

## РАЗРАБОТКА И ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ МОДЕЛИ ТЕРМОКАТАЛИТИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ МАЛОЙ ТЯГИ НА ЭКОЛОГИЧЕСКИ ЧИСТОМ МОНОТОПЛИВЕ

Гоца Д.А.

*Опытное конструкторское бюро «Факел»,  
ОКБ «Факел», Московский проспект, 181, Калининград, 236001, Россия  
e-mail: info@fakel-russia.com*

Представлены результаты разработки лабораторной модели перспективного терموкаталитического двигателя малой тяги на экологически чистом монотопливе. Определены основные конструктивные параметры лабораторной модели, такие, как камера сгорания, каталитический пакет, система узла впрыска. Проведено исследование влияния выбора каталитического пакета лабораторной модели двигателя на стабильность функционирования изделия при огневых испытаниях.

*Ключевые слова:* жидкостные ракетные двигатели малой тяги, термокаталитический двигатель, экологически чистое монотопливо, «зеленое топливо», динитрамид аммония, нитрат гидроксиламмония, камера сгорания, узел впрыска, каталитический пакет.

### Введение

Жидкостные ракетные двигатели малой тяги (ЖРД МТ) на космических аппаратах служат для их ориентации в пространстве, стабилизации положения и коррекции орбит. Эти двигатели миниатюрны, у них низкое энергопотребление, и они работают на монотопливе. Процесс воспламенения топлива происходит при взаимодействии его с предварительно разогретым катализатором, поэтому такие двигатели еще называют термокаталитическими. В настоящее время в термокаталитическом двигателе (ТКД) в качестве монотоплива применяется гидразин — высокотоксичное вещество, которое относится к первому классу опасности. Разработчиком и изготовителем такого класса двигателей является ОКБ «Факел». Помимо исследований перспективных электроракетных двигателей с повышенными характеристиками [1], в ОКБ «Факел» ведётся разработка ТКД на экологически безопасном монотопливе.

Цель работы — обоснование и выбор конструктивных элементов для перспективного ТКД на экологически чистом монотопливе.

Перспективным направлением в разработке такого двигателя является применение нового класса монотоплив, которые получили название «зелёное топливо» (ЗТ). Работы по созданию такого мо-

нотоплива и двигателя, функционирующего на нём, активно ведутся в США и Швеции, где шведская корпорация ECAPS провела успешные летные испытания двигателей на «зеленом топливе» [2—10].

Из-за высокой температуры сгорания и окислительной среды в двигателе не могут быть использованы конструктивные материалы и технические решения, проверенные в ТКД на гидразине.

### Определение химического состава экологически чистого монотоплива

В ракетно-космической технике появился новый класс монотоплив, которые представляют собой водные растворы твердого окислителя и жидкого горючего. Эти топлива имеют следующие достоинства: высокую энергетику и низкую токсичность, из-за чего получили общее название «зеленое топливо» или «green fuel». Работы в этом направлении были начаты за рубежом в начале 90-х годов XX века. Лидером в этой области является шведская корпорация ECAPS, которая разработала ЗТ на основе динитрамида аммония (АДНА), термокаталитический двигатель НРGP тягой 1 Н и в 2010 году успешно провела летно-космический эксперимент на аппарате «Призма». Работы в этом направлении активизировались в США, Японии, Корее, Германии. Помимо АДНА,

в качестве основы ЗТ можно использовать и другие компоненты, например нитрат гидроксиламмония (НГА) и нитроформиат гидразина (НФГ). Для компоновки монотоплива используют водорастворимые горючие классов аминов, гидразинов и их солей, спиртов, аминокислот, солей имидазола и др.

По результатам летно-космического эксперимента двигателя НРGP 1 N на топливе LMP — 103S было установлено, что удельный импульс на последних 10 с огневого функционирования (при длительности включения, равном 60 с) был выше, чем у гидразиновых двигателей аналогичного класса, на 6—12 %, а плотность импульса — на 30—39 % [1].

У «зеленого топлива» имеется ряд преимуществ по сравнению с гидразином:

- низкая температура замерзания (ниже минус 90 °С);
- повышенная на 24 % плотность;
- повышенный удельный импульс тяги;
- оно не является токсичным, отсутствуют ядовитые пары.

