

УДК: 544.2

**ВЛИЯНИЕ  $\text{Cr}_2\text{O}_3$  НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ТВЕРДЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ AN/MGAL****<sup>1,2</sup>К. Камунур, <sup>1,2</sup>Ж.М. Жандосов, <sup>1,2</sup>Р.Г. Абдулкаримова, <sup>1,2</sup>Атаманов М.К.,  
<sup>3</sup>Кейщй Хори, <sup>1,2</sup>З.А. Мансуров**<sup>1</sup>Казахский национальный университет им. аль-Фараби, г. Алматы, Казахстан.<sup>2</sup>Институт проблем горения, г. Алматы, Казахстан.<sup>3</sup>Японское агентство аэрокосмических исследований, Сагамихара, Япония

\*e-mail: kamunur.k@mail.ru

**Аннотация**

В работе были исследованы характеристики горения ракетных топлив на основе каталитического горения AN/MgAl с добавлением  $\text{Cr}_2\text{O}_3$ . Добавление  $\text{Cr}_2\text{O}_3$  улучшает воспламенение при низких давлениях. Помимо этого, добавление  $\text{Cr}_2\text{O}_3$  увеличило скорость горения, использование механического сплава MgAl в качестве окислителя позволило ракетным топливам воспламеняться при низких температурах. Образцы сжигали в камере горения при давлении азота 1 МПа, 3 МПа и 5 МПа с помощью видеокамеры определяли скорость горения.

**Ключевые слова:** ракетное топливо на основе AN/MgAl, каталитическое горение, скорость горения, камера высокого давления, высокоскоростная видеосъемка.

**Введение**

Композитное ракетное топливо – это твердое ракетное топливо с гетерогенной фазой, состоящей из синтетических и пластических связующих матриц, металлических топлив и топлив сплавов металлов, кристаллических компонентов. Композитные твердые ракетные топлива помещаются в камеру горения ракетного двигателя.

Они являются движущим топливом в космической аппаратуре, тактических, стратегических и других двигателей в технической сфере.

В ракетных топливах на основе AN/MgAl в качестве окислителя применяется AN, в качестве топлива механический сплав (50/50) MgAl, в качестве связующего парафин, в качестве катализатора применяются оксиды металлов и другие [1].

Ракетные топлива на основе перхлората аммония (AP) широко используются в производстве ракетных топлив, т.к. они обладают отличными характеристиками горения, к тому же, их легко обрабатывать и хранить.

Однако, ракетные топлива на основе перхлората аммония (AP) имеют несколько серьезных недостатков: Продукты их горения

на основе HCl, хлора и его оксидов загрязняют атмосферу.

Для решения экологической проблемы было проведено множество работ по исследованию систем ракетных топлив без содержания хлора [1]. Различные исследования привели к использованию других окислителей вместо (AP) [2-4].

В последнее время набрали популярность ракетные топлива на основе (AN) который выступает в качестве окислителя. Это связано с низкой стоимостью и доступностью.

Однако, применение в ракетных топливах AN в качестве окислителя не решает технологических проблем. Ракетные топлива на основе (AN) имеют такие недостатки, как: низкая скорость горения, медленное воспламенение и низкая энергия.

Во многих исследованиях было отмечено то, что добавление оксидов переходных металлов в состав композитных азотных топлив на основе AN улучшило характеристики горения [5-9]. Применение механического сплава MgAl (50/50) в качестве топлива для улучшения характеристик горения ракетных топлив на основе (AN) приводит к улучшению характеристик ракетных двигателей и к повышению гибкости температуры плавления и воспламенения сплава MgAl ниже чем у чистых металлов [10].

