессе огневых испытаний из-за недостаточной статической прочности.

Указанные выше запасы статической прочности приведены для иллюстрации традиционного подхода НПО "Энергомаш" в практике разработки ЖРД.

С началом летной эксплуатации двигателя РД-170 в НПО "Энергомаш" не прекращались работы по совершенствованию его характеристик. Эта работа проводилась по нескольким направлениям, и в первую очередь, в направлении снижения уровня динамических нагрузок на основные элементы агрегатов системы подачи топлива. В этом плане был реализован ряд мероприятий по совершенствованию характеристик гидравлических трактов, связанных с уменьшением потерь давления в высоконапорных магистралях кислорода до и после турбины и увеличением проходной площади соплового аппарата турбины. Кроме того, проведена замена материалов крыльчатки насоса окислителя и турбины на более прочные сплавы на никелевой основе. В итоге это позволило уменьшить обороты основного ТНА на 13% и увеличить запасы прочности по отношению к статическим нагрузкам основных элементов насоса окислителя и турбины (ротор турбины, крыльчатка насоса окислителя) примерно на 20%.

4. ЗАПАСЫ ПРОЧНОСТИ ОСНОВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РД-170 ПО ОТНОШЕНИЮ К ДИНАМИЧЕСКИМ НАГРУЗКАМ. ДОСТИГНУТЫЙ РЕСУРС РАБОТЫ ДВИГАТЕЛЯ

Одной из основных проблем, с которой столкнулись разработчики РД-170 в процессе отработки, явилось обеспечение прочности некоторых основных элементов конструкции при воздействии динамических нагрузок.

В первую очередь это относилось к наиболее нагруженным элементам насоса окислителя (лопатки крыльчатки и спрямляющего аппарата), турбинам (лопатки ротора) и трубопроводам небольших (до 16 мм) диаметральных размеров, соединяющих вибронгруженные агрегаты системы подачи топлива. В значительной мере указанная проблема выходила за рамки предшествующего опыта и была связана с уникальной величиной мощности агрегатов системы подачи топлива и необходимостью обеспечения длительного ресурса работы двигателя.

Решение проблемы было найдено в результате разработки и принятия комплекса мероприятий, включающих:

- отстройку собственных частот конструктивных элементов от частот спектра агрегатов подачи с максимальной амплитудой (лопаточные частоты);
- использование материалов с более высокими прочностными свойствами (гранульная технология для лопаток насоса окислителя и турбины);
- снижение уровня динамических нагрузок за счет совершенствования характеристик гидравлических трактов и снижения номинальных оборотов ТНА;
- использование известных в промышленности методов обработки поверхности лопаток насоса окислителя и ротора турбины с целью увеличения характеристик усталостной прочности (характерной особенностью процесса изготовления турбины является то обстоятельство, что процесс упрочнения поверхности лопаток производится после нанесения защитного покрытия).

Последовательная реализация указанных мероприятий позволила в итоге обеспечить, как отмечено выше, продолжительность работы двигателя, равную 17 летным ресурсам при 25 включениях. Исключительно важным является и то обстоятельство, что по результатам дефектации материальной части с использованием различных методов дефектоскопии не обнаружено дефектов, препятствующих дальнейшим испытаниям. При этом каких-либо ремонтных работ, предусмотренных документацией и связанных с заменой элементов двигателя, не проводилось.

Необходимо также отметить, что достигнутая продолжительность работы двигателя была продемонстрирована как при доводочных, так и при официальных (межведомственных) испытаниях, при этом примерно в течение 30% времени работы на основном режиме обеспечивались "неблагоприятные" условия работы (включая форсирование по тяге на 5%), приводящие к повышению (относительно номинального значения) оборотов ТНА.

Проведение огневых испытаний РД-170, связанных с установлением границы работоспособности двигателя по времени работы и числу включений, в настоящее время приостановлено из-за отсутствия цели (многократное использование двигателя пока не планируется) и отсутствия финансирования такой программы. Однако уже достигнутые результаты свидетельствуют о том, что разработчикам удалось успешно решить исключительно сложную задачу обеспечения многократного использования двигателя уникальной размерности.

Прогнозируемая продолжительность работы существующей конструкции двигателя составляет не менее 30 полетных ресурсов.

5. ЗАПАСЫ И ГРАНИЦЫ РАБОТОСПОСОБНОСТИ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ

Конструкцией камеры предусмотрено регенеративное и пленочное (с использованием трех поясов щелевой завесы), охлаждение огневой стенки камеры керосином. Конфигурация и параметры системы охлаждения были выбраны и подтверждены еще на этапе автономной отработки камеры. Работоспособность системы охлаждения была дополнительно подтверждена всем объемом огневых испытаний двигателя в широком диапазоне параметров и при их наиболее неблагоприятном сочетании. Так, в частности, подтверждена работоспособность камеры в диапазоне изменения соотношения компонентов топлива от +20% до - 24% от номинального значения, при этом рабочий диапазон составляет $\pm 7\%$.

