



Министерство образования и науки Российской Федерации  
ТОМСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ УНИВЕРСИТЕТ (ТГУ)

Физико-технический факультет

Кафедра прикладной газовой динамики и горения

ДОПУСТИТЬ К ЗАЩИТЕ В ГАК

Зав. каф. Прикладной газовой

динамики и горения

\_\_\_\_\_ Шрагер Г.Р.

«\_\_» \_\_\_\_\_ 2012г.

БАКАЛАВРСКАЯ РАБОТА  
ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СКОРОСТИ ГОРЕНИЯ  
СМЕСЕВОГО ТОПЛИВА

Голубчиков Андрей Николаевич

Руководитель \_\_\_\_\_ Доцент

\_\_\_\_\_ Ревягин Л. Н.

Автор работы

Студент 4 курса, группы 10801Б

\_\_\_\_\_ Голубчиков А.Н

Томск 2012

## Оглавление

Введение .....	3
1. Горение твердых ракетных топлив .....	5
2. Смесевые твердые ракетные топлива .....	8
2.1. Окислители .....	8
2.2. Горючее-связующее .....	10
2.3. Добавки и катализаторы .....	10
3. Метод измерения скорости горения при постоянном объеме.....	12
4. Устройство Бомбы постоянного давления .....	13
5. Методика проведения эксперимента .....	14
6. Методика изготовления образцов .....	16
7. Экспериментальные данные .....	17
8. Обсуждение результатов .....	19
9. Вывод закона горения ГРТ.....	21
Заключение.....	22
Список использованной литературы.....	23

## Введение

Топливо, используемое в химических ракетных двигателях, выполняет одновременно две функции: является источником рабочего тела в виде газообразных продуктов реакции горения и источником энергии в виде тепла, выделяемого при горении. К твердому ракетному топливу (ТРТ) предъявляется широкий круг требований, которые можно разбить на три группы.

Первая группа включает требования, предъявляемые к энергетическим и баллистическим характеристикам топлива. Основными из них являются:

- обеспечение высокого удельного импульса тяги  $J_{уд}$ , что позволяет повысить дальность летательных аппаратов при заданных полезной нагрузке и начальной массе;
- высокая плотность топлива  $\rho_m$  позволяющая уменьшить габариты и массу камеры;
- приемлемая скорость горения;
- устойчивость горения при низких давлениях в двигателе, что позволяет снизить уровень рабочего давления и тем самым уменьшить массу конструкции двигателя;
- стабильность горения во всем рабочем диапазоне температур и давлений, обеспечивающая нормальное функционирование двигателя и стабильность его выходных характеристик;
- малая зависимость характеристик топлива от начальной температуры заряда.

Вторая группа требований связана с условиями эксплуатации РДТТ. Важнейшими требованиями этой группы являются:

- химическая стойкость топлива, т.е. способность его сохранять неизменными энергетические и баллистические характеристики при длительном хранении;
- физическая стабильность, т.е. способность противостоять растрескиванию, отслаиванию бронепокровов при хранении, в особенности, при переменной температуре;
- достаточная механическая прочность при воздействии перегрузок, связанных с эксплуатацией летательных аппаратов;
- безопасность в обращении, нечувствительность к детонации и воспламенению при ударных нагрузках, возможных при эксплуатации ЛА;
- низкая токсичность продуктов сгорания ТРТ.

Третья группа включает производственно - экономические требования:

- безопасность производства
- наличие широкой сырьевой базы;
- недефицитность и дешевизна исходных материалов;
- технологичность и достаточно высокая производительность процесса изготовления топлива и зарядов.

Современные смесевые твердые ракетные топлива в качестве окислителя содержат перхлорат аммония (ПХА)  $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ . Продукты сгорания таких смесевых твердых топлив (СТТ) включают токсичные хлористые компоненты. В связи с ужесточением экологических требований, проблема снижения количества токсичных продуктов сгорания СТТ очень важна.

Одно из многообещающих направлений в решении этой проблемы является использование в качестве окислителя нитрат аммония (НА)  $\text{NH}_4\text{NO}_3$  путем частичной или полной замены перхлората аммония.

Смесевые твердые ракетные топлива, основанные на двойном окислителе (ПХА+НА) имеют более низкие баллистические характеристики по сравнению с СТТ, содержащими только ПХА. Отсутствие компонентов хлора в продуктах сгорания и низкая цена НА позволяют создать дешевые и экологически безопасные СТТ.

В данной работе проводятся измерения скорости горения образцов при высоких давлениях и вывод закона горения для алюминизированных СТТ, на основе ПХА, СТТ содержащих двойной окислитель ПХА и НА, с добавлением катализатора  $\text{SiO}_2$  и без него с целью поиска возможностей увеличения энергетики горения составов содержащих НА

# 1. Горение твердых ракетных топлив

Как известно, всякое горение представляет собой химическую реакцию. Поэтому химическая кинетика - учение о скорости химических реакций, должна была бы играть в теории горения весьма существенную роль. Но в технических аппаратах горение обычно осложняется многочисленными обстоятельствами, которые, как указывает академик Н.Н. Семенов, изменяют его характер, отодвигают законы химической кинетики на второй план и выдвигают на первый план законы теплопередачи, испарения, газодинамики и подобных явлений. Из-за сложности процесса в реальных аппаратах теория горения всегда рассматривает упрощенную схему явления с целью выяснения в первую очередь качественной стороны закономерностей, определяющих его характер.

