

СОВРЕМЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УРОВЕНЬ, ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МАЛОЙ ТЯГИ И ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ИХ ОСНОВЕ

Бешенев Ю.А., Булдашев С.А., Жиров С.П., Казанкин Ф.А., Кулябин К.П., Кутуев Р.Х., Ларин Е.Г., Лебедев И.Н., Муркин В.А., Потабачный Л.А., Семкин Е.В, Сергеев В.В.

Государственное предприятие Научно-исследовательский институт машиностроения, г. Нижняя Салда

В статье представлены основные результаты деятельности НИИмаш по следующим направлениям развития ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) и двигательных установок (ДУ) малых космических аппаратов (МКА) на их основе:

- модернизация РДМТ путем применения жаростойких материалов и ужесточения требований к рабочему процессу;

- создание новой элементной базы и ДУ МКА на основе РДМТ нового поколения;

- создание двухкомпонентных РДМТ с уровнем тяги 3 Н для МКА.

1. РДМТ для современных и перспективных космических программ ближайшего будущего

РДМТ на двухкомпонентном топливе АТ+НДМГ широко используются в качестве исполнительных органов ДУ для стабилизации, ориентации и коррекции орбиты космических аппаратов (КА).

Начиная с 1971 г. – с первой в мире долговременной орбитальной станции "САЛЮТ" – все отечественные пилотируемые космические объекты "САЛЮТ", "АЛМАЗ", "МИР", "СОЮЗ-Т", "СОЮЗ-ТМ", модули дооснащения "КВАНТ", КРИСТАЛЛ", "СПЕКТР", "ПРИРОДА", орбитальный корабль "БУРАН", средство передвижения космонавта в открытом космосе (СПК) – "космический мотоцикл", грузовые корабли "ПРОГРЕСС", "ПРОГРЕСС-М", семь типов КА серии "КОСМОС" используют РДМТ НИИ машиностроения для ориентации, стабилизации, коррекции орбиты, стыковки – расстыковки.

Диапазон тяги двигателей разработки НИИ машиностроения от 0,8 до 2550 Н для шестнадцати видов КА научного и народнохозяйственного назначения. Около 10 тысяч экземпляров РДМТ, разработанных и изготовленных в НИИ машиностроения, обеспечили успешную летную эксплуатацию более 800 космических аппаратов [1].

В НИИ машиностроения в начале 80-х годов разработан РДМТ второго поколения 17Д58Э, предназначенный для замены ранее разработанных менее эффективных двигателей подобного класса. Это первый в стране РДМТ с регенеративным охлаждением камеры сгорания. Ко второму поколению также относятся модернизированные двигатели 11Д457Э, 11Д428А-14(16), 11Д459М, 11Д458-02.

Ужесточение требований к организации рабочего процесса и освоение технологии изготовления камер сгорания из жаропрочного ниобиевого сплава с жаростойким молибдено-силицидным покрытием позволило повысить удельный импульс тяги (I_y) этих двигателей с 2460 м/с до 2852 м/с при незначительном увеличении массы и габаритных размеров. В результате для комплектации двигательных систем Международной космической станции (МКС) разработан РДМТ 11Д428А-14(16).

Двигатели второго поколения 11Д428А-14 и 11Д428А-16 заменили двигатели 11Д428А-10 и 11Д428А-12 в составе КА "Союз - ТМ" и "Прогресс-М". Двигатель 11Д428А-14 используется в служебном модуле международной космической станции, а двигатели 17Д58Э и 11Д458 в ее функциональном грузовом блоке "ЗАРЯ".

В продолжение опытно-конструкторских работ по созданию параметрического ряда РДМТ второго поколения в НИИмаш взамен серийного двигателя 11Д458 разработан двигатель 11Д458М для разгонного блока "Бриз-М", используемого совместно с РН "Протон-М".

Двигатель 11Д458М с улучшенными технико-экономическими характеристиками создан путем модернизации существующего прототипа 11Д458 с максимальным заимствованием технических решений, агрегатов и узлов в т. ч. и заимствованием технических решений из других двигателей разработки НИИмаш.

Отличительной особенностью двигателя является стабильность тяги ($\pm 19,13$ Н) и удельного импульса тяги (± 123 м/с) в эксплуатационном диапазоне входных условий ($0,98 \leq P_{вхг}^0 \leq 1,96$ МПа, $\Delta P_{вхг}^0 = \pm 0,294$, $T_{вх} = -5 \dots 40^\circ\text{C}$) при среднем значении удельного импульса тяги – 2972 м/с.

