

В дальнейшей работе планируется разработать тех процесс изготовления корпуса малого космического аппарата «CubeSat». Технологический процесс будет содержать этапы механической обработки эскизно, также прописаны операции, которые необходимо будет провести для получения конечной детали. Будет проанализировано оборудование и его составляющие. Так как корпус данной детали будет укомплектован микропроцессорами, солнечными панелями, передатчиками и другими составляющими, он должен иметь точные размеры ввиду того, что при малейшей погрешности, его функционирование как малого космического аппарата будет нарушено. Исходя из требований изготовления, будет целесообразно применение промышленного робота на этапах технологического маршрута механообработки, для исключения человеческого фактора в процессе получения корпуса «CubeSat».

#### Список использованных источников

1. Cubesats. Toronto. GeneralBooksLLS, 2011-24 с.

УДК 621.454.2

### О ПЕРСПЕКТИВНОМ ТОПЛИВЕ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

**Мухаметбек Жанибек Арсыланбекович**

*zhanik1256@gmail.com*

Студент кафедры “Космическая техника и технологии”

ЕНУ им. Л.Н.Гумилева, Нур-Султан, Казахстан

Научный руководитель –Ракишев Ж.Б

Одновременно с баллистическими и жидким ракетным топливом развивались многокомпонентные смесевые твердые топлива, как наиболее приспособленные к применению в военных целях в связи с их широким температурным диапазоном эксплуатации, устранением опасности разлива компонентов, меньшей стоимости твердотопливных ракетных двигателей за счет отсутствия в их конструкции трубопроводов, клапанов и насосов, большей тягой на единицу веса. Кроме агрегатного состояния своих компонентов, ракетные топлива характеризуются следующими показателями:

- удельный импульс тяги;
- термическая стабильность;
- химическая стабильность;
- биологическая токсичность;
- плотность;
- дымность.

Удельный импульс тяги ракетных топлив зависит от давления и температуры в камере сгорания двигателя, а также молекулярного состава продуктов сгорания. Повышенное давление обеспечивается с помощью использования конструкционных материалов с высокой прочностью. Высокая температура продуктов сгорания достигается с помощью добавления в твердое топливо металлического алюминия или химического соединения – гидрида алюминия. Жидкое топливо может использовать подобные добавки только в случае его загущения специальными добавками.

Молекулярный состав продуктов сгорания/разложения топлива влияет на скорость истечения и их агрегатное состояние на срезе сопла. Чем меньше вес молекул, тем больше скорость истечения: наиболее предпочтительными продуктами сгорания являются молекулы воды, за ними следуют молекулы азота, углекислого газа, окислы хлора и других галогенов; наименее предпочтительным является окисел алюминия, который конденсируется в сопле двигателя до твердого состояния, снижая тем самым объем расширяющихся газов.



Рисунок 1. Структура несимметричного диметилгидразина

В настоящее время в военной сфере применяется исключительно высококипящее жидкое топливо на основе тетраоксида азота (АТ, окислитель) и несимметричного диметилгидразина (НДМГ, горючее). Термическая стабильность этой топливной пары определяется температурой кипения АТ (+21°C), что ограничивает применение данного топлива ракетами, находящимися в термостатированных условиях ракетных шахт МБР и БРПЛ. В связи с агрессивностью компонентов технологией их производства и эксплуатации баков ракет владеет/владеет только одна страна в мире — СССР. Наиболее химически стабильной является топливная пара АТ+НДМГ, поскольку для неё разработана уникальная отечественная технология ампулированного хранения в алюминиевых баках под небольшим избыточным давлением азота в течение практически неограниченного времени.

Все твердые топлива со временем химически деградируют из-за самопроизвольного разложения полимеров и их технологических растворителей, после чего олигомеры вступают в химические реакции с другими, более стойкими компонентами топлива. Поэтому шашки РДТТ нуждаются в регулярной замене. Величина плотности топлива прямо влияет на массу топливных баков ЖРД и корпуса РДТТ: чем больше плотность, тем меньше паразитная масса ракеты. Наименьшая плотность у топливной пары водород+кислород — 0,34 г/куб. см, у пары керосин+кислород плотность составляет 1,09 г/куб. см, АТ+НДМГ — 1,19 г/куб. см, нитроцеллюлоза+нитроглицерин — 1,62 г/куб. см, алюминий/гидрид алюминия + перхлорат/динитрамид аммония — 1,7 г/куб.см, октоген+перхлорат аммония — 1,9 г/куб. см. При этом надо учитывать, что у РДТТ осевого горения плотность топливного заряда примерно в два раза меньше плотности топлива из-за звездообразного сечения канала горения, применяемого с целью поддержания постоянного давления в камере сгорания вне зависимости от степени выгорания топлива. То же самое относится к баллистическим топливам, которые формируются в виде набора лент или шашек для сокращения времени горения и дистанции разгона реактивных снарядов и ракет. В отличие от них плотность топливного заряда в РДТТ торцевого горения на основе октогена совпадает с указанной для него максимальной плотностью.