Работы советских ученых А. Ф. Беляева, Я. Б. Зельдовича, П. Ф. Похила и др. занимают весьма важное место в развитии теории горения; разработанные ими положения лежат в основе многих работ и зарубежных ученых. В соответствии с представлениями советских ученых считают, что в процессе горения заряд твердого топлива прогревается на некоторую глубину от горящей поверхности, а поверхностный слой его расплавляется. Химические реакции разложения и окисления компонентов топлива начинаются в твердой фазе, протекают более интенсивно в жидкой и заканчиваются в газовой фазе,

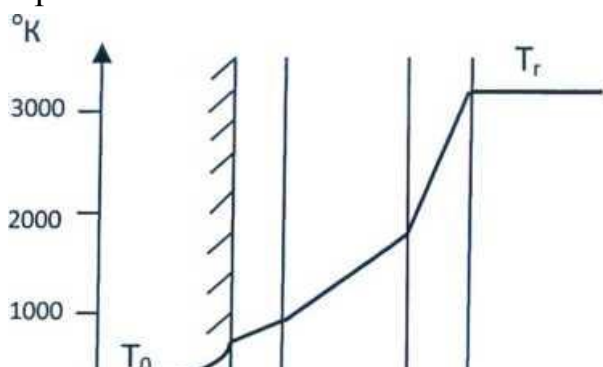


Рис №1  
1-твердая фаза; 2-жидкая пленка;  
3-дымо-газовая зона  
(зона предпламенных реакций);  
4 - рекреационная зона (зона  
пламени);  
5 - зона максимальной температуры.  
 $T_0$  - начальная температура заряда;  
 $T_r$ -температура горения.

образующейся в процессе горения топлива. Схема горения ТРТ и характер изменения температуры при этом в общем виде представлены на рисунке.

Вследствие интенсивного нагревания жидкой фазы и образования в ней газообразных продуктов расплавленная пленка на поверхности горящего топлива имеет пенообразную структуру. В некоторых случаях жидкая фаза на поверхности горящего топлива не образуется; в результате газификации и диспергирования твердого топлива получают непосредственно газообразные продукты. Иногда жидкая фаза уплотняет пористые заряды и препятствует проникновению горения вглубь их по порам.

Температура на поверхности горящего топлива невысока — всего 600 — 900 К. При наличии жидкой фазы она не может быть выше температуры кипения или разложения расплавленного ТРТ при данном давлении. Одновременно с испарением происходит и частичное диспергирование пенообразной пленки. Образовавшиеся аэрозольные частицы по мере удаления от горячей поверхности уменьшаются в размерах, а затем и совсем исчезают. Поэтому газовая фаза делится на две зоны: «темную» с максимальной температурой 1800 — 1900 К,

или дымо-газовую, и «светящуюся» — зону пламени, температура которой достигает максимального для данного топлива значения (2500 — 3500 К). Изменение степени дисперсности аэрозольных частиц по мере удаления от горячей поверхности вызывает изменение поглотительной способности дымо-газовой фазы, определяющей вместе с теплопроводностью градиент температуры в этой области.

В некоторых случаях и в твердой фазе выделяют зону прогрева без реакции и рекреационную зону. Разбивка зоны, несомненно, имеет в значительной мере условный характер, так как в действительном процессе зоны не всегда четко выражены, а физико-химические преобразования в них могут протекать не только последовательно но и параллельно.

Вследствие малой теплопроводности ТРТ заряды в процессе горения не прогреваются на значительную глубину от горячей поверхности. Разложение компонентов и образование газообразных продуктов в глубине заряда и нежелательно, так как это может повлечь за собой вспучивание и растрескивание горячей поверхности и возникновение нестабильного горения. Прогреванию заряда в глубину и возникновению нестабильного горения способствует прозрачность топлива. Для устранения прогрева зарядов излучением в некоторые топлива специально вводят присадки красители, окрашивающие их в черный цвет. Это устраняет глубокое прогревание зарядов во время горения и усиливает нагревание их поверхности. В качестве присадок красителей применяют сажу или графит.

Твердые ракетные топлива сгорают слоями параллельными горячей поверхности, которая постепенно отступает по нормали к самой себе. Скорость изменения положения горячей поверхности, или скорость перемещения пламени, называют линейной скоростью горения или просто скоростью горения ТРТ. Наряду с энергетическими и прочностными показателями величина линейной скорости горения является важнейшей характеристикой ТРТ; она определяет величину горячей поверхности, необходимую для получения заданной тяги РДТТ, а следовательно, конструктивные формы заряда и размеры двигателя.

В зависимости от назначения РДТТ скорость горения топлива должна иметь различную величину. Так например, для самолетных ускорителей, зенитных ракет и катапульти нужны ТРТ с высокой скоростью горения, а для газогенераторов, маршевых двигателей крылатых ракет, межконтинентальных баллистических снарядов (МБС) необходимы ТРТ с весьма малой скоростью горения. В некоторых случаях заряд ТРТ делают из двух топлив: одного, обладающего высокой скоростью горения сгорающего при старте, и другого, обладающего малой скоростью горения и горящего во время полета. В настоящее время применяют топлива, скорость горения которых находится в диапазоне от 0,3 до 250 мм/сек.

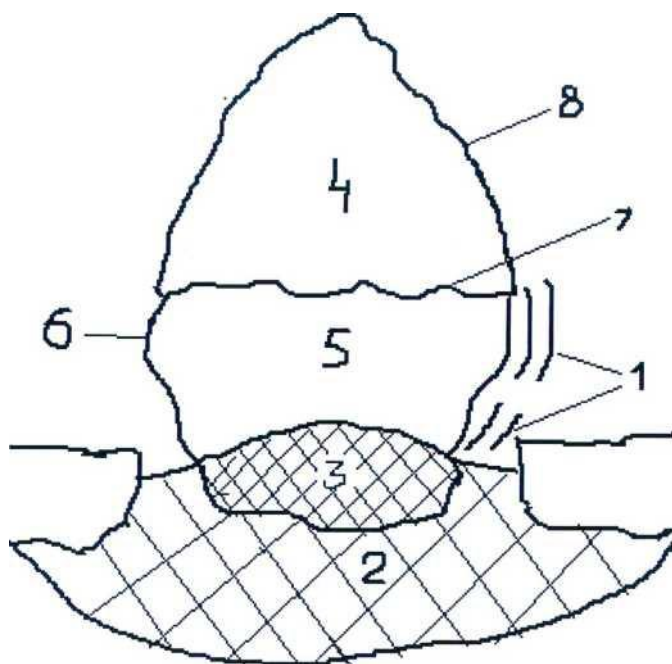


Рис №2

Схема модели конкурирующих пламен:

