

ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНТСТВО НАУЧНЫХ ОРГАНИЗАЦИЙ
РОССИЙСКИЙ ФОНД ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ
РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ НАУКИ
ИНСТИТУТ СТРУКТУРНОЙ МАКРОКИНЕТИКИ И ПРОБЛЕМ
МАТЕРИАЛОВЕДЕНИЯ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК (ЧЕРНОГОЛОВКА)
ТАМБОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ
(ТАМБОВ)
НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ «МОСКОВСКИЙ ИНСТИТУТ СТАЛИ И СПЛАВОВ» (МОСКВА)



**XIV ВСЕРОССИЙСКАЯ С МЕЖДУНАРОДНЫМ УЧАСТИЕМ
ШКОЛА – СЕМИНАР ПО СТРУКТУРНОЙ МАКРОКИНЕТИКЕ
ДЛЯ МОЛОДЫХ УЧЕНЫХ
ИМЕНИ АКАДЕМИКА А.Г. МЕРЖАНОВА**

Программа и тезисы докладов

23-25 ноября 2016 г.

Черноголовка – 2016



КРАТКОЕ СОДЕРЖАНИЕ

Ф.И.О. участника	Номер страницы	Ф.И.О. участника	Номер страницы
Ахметова Б.А.	53	Константинов А.С.	121
Афонин А.В.	96	Коньрова К.Б.	87
Амосов А.П.	24	Куц А.В.	88
Акопджанян Т.Г.	95	Кочетков Р.А.	92
Баронин Г.С.	13	Карпов С.В.	128
Богатов М.В.	40	Лемешева М.В.	66
Болоцкая А.В.	50	Михеев М.В.	119
Вельковская И.И.	32	Муканов С.К.	90
Баринов В.Ю.	99, 115	Малахов А.Ю.	158
Богданова Е.С.	125	Ноняк Д.В.	43
Бодян А.Г.	105	Петров Е.В.	63
Виниченко Ю.П.	137	Пашин Ю.Ю.	149
Гордеев М.С.	161	Ручкина В.С.	79
Гальшев С.Н.	118	Савельев А.С.	106
Дедов А.В.	13	Саранцев В.В.	155
Дурум А.А.	35	Созина В.Е.	160
Желтякова И.С.	62	Суров В.А.	140
Зарипов Н.Г.	27	Суворов Д.С.	84
Ильин Н.А.	129	Санин В.В.	112
Икорников Д.М.	122	Салганская Я.Е.	143
Кузьмин В.С.	156	Сайков И.В.	153
Карпов М.И.	31	Тарасов А.Г.	47
Киричек А.В.	28	Тагиров М.И.	81
Ковтун А.В.	131	Тершенко А.Н.	109
Камунур К.	73	Тужилкин Д.В.	151
Курцова А.С.	134	Фрейман В.М.	37
Капустин Р.Д.	146	Хардин М.В.	21
Кудурбекова S.N.	56	Христосова В.Ю.	76
Куправа А.Т.	89	Черепанов И.А.	59
Колесина Н.В.	124	Чижиков А.П.	138
Ковалев И.Д.	102	Чаплыгин К.К.	68
Кислов В.М.	107	Zh. Yelemessova	70

Initiation of pyrotechnic composition was carried out by thermal heating in a furnace with nichrome heating element. Reaction begins at high temperature in an inert atmosphere (gas - argon). To provide an inert environment quartz reactor of 60 mm diameter and 1000 mm in length was made.

References:

1. Ronald Guidotti, F.W. Reinhardt, E.V. Thomas. Characterization of MgO powders for use in thermal batteries. Sandia Report. New Mexico, 1996. – 53.
2. LI Wei, Liu Zhan-chen, Wang Shu-jun. Experimental Analysis of a Pyrotechnic Compositions Battery. International Workshop on Information and Electronics Engineering (IWIEE), Elsevier. 2012.
3. Holubowitch N.E., Stephen E. Manek, James Landon, K. Liu. Zn-Sn Electrochemical Cells with Molten Salt Eutectic Electrolytes and Their Potential for Energy Storage Applications. - Power and Energy, ECS - The Electrochemical Society, 2014.

ВЛИЯНИЕ Cr_2O_3 НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ГОРЕНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ТВЕРДЫХ РАКЕТНЫХ ТОПЛИВ НА ОСНОВЕ AN/MGAL

Камунур^{1,2} К. молодой ученый, Жандосов^{1,2} Ж.М., Абдулкаримова^{1,2} Р.Г., Кейіш Хори³, Мансуров^{1,2} З.А.