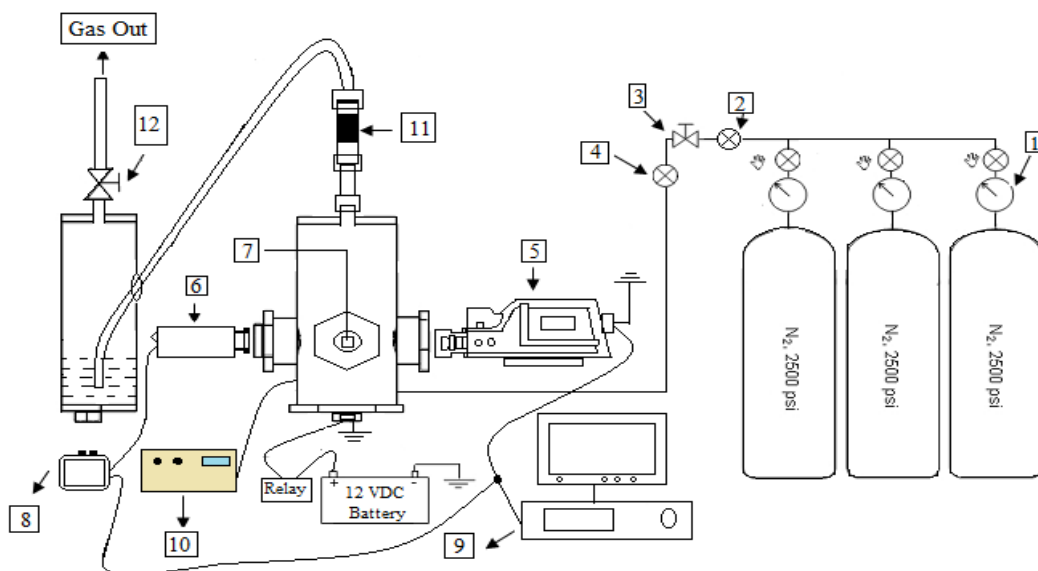
Это свойство MgAl сплава устраняет с недостатки ракетных топлив на основе нитрата аммония (AN) [11-13]. Однако, оксиды

некоторых металлов оказывают противоположное действие на горение механического сплава MgAl (50/50) в составе композита [14].

В данной работе были исследованы характеристики горения ракетных топлив на основе AN/MgAl с добавлением  $Cr_2O_3$  в режиме каталитического горения. Была определена скорость горения, также были предприняты попытки полноценного исследования характеристик горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/  $Cr_2O_3$ . Механизм каталитического горения был исследован с помощью визуального наблюдения.

### Экспериментальная часть

Скорость горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/ $Cr_2O_3$  была определена сжиганием в камере горения под давлением. Камера горения наполняется азотом из газовых баллонов. Воспламенение образцов инициируется с помощью электрического тока через нихромовые нити. Для определения скорости горения в камере горения под высоким давлением применяется высокоскоростная камера PHOTRON с настройкой до 1000 кадров в секунду и разрешением в 640x488 пикселей. Схема установки приведена на 1 рисунке.



1 – Регуляторы, 2 – Дистанционный Питательный клапан, 3 – Контроль скорости подачи, 4 – Монометр, 5 – высокоскоростная видеокамера, 6 – Камера, 7 – Источник света, 8 – Экран монитора, 9 – ПК, 10 – Система контроля давления, 11 – фильтр, 12 – Котнроль скорости вентиляции

Рис. 1 – Схема камеры горения под давлением

### Результаты и обсуждение

Были определены скорости горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/ $Cr_2O_3$  в камере горения, при значениях давления, равных: 1МПа, 3МПа и 5МПа. Образцы в различных массовых соотношениях компонентов были приготовлены с помощью прессования в пресс-форме под давлением 20МПа. Диаметр образцов которой равен 6

мм, высота 10 мм. Воспламенение готовых образцов проводили в камере горения с помощью подачи электрического тока через спираль, видеозапись горения образцов была осуществлена с помощью высокоскоростной камеры.

На рисунке 2 приведен процесс горения ракетных топлив AN-70%/MgAl-30% в камере горения под давлением 3МПа и 5МПа



(AN/MgAl, 3МПа, время горения – 824мсек, h = 8,58мм)



(AN/MgAl, 5МПа, время горения – 664мсек, h = 9,86мм)

Рис. 2 – Кинограмма горения ракетных топлив на основе AN/MgAl в камере горения под давлением 3МПа и 5МПа

Из кинограммы видно (рисунок 2), что скорость горения ракетных топлив на основе AN/MgAl линейно возрастает при повышении давления в камере. При этом ракетное топливо на основе AN/MgAl не воспламеняется при давлении в 1МПа, потому что такие свойства нитрата аммония как: медленное воспламенение, низкая энергетичность, высокая гигроскопичность влияют на воспламенение ракетных топлив на основе AN/MgAl. Для устранения недостатков в состав ракетных топлив добавляли оксиды хрома) и изучали механизм горения ракетных топлив на основе нитрата аммония с добавлением оксида хрома.

На рисунке 3 Приведено влияние оксида металла на горение ракетных топлив на основе AN-70%/MgAl-30%/Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-5% в камере горения под давлением 1МПа, 3МПа и 5МПа.