1,5 — продукты разложения горючего и окислителя ПХА;

2 — горючее;

3 — окислитель ПХА;

4 — O<sub>2</sub> и другие продукты разложения;

6 — первичное пламя;

7 — пламя разложения ПХА;

8 — конечное пламя

Можно еще рассмотреть модель конкурирующих пламен, известную за рубежом как модель Бекстеда — Дора — Прайса (БДП). Создана она была первоначально для топлив, в которых в качестве окислителя используют перхлорат аммония. Согласно модели БДП процесс включает первичное пламя как результат реакции между продуктами разложения горючего и окислителя; пламя в результате разложения перхлората аммония как монотоплива; конечное диффузионное пламя, охватывающее непрореагировавшие продукты разложения горючего и перхлората аммония. Каждое из этих пламен обеспечивает поступление энергии к поверхности топлива за счет теплопроводности. Очевидно, что горение в этом случае нельзя определить каким-либо одним режимом — кинетическим или диффузионным, оба они возможны одновременно благодаря сложной структуре смесового топлива. На основе модели БДП можно рассчитать среднюю температуру поверхности топлива  $T_s$  и

скорость его горения. Для топлив с крупнозернистым окислителем ( $d \gg a/u$ ) тепловые потоки, имеющие масштаб неоднородности порядка  $d$ , не успевают выравниваться в прогретом слое; при этом имеет место неоднородность скорости горения вдоль поверхности топлива. Теоретическое описание процесса горения таких топлив основано на осреднении по времени скорости распространения границы раздела фаз вдоль нормали к средней поверхности горения.

## 2. Смесевые твердые ракетные топлива

Существуют два важнейших класса твердых топлив. Основой первого являются сложные эфиры азотной кислоты, такие как нитроглицерин и нитроцеллюлоза. Такое топливо принято называть двухосновным или баллистическим. Основой второго топлива являются неорганический окислитель и органическое горючее, смолы, каучук или полимеры.

Смесевые твердые топлива представляют собой механическую смесь трех основных компонентов: окислителя, горючего и связующего.

**Окислители.** В состав смесевых топлив входят два основных вида неорганических окислителей, это соли азотной и хлорной кислот - нитраты и перхлораты.

**Горючее.** Горючим одновременно, как правило, является связующее. Для улучшения энергетической характеристики иногда добавляют алюминий.

**Связующее.** В качестве связующего чаще всего применяют каучукоподобные и смолообразные полимеры. Так как эти вещества обычно одновременно служат и основным горючим, то связующее называют горюче-связующим.

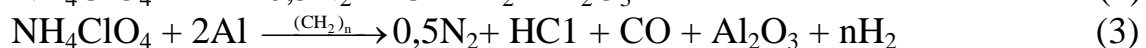
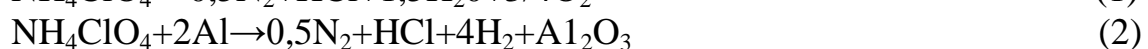
К основным компонентам добавляют присадки для увеличения желаемых свойств.

### 2.1. Окислители

**Перхлорат аммония** ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) - белое кристаллическое вещество, молекулярная масса — 117,497, суммарное содержание кислорода — 54,47%, плотность при температуре 20°C — 1,95 г/см<sup>3</sup>. При обычной температуре ПХА имеет ромбическую форму решетки кристаллов, при температуре выше 238°C ромбическая форма переходит в кубическую. ПХА крупных фракций мало гигроскопичен (гигроскопическая точка — 73%), с уменьшением размера частиц гигроскопичность повышается. Термическая стойкость ПХА высокая. При температуре 270°C наступает термическое разложение. Присутствие примесей, особенно меди, железа, ускоряет распад ПХА. При температуре 370°C происходит быстрый распад, который может оканчиваться вспышкой. ПХА не плавится.

Нагревание под давлением или в оболочке может закончиться детонацией, добавление небольших количеств неорганических или органических горючих веществ сильно увеличивает возможность детонации.

Уравнение разложения перхлората аммония зависит от того, сгорает ли он в чистом виде (1), в смеси с алюминием (2) или алюминием и углеводородным связующим (3):



Органические добавки в количестве от 3 до 30% повышают чувствительность, и работа с такими смесями является взрывоопасной. ПХА — вещество токсичное, способен, в особенности мелкие фракции, проникать через



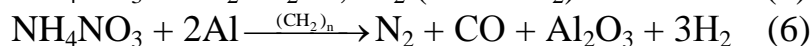
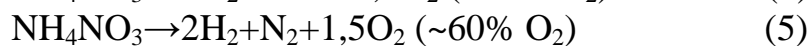
неповрежденную кожу. Вызывает изменения функционального состояния центральной нервной системы, угнетает функцию щитовидной железы, печени. Предельно допустимая концентрация в воздухе — 1 мг/м<sup>3</sup>, в водоемах — 5 мг/дм<sup>3</sup>.

Перхлорат аммония является наиболее употребляемым окислителем в твердых смесевых ракетных топливах. Твердое ракетное топливо на основе перхлората аммония при воздействии на них достаточно мощного начального импульса могут детонировать.

**Нитрат аммония** (NH<sub>4</sub>NO<sub>3</sub>) - белое кристаллическое вещество, температура плавления 169,6°С, плотность 1,725г/см<sup>3</sup>, хорошо растворим в воде, крайне гигроскопичен. Термическое разложение с выделением окислов азота при температуре - 210°С. Температура плавления 169°С. При температуре 277 - 344°С и давлении 180 - 210кгс/см<sup>3</sup>, разложение нитрата аммония заканчивается детонацией,. Чистый нитрат аммония является весьма слабым ВВ, Однако добавление в аммиачную селитру горючих веществ (органических, неорганических, металлических) резко увеличивает её

взрывчатоэнергетические характеристики. Нитрат аммония является окислителем содержащим в своём составе большее количество кислорода чем необходимо для полного окисления входящего в его состав водорода. Этот дополнительный кислород при взрыве смеси селитры с горючими веществами окисляет их, чем значительно увеличивает тепловыделения и объём выделяемых газов, и что сильно сказывается на увеличении скорости детонации и работоспособности.