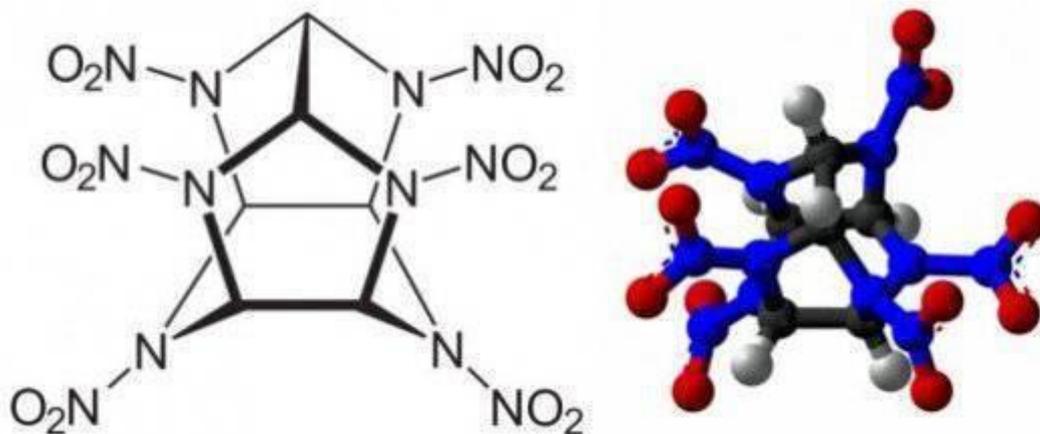
Последним из основных характеристик ракетных топлив является дымность продуктов сгорания, визуально демаскирующих полет ракет и реактивных снарядов. Указанный признак присущ твердым топливам, содержащим в своем составе алюминий, окислы которого конденсируются до твердого состояния в процессе расширения в сопле ракетного двигателя. По этому указанные топлива применяются в РДТТ баллистических ракет, активный участок траектории которых находится вне зоны прямой видимости противника. Авиационные ракеты снаряжаются топливом на основе октогена и перхлората аммония, реактивные снаряды, гранаты и противотанковые ракеты.

Основными направлениями развития жидких ракетных топлив являются (в порядке очередности реализации):

- использование переохлажденного кислорода с целью увеличения плотности окислителя;
- переход к топливной паре кислород+метан, горючий компонент которой обладает на 15% большей энергетикой и в 6 раз лучшей теплоемкостью, чем керосин с учетом того, что алюминиевые баки при температуре жидкого метана упрочняются;
- добавление озона в состав кислорода на уровне 24% с целью повышения температуры

кипения и энергетики окислителя (большая доля озона является взрывоопасной); — использование тиксотропного (загущенного) топлива, компоненты которого содержат взвеси из пентаборана, пentaфторида, металлов или их гидридов.

Другим перспективным направлением является расширение номенклатуры используемых нитраминных взрывчатых веществ, обладающих большим кислородным балансом по сравнению с октогеном (минус 22%). В первую очередь это гексанитрогексаазаизовюрцитан (С1-20, кислородный баланс минус 10%) и октанитрокубан (нулевой кислородный баланс), перспективы применения которых зависят от снижения стоимости их производства – в настоящее время С1-20 на порядок дороже октогена, октонитрокубан на порядок дороже С1-20.



Рисуно 2. Структура гексанитрогексаазаизовюрцитана

Кроме совершенствования известных типов компонентов, исследования также ведутся в направлении создания полимерных соединений, молекулы которых состоят исключительно из атомов азота, соединенных между собой одинарными связями. В результате разложения полимерного соединения под действием нагрева азот образует простые молекулы из двух атомов, соединенных тройной связью. Выделяемая при этом энергия двукратно превышает энергию нитраминных ВВ. Впервые азотные соединения с алмазоподобной кристаллической решеткой были получены российскими и немецкими учеными в 2009 году в ходе экспериментов на совместной опытной установке под действием давления в 1 млн. атмосфер и температуры в 1725°С. В настоящее время ведутся работы по достижению метастабильного состояния азотных полимеров при обычных давлении и температуре.

В настоящее время множество «гражданских» ЖРД используют углеводородные горючие. Их продукты полного сгорания (водяные пары H<sub>2</sub>O и диоксид углерода CO<sub>2</sub>) условно не считаются химическими загрязнителями окружающей среды. Все остальные компоненты являются либо дымообразующими, либо токсичными веществами, оказывающими вредное влияние на человека и окружающую среду. Это: соединения серы (SO<sub>2</sub>, SO<sub>3</sub> и др.); продукты неполного сгорания углеводородного топлива — сажа (С), моноокись углерода (СО), различные углеводороды, включая и кислородосодержащие (альдегиды, кетоны и др.), условно обозначаемые как С<sub>т</sub>Н<sub>п</sub>, С<sub>т</sub>Н<sub>п</sub>О<sub>р</sub> или просто СН; окислы азота с общим обозначением NO<sub>х</sub>; твердые (зольные) частицы, образующиеся из минеральных примесей в горючем; соединения свинца, бария и других элементов, входящих в состав присадок к топливам.