Из кинограммы на рисунке 3 видно, что скорость горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> линейно возрастает при повышении давления в камере. AN/MgAl/Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> по сравнению с AN/MgAl горел при низком давлении, Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> оказало каталитическое влияние и на скорость горения, повысив ее.

Из результатов проведенных экспериментов можно видеть, что скорость горения была высокой и образцы сгорали полностью. Помимо этого, добавление в систему Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> повысило скорость горения сделало возможным горение при низких значениях давления. Реакции горения образцов являются высокоэкзотермичными реакциями с выделением тепла, света с образованием в большом количестве газосодержащих веществ.

На рисунке 4, Показаны скорости горения образцов на основе AN/MgAl и AN/MgAl/Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> при различном давлении атмосферы азота. Добавление Cr<sub>2</sub>O<sub>3</sub> заметно повлияло на скорости горения и способность воспламенения систем при низком давлении.

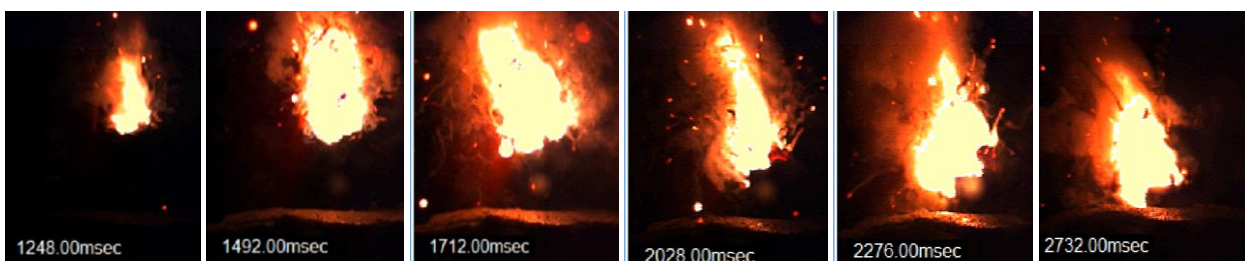
Анализируя полученные результаты, можно сделать вывод, что исследованная система, способная к устойчивому горению и экзотермичной реакции с выделением энергии в большом количестве. Также, стоит отметить, что горение образцов чистое, природное и отличается безхлорными продуктами[2]. Применение металлических сплавов в качестве топлива по сравнению с чистыми металлами имеет ряд преимуществ: высокоэнергичность, низкая температура воспламенения и низкая плотность, что делает перспективным

применение ракетных топлив на основе нитрата аммония. Однако, данное исследование проводилось при низких значениях давления, следует продолжить

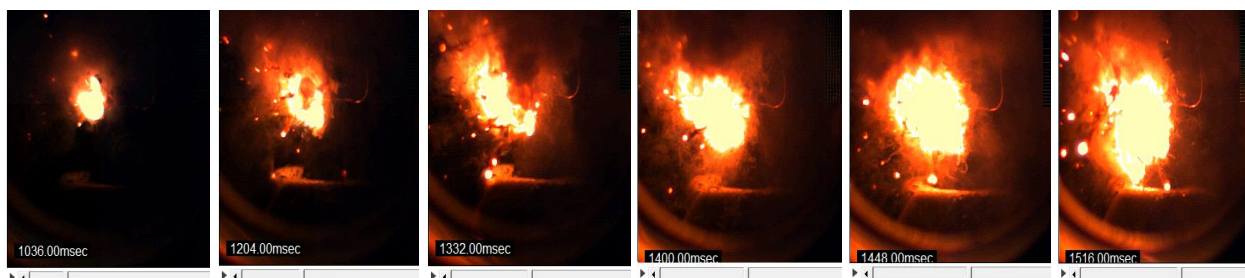
исследования при высоких значениях давления и при различном соотношении металлического сплава и нитрата аммония.