Разложение нитрата может дать от 20% (4) до 60% (5) кислорода в зависимости от схемы реакции:



Таким образом, в некоторых случаях при неблагоприятном ходе реакции его окислительная способность резко сокращается. Газообразование нитрата аммония выше, чем других нитратов за счет водяных паров и свободного водорода в продуктах реакции. В то же время, нитрат аммония при температурах 305 К, 357 К, 398 К и 443 К выделяет твердофазные продукты сгорания, которые и приводят к снижению удельного импульса тяги.

Нитрат аммония из-за своей гигроскопичности увлажняется даже на открытом воздухе. Кроме гигроскопичности НА имеет и другие недостатки: слеживаемость, полиморфиничность (изменение объёмов кристаллов нитрата аммония при переходе через температурные точки -16°С и +32°С), выделение свободного аммиака, вызывающего коррозию металлов. Все недостатки компенсируются низкой стоимостью нитрата аммония, возможностью его смешивания со множеством горючих и взрывчатых веществ, что позволяет получать дешёвые и разнообразные ВВ, достаточной для промышленных целей мощностью.

## 2.2. Горючее-связующее

Горючие вещества, входящие в состав твердого топлива, органического происхождения и по своей структуре могут быть твердыми, аморфными, пластичными и сыпучими. Горючие обычно выполняют и роль связующего вещества и поэтому должны обладать хорошей адгезией. Иногда роль «связки», склеивающего вещества, выполняет специальная добавка, также являющаяся горючим элементом. Горючие принято разделять на следующие группы:

- 1) смолы;
- 2) каучуки;
- 3) мономеры;
- 4) производные целлюлозы.

В данной работе в качестве связующего вещества (окислителя и металлов) применяются каучуки. Одновременно они являются и горючими. После смешения компонентов топлива, отливки заряда проводится отверждение топлива. Твердое топливо, приготовленное на каучуках, не разрушается при резких изменениях температуры, вибрации и нагрузках. Широкое применение каучуков в ракетных топливах связано с их хорошими физико-химическими свойствами, прочностью, эластичностью и способностью к отверждению с образованием резины. Каучук является эластичным связующим с низкой температурой стеклования и достаточно хорошо сохраняет форму заряда.

## 2.3. Добавки и катализаторы

Одним из путей повышения энергетических характеристик смесевых топлив является использование в их составе металлов в виде порошков различной дисперсности. Наиболее дешевым и распространенным металлическим порошком для ТРТ является алюминий.

**Алюминий** - лёгкий металл серебристо-белого цвета, легко поддающийся формовке, литью, механической обработке. Алюминий обладает высокой тепло- и электропроводностью, стойкостью к коррозии за счёт быстрого образования прочных оксидных плёнок, защищающих поверхность от дальнейшего взаимодействия кислорода, молекулярная масса — 27, плотность при температуре 20°C — 2,7 г/см<sup>3</sup>, температура плавления 660°C, температура кипения 2050°C. Применение алюминия в смесевых ТРТ не только повышает удельный импульс двигателей, но и расширяет диапазон надежного их запуска и увеличивает стабильность горения ТРТ.

Сжигание металлов, входящих в состав топлива, является более сложной задачей, чем сжигание органических соединений. Процесс окисления алюминия начинается уже непосредственно в прогретом слое конденсированной фазы. Однако доля прореагировавшего металла является весьма малой и не превышает в среднем 5%. Основной же процесс окисления металла - процесс горения - идет в высокотемпературном пламени. Температуры, которые могут быть достигнуты при горении металлов, ограничены температурой испарения окиси металла и

температурой ее разложения. Температуры испарения или конденсации изменяются в зависимости от давления, и для тех соединений, которые разлагаются, достигаемая температура горения будет также зависеть от температуры диссоциации. Вблизи температуры кипения разложение  $Al_2O_3$  весьма незначительно, в присутствии  $CO$  и  $H_2$   $Al_2O_3$  начинает заметно диссоциировать при температуре около  $3000^\circ C$ .

Температура плавления окиси алюминия лежит в пределах  $2010-2050^\circ C$ , а температура кипения  $2980^\circ C$ . Температура кипения окиси алюминия, выше температуры кипения металла, металл испаряется и пары его, диффундируя через окисел, смешиваются с кислородом и сгорают. В этом случае фронт пламени расположен ближе к поверхности металла и горение протекает с большей скоростью.

В ракетных двигателях, где давление достигает  $40-70$ атм, можно считать, что окись алюминия находится в конденсированном состоянии.

**Двуокись или диоксид кремния** - это наиболее устойчивое и характерное соединение кремния с кислородом. Химическая формула  $SiO_2$ . Свободная двуокись кремния в природных условиях встречается в виде минерала кварца, из которого состоит обычный песок. Земная кора на  $43\%$  состоит из горных пород, в состав которых входит химически связанная двуокись кремния. Крупные кристаллы диоксида кремния называют горным хрусталем, окрашенные - аметистом.

Чистая кристаллическая двуокись кремния является трехмерным сетчатым полимером и представляет собой прочную цепочку кремнекислородных тетраэдров. Эта цепочка образует жесткие пространственные решетки и сетки, которые и формируют кристаллы.

### **3. Метод измерения скорости горения при постоянном объеме**

Для определения скорости горения обычно готовят образцы топлива в трубочках из прозрачного, негорючего или трудно горючего материала или бронируют поверхность их трудно горючим лаком, полимеризующимся веществом и т.п. Подготовленные заряды сжигают в так называемых бомбах постоянного давления, представляющие собой аппараты достаточной прочности. Известны различные конструкции бомб постоянного давления, предназначенные для исследования горения различных ВВ или топлив, в различных интервалах давлений, при существенно разных величинах заряда.