¹ - *Казахский национальный университет им. аль-Фараби, г. Алматы, Казахстан, kamunur.k@mail.ru*

² - *Институт проблем горения, г. Алматы, Казахстан*

³ - *Японское агентство аэрокосмических исследований, Сагамихара, Япония*

В работе были исследованы характеристики горения ракетных топлив на основе каталитического горения AN/MgAl с добавлением Cr_2O_3 . Добавление Cr_2O_3 улучшает воспламенение при низких давлениях. Помимо этого, добавление Cr_2O_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.

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 камере 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

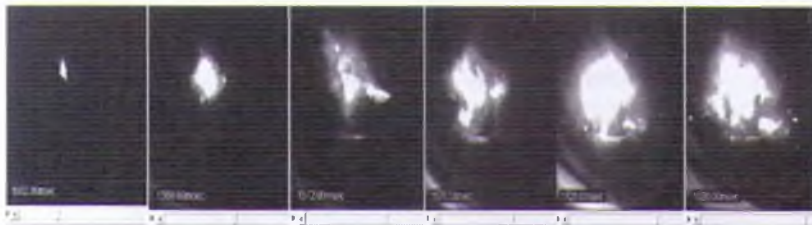
качестве связующего парафин, в качестве катализатора применяются оксиды металлов и другие [1].

В ходе работы были определены скорости горения ракетных топлив на основе AN/MgAl/Cr₂O₃ 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 1 приведен процесс горения ракетных топлив AN-70%/MgAl-30% в камере горения под давлением 3 МПа и 5 МПа



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



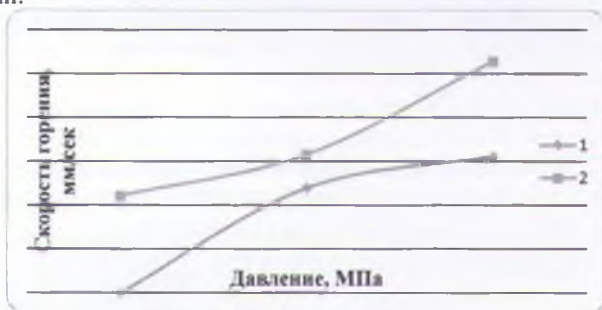
(AN/MgAl, 5 МПа, время горения – 664 мсек, h = 9,86 мм)

Рис.1. Кинограмма горения ракетных топлив на основе AN/MgAl в камере горения под давлением 3 МПа и 5 МПа.

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.

Из результатов проведенных экспериментов можно видеть, что скорость горения была высокой и образцы сгорали полностью. Помимо этого, добавление в систему Cr_2O_3 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 2, Показаны скорости горения образцов на основе AN/MgAl и AN/MgAl/ Cr_2O_3 при различном давлении атмосферы азота. Добавление Cr_2O_3 заметно повлияло на скорости горения и способность воспламенения систем при низком давлении.



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

Рис.2. Зависимость скорости горения от давления азота.

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.

Заключение

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 скорость горения. Добавление

Cr_2O_3 в состав ракетного топлива на основе AN/MgAl оказывает каталитическое действие на процесс горения.

Список литературы:

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.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО ГАЗОВОГО ПОТОКА НА ФАЗОВЫЙ СОСТАВ И СТРУКТУРУ ПОКРЫТИЯ ЛОПАТОК ГАЗОТУРБИННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ИХ ДОЛГОВЕЧНОСТИ

Христосова В.Ю. студентка

*Федеральное государственное автономное образовательное учреждение
высшего образования «Самарский национальный исследовательский
университет имени академика С. П. Королёва», Самара, hristosova@mail.ru*

Работоспособность и ресурс газотурбинных двигателей (ГТД) определяется состоянием лопаток турбины, так как они находятся в наиболее тяжелых условиях эксплуатации.

Основной причиной разрушения деталей горячего тракта двигателя является высокотемпературное окисление. Высокотемпературное воздействие кислорода на поверхности деталей может приводить к разрушению материала вследствие образования и отслаивания окисных пленок, к внутреннему окислению, возникающему в результате диффузии кислорода по границам зерен, а также к образованию твердых растворов и соединений кислорода с компонентами сплавов.

Около 75% деталей авиационных двигателей имеют металлические и керамические покрытия для защиты от коррозии, износа и высокотемпературного окисления.

Исследование структуры теплозащитного покрытия до и после эксплуатации лопаток ГТД позволяет оценить воздействие высокотемпературного газового потока на состояние деталей. Поэтому проблема защиты никелевых сплавов, из которых в основном изготавливаются детали горячего тракта ГТД, от высокотемпературной коррозии является наиболее актуальной.