Стоит отметить, что данное топливо не канцерогенно в отличие от гидразина, а также имеет категорию UN/ DOT 1.4S, что позволяет перевозить топливо коммерческим пассажирским авиатранспортом. При этом топливо обладает высокой ста-

бильностью, без коррозионных свойств в нормальных климатических условиях. рания пары воды обладают сильными окислительными свойствами. Тугоплавкие металлы, выдерживающие высокую температуру, интенсивно окисляются в данной среде. Поэтому для камеры сгорания ТКД на ЗТ нужны новые высокотемпературные жаростойкие сплавы, которые будут работоспособны длительное время в таких условиях. Аналогичные требования предъявляются и к катализатору, который должен обеспечивать воспламенение топлива при температуре (300 — 400) °С и большом количестве включений двигателя.

Получавшиеся в процессе сгорания ЗТ пары воды являются сильным окислителем, поэтому и тугоплавкие металлы и их сплавы не стойки к таким условиям эксплуатации.

Так, камера сгорания из тугоплавкого тантал-вольфрамового сплава на отжиге при температуре 750 °С полностью окислилась, что показано на рис. 1.

На стенки камеры сгорания можно наносить специальное защитное покрытие, которое позволяет предотвратить интенсивное окисление поверхности камеры сгорания.

В качестве основного материала новой камеры сгорания (КС) был выбран молибден ввиду его высокой температуры плавления (свыше 2600 °С). После изготовления камеры сгорания её покрыва-

Таблица 1

Характеристики известных монотоплив для ТКД

Параметры	Гидразин	Перекись водорода	ЗТ на АДНА	ЗТ на НГА (горючее — нитрат триэтоломина)	ЗТ на НГА (горючее — метиловый спирт)
Плотность $\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	998	1430	1340	1430	1370
$T_{КС}$ , °С	910	866	1600	1750	1800
$J_{уд}^{пуст}$ , с	230	180	245	252	259

бильностью, без коррозионных свойств в нормальных климатических условиях.

В качестве окислителя в «зеленом топливе» может применяться, помимо АДНА, также НГА и НФГ. В табл. 1 представлены физико-химические характеристики некоторых монотоплив.

Анализируя физико-химические свойства топлив, а также термодинамические параметры, приняли решение остановиться на ЗТ, на основе НГА. Такое топливо позволяет получить максимальные удельные характеристики.

#### Разработка лабораторной модели ТКД на «зелёном топливе»

Выбранное монотопливо имеет высокую температуру горения, а образовавшиеся в процессе сго-



Рис. 1. Тантал-вольфрамовая КС в исходном состоянии и после отжига на воздухе

ли защитным покрытием — дисилицидом молибдена  $\text{MoSi}_2$ . На рис. 2 представлен внешний вид исходной и покрытой камер сгорания.

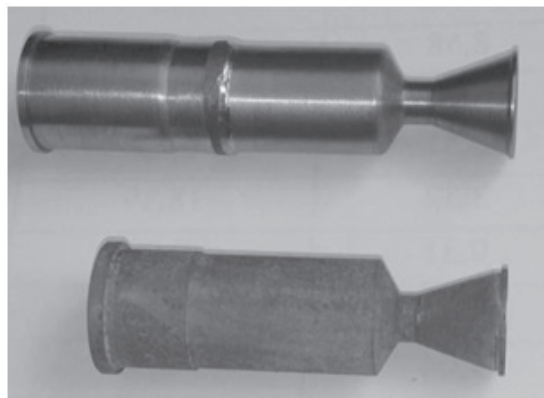


Рис. 2. Молибденовая КС в исходном состоянии и с защитным дисилицидным покрытием

В процессе огневого функционирования двигателя на поверхностном слое образуется защитная пленка оксида кремния  $\text{SiO}_2$ , которая не взаимодействует с продуктами сгорания топлива и при этом термически стойка.

Применение данного технического решения позволяет провести огневые испытания ТКД на ЗТ, но накладывает множество ограничений на конструкцию лабораторной модели двигателя. К этим ограничениям относят:

- контроль над состоянием защитного покрытия КС на всех стадиях сборки изделия;
- отсутствие острых кромок для предотвращения разрушения сплошности защитного покрытия за счёт возникающих термических напряжений;
- невозможность крепления термопар без промежуточных элементов;
- технологические сложности герметичного соединения КС с узлом впрыска (УВ).