Для наблюдения за ходом горения и определения его скорости используют различные способы. Широкое распространение находит фотографирование и видео - съемка распространения светящегося фронта пламени на цифровые устройства. Этот способ позволяет не только измерять скорость горения, в том числе и нестационарного, но и получать, анализируя снимки, весьма ценные сведения о процессе горения, для этой цели применяют бомбы, снабженные окнами из прозрачного материала.

В других случаях измерение скорости горения образцов осуществляется с помощью тонких проволочек, перегорающих при прохождении фронта пламени; интервалы времени между моментами перегорания проволочек измеряют с помощью электросекундомера или осциллографа.

Известны и другие методы измерения скорости горения от давления. Возможно для сравнения использование нескольких методов сразу. Было решено использовать метод перегорающих проволочек, как наиболее простой в реализации.

#### 4. Устройство Бомбы постоянного давления

Основной частью установки является бомба с щелевидными окнами рис.1. Давление от 1 до 60 атм. получают в бомбе либо с помощью баллона со сжатым азотом, либо с помощью воспламенителя, навеска которого для создания необходимого давления определяется из предварительных опытов.

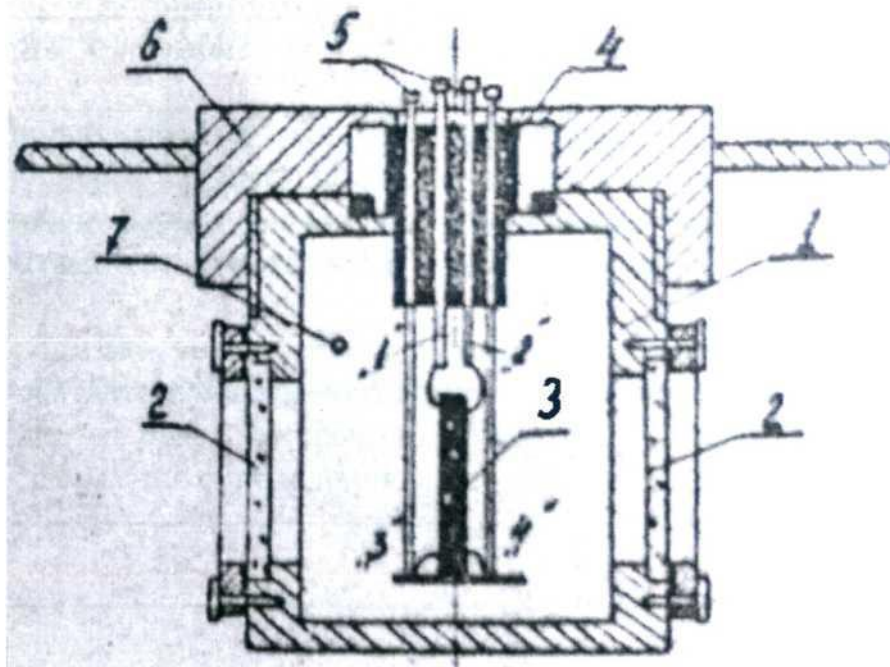


Рис. 3.Схема бомбы постоянного давления:

1-корпус бомбы;

2-окна из прозрачного материала;

3-образец топлива;

4-контактная пробка;

5-контакты перегорающих проволочек и запала;

6-крышка;

„1” - „2”- контакты верхней проволочки;

„3” - „4”- контакты нижней проволочки.

## 5. Методика проведения эксперимента

Эксперименты проводятся в бомбе постоянного давления объемом 10 л, в атмосфере азота, в интервале давлений 20-50 атм. Исследуются образцы цилиндрической формы, высотой 25-30 мм, диаметром 10 мм. Воспламенение образцов осуществляется нихромовой нитью. Скорость горения измеряется методом перегорающих проволочек. На каждую точку проводится 3 эксперимента. Проводя серию опытов при различных давлениях, получают зависимость скорости горения от давления.

Порядок работы с бомбой по определению скорости горения методом перегорающих проволочек:

1) Бронированный образец топлива помещается на столик контактной пробки.(4.рис3) Через заранее просверленные отверстия в нем пропускаются тонкие проволочки. Концы проволочки, проходящие через верхнее отверстие, крепятся к контактным стержням „1” - „2” , а нижнее - к стержням „3” - „4”.(рис.3)

2) Контактная пробка вставляется в бомбу и прижимается обтюрирующей крышкой 6. К соответствующим контактам 5 подсоединяются провода запала и провода, идущие к реле, которые включают и выключают электросекундомер. Электрическая схема для определения скорости горения представлена на рис.4.