Используемые в конструкции камеры решения обеспечивают запас по температуре стенки около 200°C, а по температуре жидкости более 300°C, что значительно превышает подобные характеристики двигателей малой размерности по тяге.

Результаты осмотра каналов охлаждающего тракта после проведения многократных испытаний свидетельствуют об отсутствии следов коксообразования, могущих ухудшить характеристики теплосъема.

Успешное решение проблемы охлаждения камеры со столь высоким давлением было обеспечено за счет оригинальных решений в конструкции системы щелевой завесы в сочетании с традиционной системой регенеративного охлаждения. Выявленные и изученные в процессе исследований исключительно тонкие и сложные механизмы тепло- и массообмена в пристеночном слое камеры позволяют использовать найденные решения в широком спектре задач для двигателей нового поколения.

6. ПЕРЕЧЕНЬ КЛЮЧЕВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ РД-170

Сжатые рамки статьи не позволяют подробно остановиться на всех основных особенностях технологии двигателя. Поэтому ниже представлен перечень и краткая характеристика этих компонентов.

1. Модульный струйноцентробежный смесительный элемент газогенератора "жидкость-жидкость": равномерность температурного поля и устойчивость процесса газогенерации в широком диапазоне соотношения компонентов и давлений; возможность

создания газогенератора любой размерности; подтверждена работоспособность на топливе кислород-керосин и кислород-водород.

2. Защита агрегатов высокотемпературного окислительного тракта от возгорания (состав покрытия, способы нанесения); обеспечивается эффективность защиты до температур не менее 900 °С; обеспечивает надежную работу при многоцикловом нагружении и большом ресурсе работы.

3. Лопаточные аппараты насосов и турбины большой мощности (способы конструирования и изготовления): значительный ресурс работы при отсутствии дефектов.

4. Охлаждение огневой стенки камеры (расчет, конструирование, изготовление): высокая эффективность теплосъема, ресурс работы практически неограничен; подтверждена работоспособность на керосине, разрабатывается модифицированный вариант для водорода.

5. Система разгрузки подшипников валов системы подачи большой мощности от осевых и радиальных сил, подшипники: минимальные нагрузки, значительный ресурс работы.

6. Двухкомпонентный струйно-центробежный смесительный элемент и смесительная головка камеры: высокая устойчивость и полнота сгорания топлива в широком диапазоне давления и соотношения компонентов; подтверждена работоспособность модифицированной конструкции на трехкомпонентном топливе.

7. Гибкий узел высокотемпературного окислительного тракта: обеспечивает отклонение камеры на угол $\pm 8^\circ$.

8. Система уплотнений разъемных соединений жидкостных и газовых трактов высокого давления: высокая надежность, герметичность соединений, технологичность сборки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Полномасштабная разработка двигателя РД-253 была начата в 1962 г. В этот и предшествующие годы среди специалистов было немало дискуссий о правильности выбранной концепции и параметрах этого двигателя. Некоторыми специалистами высказывались сомнения в возможности создания двигателей по окислительной схеме с дожиганием и обеспечения требуемой надежности при высоком для того времени уровне давления в камере сгорания.

Практика отработки и эксплуатации этого двигателя опровергла высказываемые ранее сомнения, что в итоге дало возможность воплотить в основное направление развития мощных ЖРД в России инициативу, начатую в начале 60-х годов.

В проводимых исследованиях основное внимание уделяется вопросам формирования облика двигательной установки. По оценкам, проведенным ракетными организациями для различных схем выведения носителя (вертикальный старт-горизонтальная посадка, старт с грузового самолета-горизонтальная посадка и др.), наиболее перспективным является использование трехкомпонентных двигателей (кислород, керосин, водород). Для большинства специалистов является очевидной необходимость того, что технология трехкомпонентного двигателя должна опираться на прочный фундамент предшествующего опыта. Основные дискуссии, проводимые в настоящее время, посвящены вопросу о том, какая технология должна быть выбрана в качестве базовой и какой уровень проектных параметров двигателя может обеспечить приемлемый уровень технического и финансового риска. В этом плане (так же, как и в начале 60-х годов) рядом специалистов высказываются сомнения в возможности создания ЖРД окислительной схемы с дожиганием и высоким уровнем давления в камере. Можно предполагать, что указанные сомнения вызваны, как и ранее, недостатком информации о существующем положении дел и отсутствием в достаточной мере собственного опыта.

Публикуя настоящую статью авторы ставили своей целью восполнить недостаток информации о возможностях существующей технологии двигателей окислительной схемы с

дожиганием.

В заключение авторы считают необходимым отметить, что базовая технология двигателей нового поколения для ракет-носителей однократного и многократного использования существует. Эта технология воплощена в настоящее время в конструкции двигателя РД-170 и его модификациях.