Последнее обстоятельство предполагает конструкцию разборной модели двигателя, что позволяет заменять пришедшие в негодность узлы и детали лабораторной модели и продолжать испытания.

Оптимальным материалом камеры сгорания могут служить материалы группы платины (платиноиды), которые обладают коррозионной стойкостью к топливу и имеют высокую температуру плавления [3]. Но вопрос об изготовлении камеры из платиноида остается открытым по причине её дороговизны и необходимости выбора оптимальной технологии производства.

При выборе камеры сгорания из молибдена с защитным покрытием необходимо организовать герметичное её соединение с узлом впрыска. При этом актуальна проблема выбора прокладок, кото-

рые могут иметь коррозионную стойкость к топливу и сохранять герметичное соединение при высокие температурах при высоких давлениях в камере сгорания (до  $20 \text{ кгс/см}^2$ ), а также сохранять работоспособность изделия в импульсном режиме работе, т.е. в режиме термоциклирования для уплотняющих прокладок.

Применение известных металлических прокладок не представляется возможным из-за высокой температуры и низкой их стойкости к топливу и его продуктам сгорания. Поэтому для герметизации КС с узлом впрыска был применен материал «графлекс».

Такой материал обладает высокой термической, химической стойкостью, минимальной газопроницаемостью, релаксацией напряжений. На рис. 3 представлен внешний вид прокладок «графлекс».

Для подтверждения целесообразности применения таких прокладок в двигателе было изготовлено разборное соединение для автономных испытаний данного материала, устройство которого показано на рис. 4.

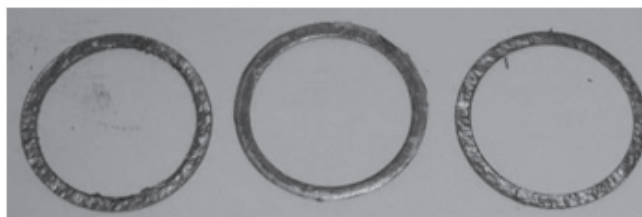
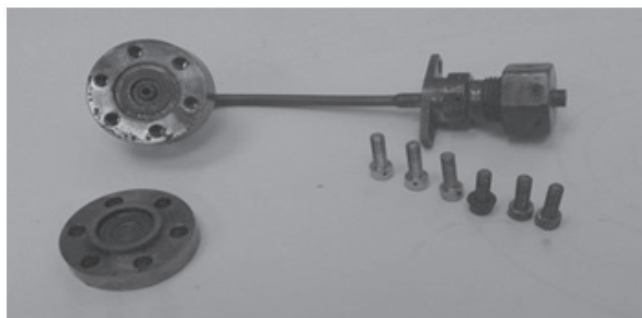


Рис. 3. Внешний вид прокладок «графлекс» для ТКД после испытаний на ЗТ



а)



б)

Рис. 4. Реактор для автономных испытаний прокладок «графлекс»: а — реактор в сборе; б — элементы конструкции реактора

В «замок» закладывались 3 прокладки, которые обжимали в три раза. При давлении 15 кгс/см<sup>2</sup> подтверждали герметичность этого уплотнения.

Уплотнение выдержало пять циклов термоциклирования: нагрев до 800–850 °С в печи в атмосфере воздуха, охлаждение — до комнатной температуры.

Данные автономные испытания позволили обосновать возможность применения прокладок «графлекс» для уплотнения ТКД.

Каталитический пакет (КП) двигателя на экологически чистом монотопливе должен удовлетворять требованиям, предъявляемым к камере сгорания и уплотнительным прокладкам, а также обеспечивать высокую эффективность разложения и сгорания рабочего тела при стартовых температурах в диапазоне 300–400 °С. Помимо этого, катализатор должен иметь повышенную прочность и быть стойким к термоциклированию.

Применение известных катализаторов не представляется возможным по причине их нестойкости к монотопливу. Зарубежный катализатор Shell-405 во время огневых испытаний спекается, применение брикетированных катализаторов из молибден-рениевой проволоки также невозможно из-за их окисления и выгорания в процессе функционирования двигателя.

Для компоновки каталитического пакета двигателя необходимо использовать новые виды брикетированных и гранулированных катализаторов. Гранулированный катализатор должен иметь в своей основе высокотемпературный прочный носитель. Такие носители термически и химически стойкие к продуктам сгорания ЗТ, а также имеют развитую пористую структуру для внедрения активного металлического компонента при изготовлении катализатора. В табл. 2 представлены краткие характеристики одного из образцов носителя.

