**ИСПЫТАНИЯ СМЕСЕЙ ДЛЯ РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ**

Воронов К.С.

*МАОУ лицей N 38, Нижний Новгород, Россия*

*kirya.voronov.01@mail.ru*

Целью данной работы является испытания топлива для ракет.

Самый популярный любительский состав 65% $KNO\_{3}$ и 35% сахара [5-9]. Такой состав близок к оптимуму по достижимому удельному импульсу при небольших степенях расширения, характерных для модельных РДТТ. Умеренный показатель степени в законе горения делает топливо пригодным для работы в широком диапазоне давлений, и, как следствие, подходящим для кустарно изготавливаемых РДТТ с заметным разбросом геометрических характеристик.

Такое топливо является далеко не самым мощным. В теории, удельный импульс «карамельки» — 153 кгс×с/кг, но фактически он не превышает 125 кгс×с/кг. Это ниже, чем в промышленных аналогах, поэтому его не используют массово. Но это лучше, чем дымный порох, и не требует сложного оборудования для приготовления.

Существует еще много различных вариантов топлива, в которых используется сера, оксид железа и многие другие катализаторы и компоненты, но в процессе их приготовления и использования выделяются вредные газы и многое другое, что может навредить нам.

Наш выбор пал на смесь селитры и сахара в соотношении 65% к 35%, которое мы готовили в толстой алюминиевой кастрюле. Суть варки заключалась в полном выпаривании воды и варке до момента карамелизации сахара. Всю полученную кашицу мы забивали в корпус ракеты, склеенный из бумаги, и дожидались полного высыхания топлива.

Выбор топлива сопровождался попытками измерить температуру горения и тяги двигателя. Температуру горения топлива измерить было действительно нечем. Она заведомо превышала максимальные температуры, которые могли измерить имеющиеся у нас приборы. По крайней мере алюминиевая банка, выбранная нами на одном из этапов испытаний в качестве корпуса двигателя, целиком сгорела за 2-3 секунды.

Измерение тяги двигателя проводилось на трёх различных установках и привело к неоднозначным результатам: сильному разбросу от 5 Н до 25 Н. Но в любом случае тяга двигателя оказалась недостаточной для взлёта ракеты. По нашему мнению, проблема кроется в конструкции сопла.

Заключение:

Перспективы дальнейшего исследования в более детальном изучении этой темы. На данном этапе можно уже подвести итоги проделанной работы и выделить задачи, которые были выполнены, а также проанализировать ошибки:

1. Мы выбрали самый оптимальный состав топлива, который является безопасным и доступным (65% $KNO\_{3}$ + 35% сахарного песка). При его горении не выделяется ядовитых газов и топливо горит стабильно
2. Мы установили температуру горения реактивного топлива (основываясь на температуре плавления алюминия): >800˚C. Мы измерили тягу несколькими способами, результаты таковы: 29,4H.
3. Ошибки, вероятнее всего, были в конструкции сопла – у нас нет доступа к металлам или керамике для изготовления правильного сопла (рис. 8)
4. Ракету запускать еще рано, так как тяги двигателя не хватает. Также, скорее всего, фактором неудачи является излишняя тяжесть двигателя – он весит более
0,3 кг

1. Лит.: Твердотопливные ракеты. М., 1992;
2. Задача особой государственной важности/ Сост. В.И. Ивкин, Г.А. Сухина. М., 2010;
3. Первов М.А. Рассказы о русских ракетах. М., 2012–2013. Кн.1–3;
4. Черток Б.Е. Ракеты и люди. М., 2012. Т.1: От самолетов до ракет.

**Интернет ресурсы**

1. <https://znatprovse.ru/polezno-znat/istoriya-raketostroeniya.html> (История ракетостроения)
2. <https://thealphacentauri.net/rocketry-through-ages/> (Ракетостроение в современном мире)
3. [https://thealphacentauri.net/rocketry-through-ages/#start](https://thealphacentauri.net/rocketry-through-ages/%22%20%5Cl%20%22start) (Совершенствование двигателей)
4. <https://www.roscosmos.ru/473/> (Еще немного о ракетах)
5. [https://function–x.ru/systems\_gauss.html](https://function-x.ru/systems_gauss.html)