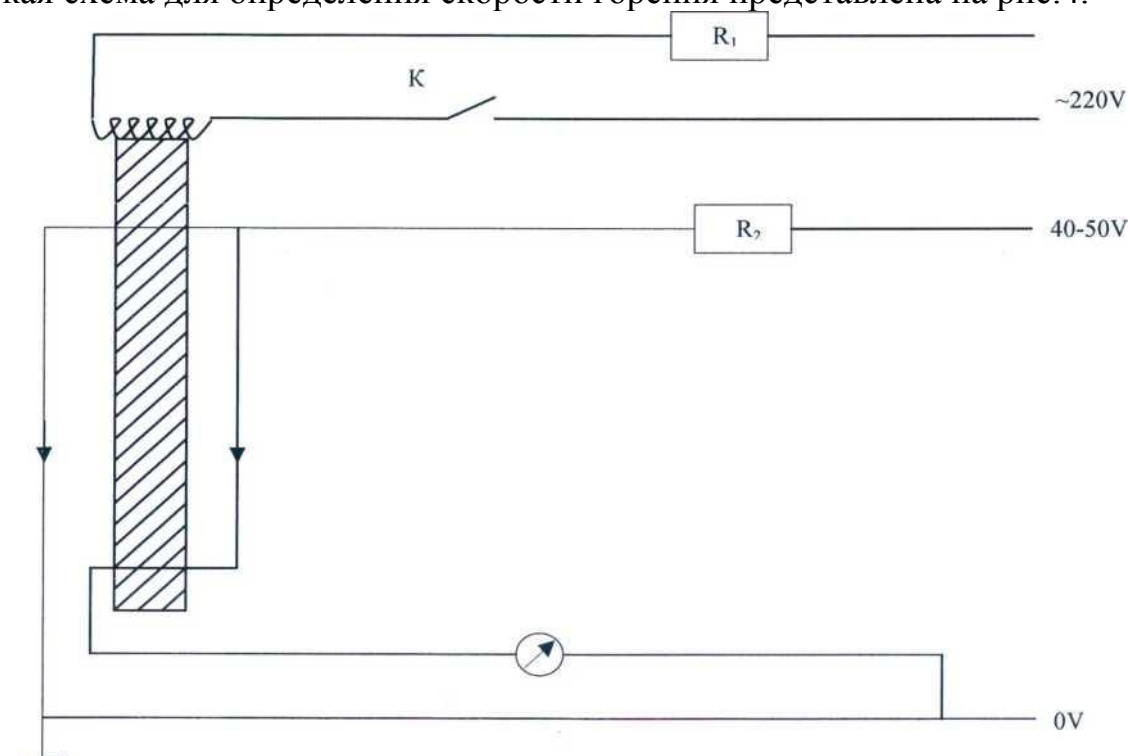


Рис.4.Электрическая схема для измерения скорости горения методом проволочек

3) Включается тумблер К на запал. Образец поджигается. При прохождении фронта пламени через верхнюю проволочку она перегорает, и включается электросекундомер. Затем перегорает нижняя проволочка, размыкается контакт, электросекундомер отключается.

4) На этом опыт заканчивается. Газы выпускаются через специальную трубку, открывают крышку, вынимают контактную пробку, все детали бомбы подвергаются тщательной очистке.

5) Для получения параллельных, оценочных времен сгорания использовались прозрачные окна бомбы с фиксацией времени ручным секундомером от момента вспышки запала до прекращения светимости в момент конца горения образца.

6) Скорость горения рассчитывается по формуле

$$U = \frac{l}{t} \quad (7)$$

где  $l$  - расстояние между блокирующими проволочками,  $t$  - время горения по секундомеру.

## 6. Методика изготовления образцов

Образцы, использованные в работе, изготавливали ручным способом по лабораторной методике 10-20 гр. смеси за одну мешку. Всего было изготовлено 107 образцов.

При работе с топливными составами проводили следующие операции: взвешивание компонентов топлива, смешивание, формирование образцов, определение их основных характеристик (массы, высоты, диаметра), бронирование, повторное определение основных характеристик.

В ходе работы изготавливали составы, содержащие наборы компонентов: нитрат аммония, перхлорат аммония, алюминий АСД-6 и  $\text{SiO}_2$ . Взвешивание компонентов проводили на электронных весах с точностью до 0,02г.

Навеску связки (СКДМ-80) полностью помещали в фарфоровую чашку, а навески ПХА, НА, алюминия,  $\text{SiO}_2$  и отвердителя помещали на листках кальки. Затем в связку постепенно добавлялись компоненты топлива, и после каждого компонента смесь тщательно перемешивалась. Отвердитель вносили в готовую топливную массу, которую далее дополнительно перемешивают. Полученную топливную массу формовали с помощью фторопластовой сборки в виде цилиндрических образцов диаметром 10 мм.

Полученные образцы взвешивали, измеряли высоту, определяли плотность. Затем образцы бронировали. В данной работе осуществлялась подборка подходящей для условий эксперимента бронировки. Было исследовано четыре типа бронировки после чего было принято решение использовать бронировку на основе клеящего состава.

В работе изготовлены составы на основе горюче связующего СКДМ-80. В качестве окислителя используются нитрат аммония ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ , 165-315мкм) И перхлорат аммония ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ , 160-200мкм), в качестве добавки алюминий АСД-6(10мкм) и катализатор  $\text{SiO}_2$ . Коэффициент избытка окислителя  $\alpha=0,43$ , компонентный состав приведен в таблице № 1.

Таблица №1. Компонентный состав исследуемых композиций.

№ состава	Содержание компонентов, %					$\rho$ , г/см <sup>3</sup>
	ПХА	НА	СКДМ-80	АСД-6	Сверх 100% $\text{SiO}_2$	
1	66,2	-	18,8	15,0	-	1,76±0,04
2	66,2	-	18,8	15,0	2,0	1,74±0,01
3	33,7	33,7	17,6	15,0	-	1,71±0,03
4	33,7	33,7	17,6	15,0	2,0	1,71±0,01



## 7. Экспериментальные данные

В серии опытов использовались составы на основе горюче связующего СКДМ- 80. В качестве окислителя использовались перхлорат аммония ( $\text{NH}_4\text{ClO}_4$ ) и нитрат аммония ( $\text{NH}_4\text{NO}_3$ ), а в качестве добавки алюминий АСД-6 и катализатор  $\text{SiO}_2$ .

В таблицах №2-№3 приведены характеристики исследованных партий образцов с окислителем на основе ПХА, а именно высота базы между перегорающими проволочками, время горения, скорость.

Таблица№2. Характеристики образцов состава №1 СКДМ-80(18,8) ПХА(66,2) АСД-6(15)  $\alpha=0,43$

Опыт №	l, мм	t, с	U, мм/с
<b>P=20атм</b>			
1	19,5	3,76	5,19
2	21,0	3,99	5,20
3	20,3	4,01	5,06
<b>P=35атм</b>			
1	20,6	3,48	5,92
2	20,4	3,54	5,76
3	20,0	3,37	5,93
<b>P=50атм</b>			
1	21,4	3,23	6,63
2	19,7	2,99	6,59
3	20,8	3,09	6,73

Таблица№3. Характеристики образцов состава №2 СКДМ-80(18,8) ПХА(66,2) АСД-6(15)  $\text{SiO}_2(2)$   $\alpha=0,43$

Опыт №	l, мм	t, с	U, мм/с
<b>P=20атм</b>			
1	19,0	3,50	5,43
2	20,9	3,95	5,29
3	19,8	3,78	5,24
<b>P=35атм</b>			
1	20,3	3,35	6,06
2	19,6	3,11	6,30
3	22,4	3,68	6,09
<b>P=50атм</b>			
1	20,6	2,91	7,08
2	20,2	2,83	7,14
3	21,2	2,94	7,21

В таблице №4-№5 приведены характеристики исследованных партий образцов с окислителем ПХА(50%)+НА(50%), а именно высота базы между перегорающими проволочками, время горения, скорость.