При изготовлении катализатора в качестве активного компонента можно использовать иридий или сплав платины с родием. Предпочтительным

считается иридий, который активно применяется в большинстве известных отечественных и зарубежных катализаторов. Например, зарубежный гранулированный катализатор Shell-405 имеет около 30 % иридия по массе.

Целесообразно применять в конструкции каталитического пакета комбинацию различных катализаторов: гранулированный активный катализатор будет служить инициатором быстрого разложения ЗТ, а металлический катализатор выступает в роли эффективного испарителя топлива и решетки, удерживающей гранулы.

#### Огневые испытания лабораторной модели двигателя на экологически чистом монотопливе

Внешний вид лабораторной модели двигателя К100Э представлен на рис. 5.

Лабораторные модели двигателей проходили испытания на воздухе, что приводило к окислению высокотемпературных элементов.

Для защиты камеры сгорания от окисления было применено защитное устройство, представляющее собой чехол, под который осуществлялся наддув инертного газа (рис. 6). Таким образом, со-

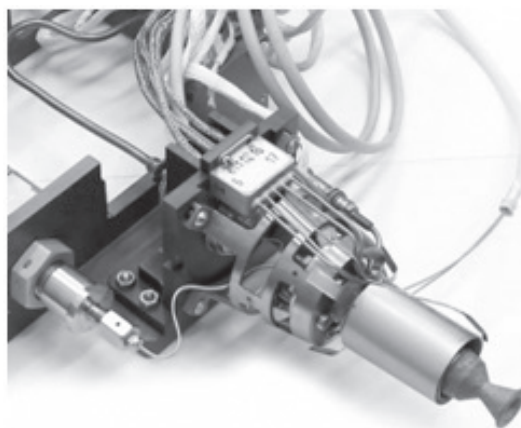


Рис. 5. Лабораторная модель К100Э



Рис. 6. Внешний вид лабораторной модели К100Э с защитным устройством

Таблица 2

#### Характеристики носителя

Наименование показателя	Значение показателя
Механическая прочность при раздавливании, МПа	20 – 75
Водопоглощение, %	20 – 45
Удельная поверхность, м <sup>2</sup> /г	4 – 125
Насыпная плотность, кг/дм <sup>3</sup>	0,9 – 1,3
Размеры гранул в диаметре, мм	0,80 – 1,25

здавалась защитная среда, предотвращающая окисление узлов и деталей снаружи камеры сгорания.

Немаловажным фактором при проведении огневых испытаний лабораторной модели на воздухе является ориентация двигателя. Существуют следующие факторы, влияющие на работоспособность изделия для разных ориентаций двигателей, а именно:

1) при испытаниях двигателя соплом вверх в вертикальном положении возможно накопление ЗТ в начальной зоне каталитического пакета, что может приводить к пульсациям и нестабильной работе;

2) при испытаниях в вертикальном положении соплом вниз необходимо обеспечить защиту клапана на подачи ЗТ от перегрева;

3) при испытаниях в горизонтальном положении отсутствует возможность проведения испытаний с измерением тяги.

В табл. 3 представлены результаты теплового расчёта модели двигателя К100Э в пакете программ SolidWork. Расчёты проводились исходя из граничных и начальных условий, соответствующих началу импульсного режима работы изделия на воздухе для трех положений.

При положении двигателя соплом вниз происходит конвекционный прогрев клапана подачи, что недопустимо, так как может вызвать процесс разложения топлива с последующим разрушением конструкции.

Поэтому огневые испытания при двух положениях лабораторной модели проходили:

— для замера тяги — вертикальное положение соплом вверх;

— для проверки динамических характеристик — горизонтальное положение.

Для определения разброса импульса тяги рассмотрим осциллограммы давления в камере сгорания при импульсных режимах работы. При испытаниях режим выбирался таким образом, чтобы обеспечить полное сгорание впрыснутого ЗТ во время импульса, поэтому на первых импульсах выбиралась длительная пауза между включениями.

Типичная осциллограмма в режиме циклических включений показана на рис. 7 и 8. При открытии клапана ( $U_{кл}$ ) наблюдалась просадка входного давления ( $p_{вх.т}$ ) из-за гидравлического сопротивления обратного клапана. Давление в КС ( $p_k$ ) оставалось стабильным и составляло примерно половину входного давления.