Вещество	ПДК (мг/м <sup>3</sup> ) компонентов продуктов сгорания			
	Химическая формула	В рабочей зоне	В воздухе населенных мест	
			максимальная разовая	Среднесуточная
Пыль	—	—	0,5	0,05
Сажа	C	—	0,15	0,05
Углерода оксид	CO	20	3,0	1,0
Бензин	C <sub>m</sub> H <sub>n</sub>	100	5,0	1,5
Бензапирен	C <sub>20</sub> H <sub>12</sub>	0,00015	—	0,000001
Формальдегид	HCHO	0,05	0,035	0,003
Азота диоксид	NO <sub>2</sub>	5	0,085	0,085
Серы диоксид	SO <sub>2</sub>	10	0,5	0,05
Водород хлористый	HC1	5	0,2	0,2
Кислота серная	H <sub>2</sub> SO <sub>4</sub>	1	0,3	0,1
Свинец и его соединения	—	—	—	0,0007

По сравнению с тепловыми двигателями других типов, токсичность ракетных двигателей имеет свои особенности, обусловленные специфическими условиями их эксплуатации, применяемыми топливами и уровнем их массовых расходов, более высокими значениями температур в реакционной зоне, эффектами догорания выхлопных газов в атмосфере, спецификой конструкций двигателей.

Отработавшие ступени ракет-носителей (РН), падая на землю, разрушаются и оставшиеся в баках гарантированные запасы стабильных компонентов топлива загрязняют и отравляют прилегающий к месту падения участок земли или водоем.

Но есть ли топливо, которое удовлетворит всех и будет стоить дешевле всех? Возможно, это метан. Тот самый голубой газ, на котором некоторые из вас сегодня готовили пищу. Предлагаемое горючее является перспективным, активно осваивается другими отраслями промышленности, обладает более широкой сырьевой базой по сравнению с керосином и низкой стоимостью — это является важным моментом, учитывая прогнозируемые проблемы производства керосина. Метан как по плотности, так и по эффективности находится между керосином и водородом. Способы получения метана многочисленны. Главный источник метана природный газ, который состоит на 80...96% из метана. Остальное — это пропан, бутан и другие газы того же ряда, которые можно вообще не удалять, они очень схожи по свойствам с метаном. Другими словами, можно просто сжигать природный газ и использовать его как ракетное топливо. Метан можно получать и из других источников, например, переработкой отходов животноводства. Возможность использования метана в качестве ракетного топлива рассматривается уже на протяжении десятков лет, однако сейчас есть только стендовые варианты и экспериментальные образцы таких двигателей. Например, в химкинском НПО «Энергомаш» исследования в части использования сжиженного газа в двигателях велись с 1981 года. Прорабатываемая сейчас в «Энергомаше» концепция предусматривает разработку однокамерного двигателя тягой в 200 т на топливе «жидкий кислород — сжиженный метан» для первой ступени перспективного носителя легкого класса. Космическая техника ближайшего будущего обещает быть многократной. И тут открывается ещё одно преимущество метана. Он криогенный, а, значит, достаточно нагреть двигатель хотя бы до температуры -160 по Цельсию (а лучше выше) и двигатель сам освободится от компонентов топлива. По мнению специалистов, он более всего подходит для создания многократных ракет-носителей.

С точки зрения экологичности, да, метан на голову выше керосина, а современные тренды направлены именно на заботу о природе, ну или хотя бы на работу не в ущерб ей. Но, как и любая другая отрасль, ракетно-космическая — это бизнес. Экологичность экологичностью, но переплачивать за неё не готовы даже арабские шейхи. Тогда в чём преимущество? Дело в том, что технологии редко развиваются по одной, чаще — в купе с

другими. С метановыми двигателями та же ситуация. Полноценно проявить свой потенциал они могут лишь в многоразовых ракетах-носителях и/или их ступенях, ведь двигатели на метане, как, собственно, и вся топливная система, потребуют меньшего межпускового обслуживания, а само это обслуживание сильно упростится. Приземлилась ступень, продули её азотом, а она сразу сухая и чистая – вези на стартовую площадку.

Всё вышесказанное мной совершенно не означает, что надо откладывать перспективные проекты, чтобы доделать хотя бы начатые. Необходимо пересмотреть текущие проекты, исключить бессмысленные на данном этапе или дополнить их так, чтобы смысл появился. Сейчас отечественная ракетно-космическая отрасль выглядит так, будто бьётся в конвульсиях, в попытках сделать вид, что всё в порядке, но почти всем очевидно, что это не так. И первыми, конечно, должны задуматься руководители.

#### **Список использованных источников**

1. История, состояние и перспектива : сб. Трудов НПО Энергомаш. 2000. № 18. 204 с.
2. Дорофеев А.А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование : учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 463с.
3. Проектирование транспортных средств специального назначения: учеб. пособие / Е.В. Воробьев, О.Е. Денисов, В.И. Кузнецов; под ред. А.Н. Сова. – М.: МАДИ, 2014. – 96 с.
4. Клепиков И. А., Буканов В. Т., Мирошкин В. В. И др. ЖРД на метановом горючем.