Таблица №8. Характеристики образцов состава №3 СКДМ-80(17,6) ПХА(33,7) НА(33,7) АСД-6(15)  $\alpha=0,4$

Опыт №	l, мм	t, с	U, мм/с
<b>P=20атм</b>			
1	20,2	5,39	3,75
2	22,3	5,96	3,74
3	21,5	5,81	3,70
<b>P=35атм</b>			
1	22,4	5,51	4,07
2	20,6	4,92	4,19
3	20,1	5,05	3,98
<b>P=50атм</b>			
1	23,0	5,09	4,52
2	22,0	4,95	4,44
3	21,5	4,70	4,57

Таблица №5. Характеристики образцов состава №4 СКДМ-80(17,6) ПХА(33,7) НА(33,7) АСД-6(15) SiO<sub>2</sub>(2)  $\alpha=0,4$

Опыт №	l, мм	t, с	U, мм/с
<b>P=20атм</b>			
1	20,3	5,28	3,84
2	20,8	5,36	3,88
3	22,0	5,65	3,89
<b>P=35атм</b>			
1	23,4	5,23	4,47
2	23,7	5,40	4,39
3	22,8	5,04	4,52
<b>P=50атм</b>			
1	21,4	4,29	4,99
2	22,3	4,58	4,87
3	21,0	4,29	4,90

## 8. Обсуждение результатов

Из полученных экспериментальных данных видно, что изменения средних скоростей горения составов на разных окислителях при добавлении катализатора  $\text{SiO}_2$  (таблицы №6, №7, рис.5) одинаковы, т.е. влияние  $\text{SiO}_2$  через процесс превращения алюминия не зависит от свойств окислителя.

Таблица №6. Средняя скорость горения при повышенном давлении

P, атм	U, мм/с				K <sub>2,1</sub>	K <sub>4,3</sub>
	Состав №1	Состав №2	Состав №3	Состав №4		
20	5,2±0,3	5,3±0,2	3,7±0,1	3,9±0,1	1,02	1,06
35	5,9±0,2	6,2±0,4	4,1±0,3	4,4±0,2	1,06	1,09
50	6,6±0,2	7,1 ±0,2	4,5±0,2	4,9±0,2	1,08	1,10

Таблица № 7. Средняя скорость горения при 1атм.

P, атм	U, мм/с				K <sub>2,1</sub>	K <sub>4,3</sub>
	Состав №1	Состав №2	Состав №3	Состав №4		
1	0,17±0,01	0,35±0,05	0,12±0,01	0,23±0,03	2,06	1,92

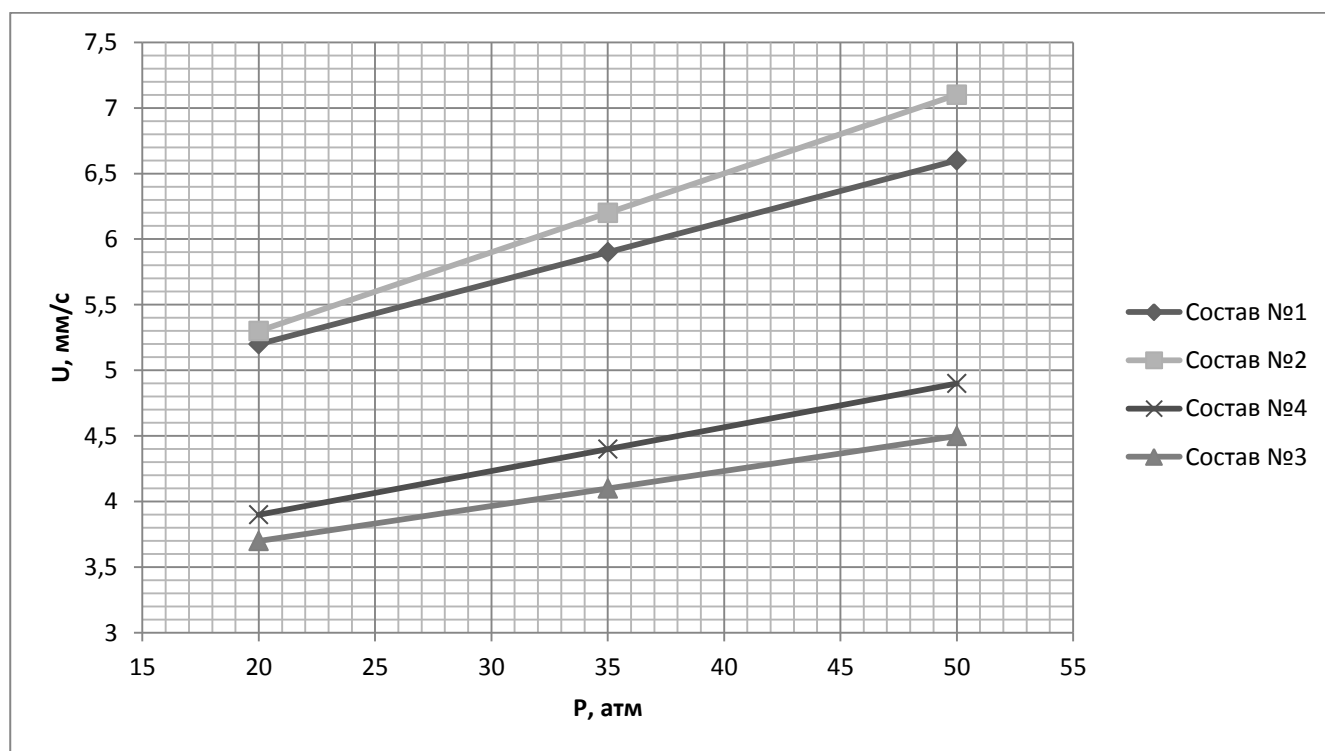


Рис. 5 Зависимость скорости горения от окислителя.