Высокие энергетические параметры получены путем оптимизации рабочего процесса в камере и применением камеры из жаропрочного ниобиевого сплава с жаростойким молибдено-силицидным покрытием, а стабильные параметры – введением малогабаритных стабилизаторов расхода по трактам окислителя и горючего двигателя.

В 1994 году НИИмаш совместно с американской фирмой Аэроджет впервые в мировой практике провел сравнительные испытания серийного РДМТ 11Д458 тягой 400Н на топливах АТИН+НДМГ и MON3+ММН. При удовлетворительной сходимости основных параметров при их оценке на топливе АТИН+НДМГ в НИИмаш ($I_y=2452$ м/с) и в фирме Аэроджет

($I_{y}=2472$ м/с), испытания двигателя на топливе MON3+ММН показали, что его энергетические параметры в непрерывном и импульсном режиме работы на топливе MON3+ММН выше, чем на топливе АТИН+НДМГ. Удельный импульс тяги двигателя в непрерывном режиме соответствует 2852 м/с, величина прироста составляет 17%. Полученные результаты позволяют эффективно использовать двигатели конструкции НИИ машиностроения в зарубежных (после проведения их квалификации) и совместных космических программах.

Одним из наиболее важных перспективных направлений развития ракетно-космической техники является применение экологически чистых компонентов ракетного топлива, в том числе и для ДУ КА.

В институте для ДУ орбитального корабля "Буран" разработан двигатель 17Д16 тягой 186,4 Н на газообразном кислороде и керосине. Основными направлениями работ при отработке двигателя были решение проблемы надежного воспламенения компонентов топлива и обеспечение необходимого огневого ресурса камеры сгорания. Нижняя граница вероятности безотказной работы $P_H=0,998$ при доверительной вероятности $\gamma=0,9$ обеспечена оптимизацией процессов в воспламенителе, ядре горения, организацией комбинированного внутреннего и внешнего охлаждения камеры сгорания и сопла.

Основываясь на опыте отработки 17Д16, в институте разработаны экспериментальные РДМТ тягой 24,5Н и 2550Н на топливе газообразный кислород - этиловый спирт.

2.Элементная база и ДУ на основе РДМТ нового поколения для перспективных МКА

Актуальность работ в направлении создания РДМТ нового поколения и ДУ на их основе определяется существующими тенденциями к снижению массы МКА, увеличению сроков активного существования (САС) автоматических и пилотируемых КА, долговременных орбитальных станций, а также повышению точности их ориентации и стабилизации, что предъявляет более жесткие требования к экономичности, быстродействию, токопотреблению, габаритам и массе используемых в реактивных системах управления РДМТ. Кроме того, предъявляются более жесткие требования к уровню загрязняющего воздействия продуктов сгорания двигателя на солнечные батареи, оптические приборы и поверхности других чувствительных к этому воздействию элементов аппарата и непроизводительным потерям топлива через клапаны и другие элементы топливных систем ДУ.

Улучшение энерго-массового совершенства является одной из наиболее важных проблем создания ДУ нового поколения на долгохраняемых высококипящих компонентах топлива для перспективных МКА.

Расчетно-экспериментальные исследования НИИмаш по созданию элементной базы ДУ нового поколения показали возможность создания высокоэффективных РДМТ с близкими к предельным энергетическими, динамическими, ресурсными и массовыми характеристиками. При этом кардинальный эффект совершенствования энерго-массовых характеристик ДУ может быть достигнут при разработке и внедрении принципов схемно-функциональной интеграции на уровне агрегатов РДМТ, систем и ДУ в целом [2].

Суть одного из принципов заключается в функциональном совмещении узлов РДМТ в части обеспечения одновременности протекания отдельных фаз процесса перемешивания и сгорания компонентов топлива - перемешивание компонентов топлива в жидкой фазе осуществляется в зоне смесителя с последующим распылом смеси в объеме камеры сгорания (КС). При таком подходе прогнозируется реализация объемного горения в камере сгорания.

Суть другого принципа схемно-функциональной интеграции заключается в совмещении функций клапанов и головки в части подачи компонентов топлива за счет максимального приближения запорных органов к форсуночным элементам, что позволяет получить качественно новый уровень динамических характеристик РДМТ. Результатами экспериментов показано, что в этом случае минимальная команда на включение двигателя, обеспечивающая гарантированный импульс тяги, может быть снижена с 0,03...0,06 с для существующих РДМТ до 0,003...0,005 с.