(AN + MgAl +  $Cr_2O_3$ , 1МПа, время горения – 788мсек, h = 7,29мм)

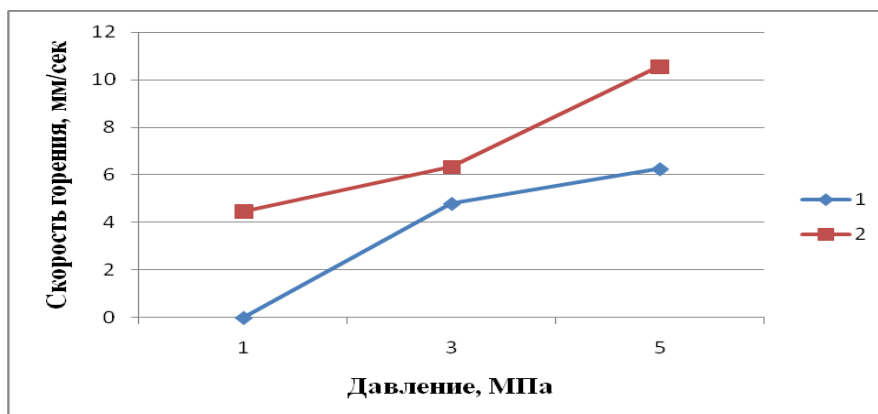


(AN + MgAl +  $Cr_2O_3$ , 3МПа, время горения – 1028мсек, h = 11,38мм)



(AN + MgAl +  $Cr_2O_3$ , 5МПа, время горения – 480мсек, h = 11,31мм)

Рис. 3 – Кинограмма горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/ $Cr_2O_3$  при 1МПа, 3МПа и 5МПа



1 – AN-70%/MgAl-30%; 2 – AN-70%/MgAl-30%/ $Cr_2O_3$ -5%

Рис. 4 – Зависимость скорости горения от давления азота



## Заклучение

По результатам проведенного исследования было показано, что в камере горения под давлением азота, равном 1МПа, 3МПа и 5МПа добавление в ракетное топливо на основе AN/MgAl оксида хрома  $Cr_2O_3$  позволило ракетному топливу на основе AN/MgAl воспламениться при низком давлении а а также привело к линейному возрастанию скорости горения при увеличении давления азота до 10,5мм/сек. Установлено, что возросла скоростия горения. Добавление  $Cr_2O_3$  в состав ракетного топлива на основе AN/MgAl оказывает каталитическое действие на процесс горения.

## Литература

1. M. Kohga and K. Okamoto, —Thermal decomposition behaviours and burning characteristics of ammonium nitrate/polytetrahydrofuran/glycerin composite propellant||, Combustion and Flame, vol. 158, no. 3, pp. 578–582, 2011.
2. S.R. Chakravarthy, J.M. Freeman, E.W. Price, R.K. Sigman, “Combustion of Propellants with Ammonium Dinitramide”, Propellants Explos. Pyrotech., 2004, 29(4), 220-230.
3. G.B. Manelis and D.B. Lempert, “Ammonium nitrate as an oxidizer in solid composite propellants”, *Progress in Propulsion Physics* 1 (2009), p.p. 81-96.
4. T. Naya, M. Kohga, “Influences of Particle Size and Content of HMX on Burning Characteristics of HMX-based Propellant”, *Aerospace Science and Technology*, Vol.27, No.1, pp.209~215 (2013.6)
5. M. Kohga and S. Nishino, “Burning characteristics of ammonium nitrate-based composite propellants supplemented with ammonium dichromate,” *Propellants, Explosives, Pyrotechnics*, vol. 34, no. 4, pp. 340–346, 2009.
6. Vesna Rodić, “Effect of Titanium (IV) Oxide on Composite Solid Propellant Properties”, *Scientific Technical Review*, 2012, Vol.62, No.3-4, pp.21-27.
7. Tomoki Naya\*<sup>[a]</sup> and Makoto Kohga<sup>[a]</sup>, “Burning characteristics of ammonium nitrate-based composite propellants supplemented with  $MnO_2$ ” *Propellants explosive, pyrothec.* Volume 38, February 2013, pp. 87 – 94.
8. Tomoki Naya\*<sup>[a]</sup> and Makoto Kohga<sup>[a]</sup>, “Burning characteristics of ammonium nitrate-based composite propellants supplemented with  $Fe_2O_3$ ” *Propellants explosive, pyrothec.* Valume 38, issue4, August 2013, pp. 547 – 554.
9. Makoto Kohga &Tomoki Naya, “Thermal Decomposition Behaviors and Burning Characteristics of AN/RDX-Based Composite Propellants Supplemented with  $MnO_2$  and  $Fe_2O_3$ ”, *Journal of Energetic Materials*, Volume33, 2015 – Issue 4, pp. 288-304.
10. Yasmine Aly, Mirko Schoenitz, Edward L. Dreizin, “Ignition and combustion of mechanically alloyed Al–Mg powders with customized particle sizes”, *Journal Combustion and Flame* 160 (2013), pp. 835–842.
11. H. Murata, Y. Azuma, T. Tohara et al., “The effect of magnalium(Mg-Al alloy) on combustion characteristics of ammonium nitrate-based solid propellant,” *Science and Technology of Energetic Materials*, vol. 61, no. 2, pp. 58–66, 2000.
12. Shoshin, Y.L., R.S. Mudryy, and E.L. Dreizin, Preparation and characterization of energetic Al-Mg mechanical alloy powders. *Combustion and Flame*, 2002. 128(3): p. 259-269.
13. Hiroto Habu and Keiichi Hori, “The burning rate characteristics of magnalium (Mg/Al)-AP based solid propellant”, *Journal Science and Technology of Energetic Materials*, Vol.67, №.6, (2006), pp. 187-192.
14. Jin-Kyu Lee and Shae K. Kim\*, “Effect of CaO Addition on the Ignition Resistance of Mg-Al Alloys,” *Materials Transactions*, Vol. 52, No. 7, pp. 1483-1488, 2011.