U-средняя скорость горения образцов K<sub>2,1</sub>-эффективность добавки в составах с ПХА K<sub>4,3</sub>-эффективность добавки в составах с ПХА и НА.

Добавление катализатора увеличило скорость горения топлива при 1атм, но при повышенных давлениях изменение скорости малозначительно.

Для АСД-6 характерна высокая теплопроводность при горении на низких давлениях, широкий прогретый слой в конденсированной фазе. Начинает

действовать  $\text{SiO}_2$  (на поверхности горения) на  $\text{Al}_2\text{O}_3$  с нарушением окисной пленки (8).



Кислотный остаток имеет вид тетраэдра рис.6. Тетраэдры могут соединяться через общие кислородные вершины в кремнекислородные комплексы, образуя прочную сетку. Но при соотношении  $\text{O}/\text{Si} > 4$  они непосредственно друг с другом не соединяются, а соединяются через основные катионы. Например,  $\text{Al}^{+3}$  может располагаться между 4 кислородами  $[\text{AlO}_4]$  образуя алюмокремнекислородные комплексы. Вероятно, это и является причиной снижения температуры разрушения окисной пленки алюминия с  $2050^\circ\text{C}$  до  $1545^\circ\text{C}$ .

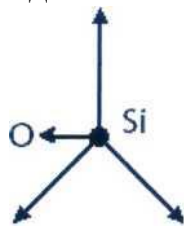


Рис.6. Кислотный остаток  $\text{SiO}_4$

Как известно, в случае стационарного процесса горения при повышении давления происходит изменение процессов горения, взаимодействие зон горения, и их влияние на скорость горения. Протяженность зон горения и характерные времена уменьшаются. Повышение температур и давления приводит к изменению кинетики процесса.

При высоких давлениях прогретый слой уменьшается, роль процессов в зоне физико-химических превращений в конденсированной фазе и на поверхности горения уменьшена, ведущая газовая фаза. В конденсированной фазе меньшее количество алюминия успевает прореагировать с  $\text{SiO}_2$ . Условия воздействия катализатора становятся менее благоприятными по сравнению со случаем горения при пониженном давлении ( $P=1\text{атм}$ ) и  $\text{SiO}_2$  вылетает в газовую фазу, где он не работает. Механизм реализации воздействия катализатора изменяется. Объяснение результатов требует дополнительных исследований.

## 9. Вывод закона горения ТРТ

Горение ТРТ в камерах ракетных двигателей полностью локализуется на незабронированной поверхности заряда. Горение происходит параллельными слоями в направлении, перпендикулярном поверхности горения. Скорость, с которой поверхность горения перемещается по нормали к этой поверхности, называется линейной скоростью горения. Линейная скорость горения является характеристикой топлива и для данного его состава зависит только от начальной температуры топлива и давления в камере сгорания.

С повышением давления увеличивается скорость химических реакций и существенно увеличивается линейная скорость горения ТРТ.

В случае ракетных двигателей, в камере сгорания которых давление обычно не превышает 140атм, рекомендуется пользоваться формулой (9),

$$U = \alpha P^{\nu} \quad (9)$$

где  $U$  - линейная скорость горения,

$P$  - давление,

$\alpha$ -константа скорости горения,

Законы горения получены методом наименьших квадратов для степенной зависимости  $U = \alpha P^{\nu}$

Константы	Состав № 1	Состав № 2	Состав № 3	Состав № 4
$\nu$	0,26	0,32	0,21	0,25
$\alpha$	2,40	2,05	1,96	1,85

Из полученных результатов видно, что добавка  $SiO_2$  слабо влияет на показатель степени  $\nu$  т.е. наблюдается низкая чувствительность скорости горения к давлению.

## Заключение

В ходе выполнения работы ознакомился с конструкцией и принципом работы бомбы постоянного давления, отработана методика проведения эксперимента и получения закона горения. Подготовлены составы СТТ для экспериментов по определению скорости горения. Проведены эксперименты и по полученным данным сделаны следующие выводы:

1) При повышенных давлениях до 50атм эффективность добавки  $\text{SiO}_2$  не превосходит 10%( 1,02-1,10).

2) Возможный механизм влияния состоит в получении эвтектического соединения содержащего алюминий и  $\text{SiO}_2$  с понижением температуры разрушения окисной пленки алюминия на  $500^\circ\text{C}$ .

3) Добавка  $\text{SiO}_2$  слабо влияет на показатель степени  $\nu$ , в законе скорости горения, который достигает значений 0,26;0,32;0,21;0,25 для разных составов.

4) По результатам других авторов добавление катализатора  $\text{SiO}_2$  в состав топлива увеличило скорость его горения независимо от состава окислителя при давлении 1атм на воздухе. Коэффициент эффективности добавки составил 1,92-2,06, что говорит о высокой степени взаимодействия  $\text{Al}_2\text{O}_3$  и  $\text{SiO}_2$  в рамках гипотезы образования эвтектического соединения в условиях низкого давления ( $P=1\text{атм}$ ).

## Список использованной литературы

1. Волков В.П., Кузьмин В.А., Медведева Н.П., Ревягин Л.Н. «Сборник лабораторных работ по внутренней баллистике». Томск, Изд-во Томск. Ун-та// 1981г.
2. Григорьев А.И. «Твердые ракетные топлива». Москва, Изд. Химия. //1969, 114с.
3. Краткая химическая энциклопедия. Т.4. –М:1965г.,859с.
4. Похил П.Ф., Беляев А.Ф. «Горение порошкообразных металлов в активных средах» -:Наука//1972г., 294 с.
5. Сарнер С., «Химия ракетных топлив» -М:Мир// 1969г.,489 с.
6. Силантьев И.А., Твердые ракетные топлива». Москва, Воениздат //1964г., 80 с.
7. Штехер М.С., «Топлива и рабочие тела ракетных двигателей» М: Машиностроение //1976г., 304 с.