Предварительный анализ показал, что улучшение динамических характеристик РДМТ систем ориентации и стабилизации КА за счет снижения времени срабатывания клапанных механизмов до 0,001 с, а также повышение удельного импульса тяги РДМТ до величины не менее 3000 м/с на непрерывном режиме и до 2000 м/с при работе двигателей с частотой 100 Гц обеспечит высокую полноту использования запаса топлива и, следовательно, повысит энерго-массовое совершенство ДУ, а также точность ориентации и стабилизации и на 15 – 20 % снизит запасы топлива на управление КА.

Некоторые основные характеристики экспериментальных образцов двигателей тягой 400 Н и 8 Н приведены ниже:

- тяга, Н	8	400
-удельный импульс тяги в непрерывном режиме, м/с	2890	2945
-минимальная длительность команды, с	0,003	0,005
-максимальная частота включений, Гц	150	100
-масса двигателя, кг	0,02	0,083.

На сформированных принципах схемно-функциональной интеграции базируется весь комплекс работ по созданию элементной базы ДУ нового поколения. Примером использования этих принципов на уровне агрегатов, систем и ДУ в целом является система наддува (СН) генераторным газом на базе безроторного насоса-стабилизатора (БНС). Рабочим телом для привода БНС

служит газ из полостей наддува топливных баков. Эффективность предложенной концепции характеризуется следующим:

– из СН исключаются аккумуляторы давления, т.к. газ наддува генерируется из компонентов топлива основных баков, а сама СН становится унифицированной для широкого спектра КА с различным запасом компонентов топлива на борту;

– отпадает необходимость в системах управления, т.к. привод насоса включает-выключает его при заданном уровне давления в системе автоматически;

– из состава газогенератора исключаются электроклапаны (следовательно, не нужны блок управления и энергопотребление от бортовых источников питания), т.к. дозированную подачу топлива обеспечит насос.

Таким образом, состав СН сводится к газогенератору и беззоторному насосу-стабилизатору с использованием топлива из основных баков ДУ, что по сравнению с традиционными системами снижает сухую массу ДУ и массу рабочего тела, использующегося для подачи топлива, тем самым повышая не только массовое, но и энергетическое совершенство ДУ.

Для этой СН созданы экспериментальные образцы БНС, которые обеспечивают автоматическое поддержание давления подачи компонентов топлива. Основные технические характеристики двухкомпонентного насоса следующие:

– массовый расход (суммарный)	0,1 кг/с;
– давление подачи	13,3 МПа;
– диапазон давления подачи	13,0 ... 13,7 МПа;
– масса	0,25 кг.

Дополнительный эффект дает применение нетрадиционных в космическом двигателестроении конструкционных материалов. По результатам анализа состояния разработки и эксплуатации баковых систем в отечественной и зарубежной практике конструкторами НИИМаш определен облик топливного бака перспективных ДУ в виде металлического лейнера с толщиной стенки порядка 0,2...0,4 мм и силовой оболочкой из композиционного материала, топливная полость и полость наддува имеют металлический разделитель диафрагменного типа. Металлическая диафрагма обеспечивает гарантированное разделение компонентов топлива и газа наддува, что обеспечивает стабильность характеристик РДМТ при запуске и работе на установившемся режиме. На основании выработанной концепции изготовлены и испытаны экспериментальные образцы баков объемом около 0,0018 м³ и массой не более 0,4 кг, рассчитанные на рабочее давление 10 МПа.

Немаловажным преимуществом предлагаемого подхода является модульное исполнение ДУ, подразумевающее ее полную автономность от систем управления КА (за исключением команд на приведение ДУ в готовность и команд на включение двигателей), возможность применения баков различной емкости (от нескольких килограммов до сотен килограммов) при неизменной системе подачи топлива и тех же двигателях. ДУ на базе РДМТ, выполненная в модульном исполнении, способна обеспечить эксплуатацию малых космических аппаратов, либо входить в состав различных космических платформ.

Таким образом, проведенные работы показали возможность создания высокоэффективных РДМТ с близкими к предельным для химических двигателей энергетическими, динамическими, ресурсными и массовыми характеристиками и экспериментально подтвердили возможность создания ДУ с качественно новым уровнем основных характеристик за счет:

- использования комплексного подхода к проектированию всей системы, подсистем и агрегатов;
- применения нетрадиционных конструкционных материалов;
- использования принципиально новых конструкторско-технологических решений.