## AN/MGAL–НЕГІЗІНДЕГІ КОМПОЗИТТІ ҚАТТЫ ЗЫМЫРАН ОТЫНДАРЫНЫҢ ЖАНУ СИПАТТАМАЛАРЫНА $Cr_2O_3$ – НИҢ ӘСЕРІ

<sup>1,2</sup>К. Камунур, <sup>1,2</sup>Ж.М. Жандосов, <sup>1,2</sup>Р.Г. Абдулкаримова, <sup>1,2</sup>Атаманов М.К.,  
<sup>3</sup>Кейшй Хори, <sup>1,2,3</sup>З.А. Мансуров

<sup>1</sup>эл-Фараби атындағы Қазақ Ұлыттық Университеті, Алматы, Қазақстан.

<sup>2</sup>жану проблемалар институты, Алматы, Қазақстан.

<sup>3</sup> Жапонияның Аэроғарыштық зерттеулер агенттігі, Сагамихара, Жапония

\*e-mail: kamunur.k@mail.ru

#### Аннотация

Бұл зерттеу жұмысында, каталитикалық жану негізіндегі  $Cr_2O_3$  қосылған AN/MgAl – негізіндегі композициялық зымыран отындарының жану сипаттамалары зерттелінген.  $Cr_2O_3$ –нің қосылуы төмен қысымдағы тұтануды жақсартқандығы белгілі болды. Сондай-ақ,  $Cr_2O_3$  –нің қосылуы жану жылдамдығында өсірді. Жәнеде тотықтырғыш ретінде MgAl механикалық қорытпасының пайдаланылуы зымыран отындарының төмен температурада тұтануына әсер етті. Үлгілерді жандыру 1МПа, 3МПа және 5МПа азот қысымында қысымдық жану камерасында өткізілді және видеокамера арқылы жану жылдамдықтары анықталынды.

**Түйінді сөздер:** AN/MgAl–негізіндегі зымыран отындары, каталитикалық жану, жану жылдамдығы, жоғары қысымды камера, жоғары жылдамдықты видеокамерасы.

---

### EFFECT OF $Cr_2O_3$ ON THE BURNING CHARACTERISTICS OF AN / MGAL – BASED COMPOSITE SOLID PROPELLANTS

<sup>1,2</sup>К. Камунур, <sup>1,2</sup>J.M. Jandosov, <sup>1,2</sup>R.G. Abdulkarimova, <sup>1,2</sup>Atamanov M.K.,  
<sup>3</sup>Keiichi Hori, <sup>1,2</sup>Z.A. Mansurov

<sup>1</sup>Al-Farabi Kazakh National University, Almaty, Kazakhstan

<sup>2</sup>Institute of Combustion Problems, Almaty, Kazakhstan

<sup>3</sup>Japan Aerospace Exploration Agency(JAXA), Sagamihara, Japan

\*e-mail: kamunur.k@mail.ru

#### Abstract

In this work studied on the burning characteristics of AN / MgAl – based solid propellant catalytic combustion with the addition of  $Cr_2O_3$ . The addition  $Cr_2O_3$  improves ignition at low pressures. However, the addition of  $Cr_2O_3$  increased burning rate, the use of mechanical alloy MgAl as an oxidizer allowed propellant ignited at low temperatures. Samples were burned in the combustion chamber under nitrogen pressure 1MPa, 3MPa and 5MPa with a video camera determined burning rate.

**Keywords:** AN/MgAl - based solid propellant, catalytic combustion, burning rate, pressure vessels, high-speed camera.