3. Двухкомпонентный РДМТ с уровнем тяги 3 Н для МКА

В настоящее время создание МКА и особенно научно-технического и технологического задела для их проектирования отнесено к приоритетным работам среди различных видов космических средств и представлено как целевое направление в Федеральной космической программе на ближайшие годы. Исследования НИИмаш в обеспечение создания двухкомпонентного двигателя тягой 2,94 Н на топливе АТ НДМГ направлены на решение задач Федеральной космической программы. Двигатель тягой 2,94 Н предназначен для использования в системе управления МКА.

Основными проблемами при создании двухкомпонентных РДМТ с уровнем тяги 2,94 Н является организация подачи компонентов топлива в камеру сгорания при суммарном массовом расходе порядка 0,001 кг/с, и организация рабочего процесса, обеспечивающего стабильные энергетические и динамические характеристики двигателя в импульсном и непрерывном режимах работы. Как показали результаты расчетно-теоретических работ и экспериментальных исследований при малом расходе компонентов топлива существующие схемы подачи компонентов топлива становятся малоэффективными. Поэтому при создании двигателя тягой 2,94 Н потребовалось провести экспериментальные поисковые работы по оценке возможности применения различных схем подачи компонентов топлива и организации рабочего процесса.

В результате проведенных исследований испытаниями нескольких образцов ЖРДМТ показана возможность достижения удельного импульса тяги 3000 м/с при удовлетворительном тепловом состоянии двигателя в непрерывном режиме работы. Определена зависимость удельного импульса тяги двигателя с выбранной схемой организации подачи компонентов топлива и рабочего процесса от приведенной длины. Подтверждена высокая эффективность работы двигателя в импульсных режимах при длительности команды $\geq 0,03$ с. При длительности команды 0,3 с и приведенной длине камеры сгорания $L_{пр}=0,54$ м величина удельного импульса тяги двигателя достигает 2766 м/с.

Динамические параметры двигателя характеризуются следующими значениями: время выхода двигателя на режим $\tau_{0,9} \leq 0,029$ с, время останова двигателя $\tau_{от} \leq 0,022$ с, импульс последствия двигателя $J_{пс} \leq 0,05$ Н·с

Максимальная температура поверхности камеры двигателя не превышает 1400°C в непрерывном установившемся режиме работы.

Заключение

Сформулированные конструкторами НИИ машиностроения научно-методические основы разработки РДМТ и опыт их длительной эксплуатации в космосе, результаты деятельности по модернизации РДМТ путем применения жаростойких материалов и ужесточения требований к рабочему процессу, разработке РДМТ на экологически чистых компонентах топлива, а также уникальный научно-технический задел по РДМТ и ДУ нового поколения являются основанием для проведения НИР и ОКР по всем направлениям разработки двигательных систем космических аппаратов малого класса в интересах отечественных и зарубежных фирм.

Список литературы

1. Жиров С.П., Казанкин Ф.А., Кулябин К.П., Ларин Е.Г. и др. Современный уровень и направления развития ракетных двигателей малой тяги. /Доклад на Первой международной конференции-выставке "Малые спутники", г. Королев, 16-20 ноября 1998г.
2. Булдашев С.А., Завгородний Г.К., Казанкин Ф.А., Кулябин К.П., Ларин Е.Г. Двигательные установки малых космических аппаратов на основе РДМТ нового поколения. /Доклад на Первой международной конференции-выставке "Малые спутники", г. Королев, 16-20 ноября 1998г.

НЕРАЗРУШАЮЩИЙ КОНТРОЛЬ ПОВРЕЖДЕННОСТИ УПРУГИХ ТЕЛ МЕТОДОМ ИЗМЕРЕНИЯ РЕЗОНАНСНОЙ ЧАСТОТЫ, ДЕКРЕМЕНТА КОЛЕБАНИЙ И ЭКВИВАЛЕНТНЫХ МАСС СВОБОДНО ВИСЯЩЕГО ОБЪЕКТА

Иванов Ю.Н., Михайлов А.Л.

ОАО "Научно-производственное объединение "Сатурн", г. Рыбинск

Стало привычным и не требующим доказательств утверждение, что надежность конструкций в современной технике - важнейший фактор ее развития. В свою очередь, надежность конструкций определяется конструкционными материалами, эксплуатирующимися в переменных полях различной природы и интенсивности, под действием которых их структура, а следовательно, и свойства непрерывно изменяются. Без знания закономерностей и умения количественно оценить процессы, протекающие в материалах на всех стадиях их производства и эксплуатации, прогресс в обеспечении надежности техники невозможен.

Для изучения поведения материалов в условиях температурно-