Основными динамическими характеристиками двигателя являются:

— время выхода давления в камере сгорания на 90 % от его установившегося уровня ( $\tau_{0,9}$ );

— время последействия — время спада давления с момента снятия напряжения до 10 % от номинального уровня в КС ( $\tau_{пд}$ ).

Таблица 3

Расчетная температура К100Э на воздухе

Элемент конструкции	Температура элементов при ориентации, °С		
	Горизонтальная	Вертикальная	
		соплом вверх	соплом вниз
Камера (вблизи сопла)	680	620	610
Камера (вблизи узла впрыска)	500	470	470
Фланец узла впрыска	450	427	436
Клапан подачи ЗТ (наружная поверхность)	49	30	73



Рис. 7. Осциллограммы давления при включениях длительностью 1,2 с

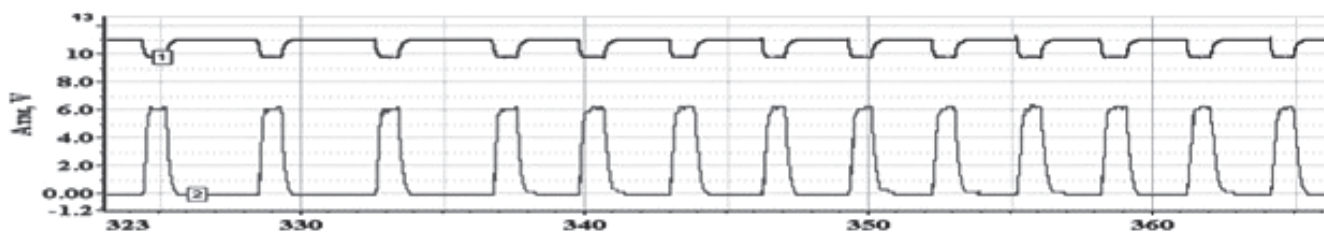


Рис. 8. Осциллограммы давления при включениях длительностью 0,8 с

Единичный импульс тяги был оценен путем обработки осциллограмм, где импульсы имеют «правильную» (прямоугольную) форму. Время выхода на 90%  $p_k \sim 0,10$  с, время последействия  $\sim 0,30$  с. Время выхода на режим может варьироваться до 0,25 с, а время последействия — до 0,40 с. По расчётам площади импульсов и по результатам измерения тяги каждого импульса был получен разброс единичного импульса тяги около 6,7 %.

На рис. 9 продемонстрирована возможность работы двигателя в режиме длительных включений. Температура камеры достигала 1200 °С. Было установлено, что время выхода на режим не превышает 0,25 с, а время последействия — не более 0,35 с.

Изменение температуры конструкции во время непрерывного режима показано на рис. 10.

На рис. 11 приведена термограмма запуска изделия в непрерывном режиме работы длительно-

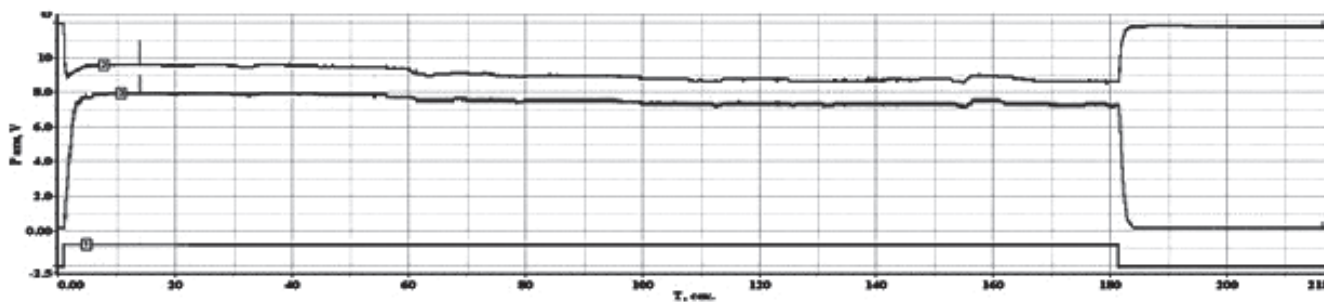


Рис. 9. Осциллограмма работы макета двигателя К100Э в непрерывном режиме

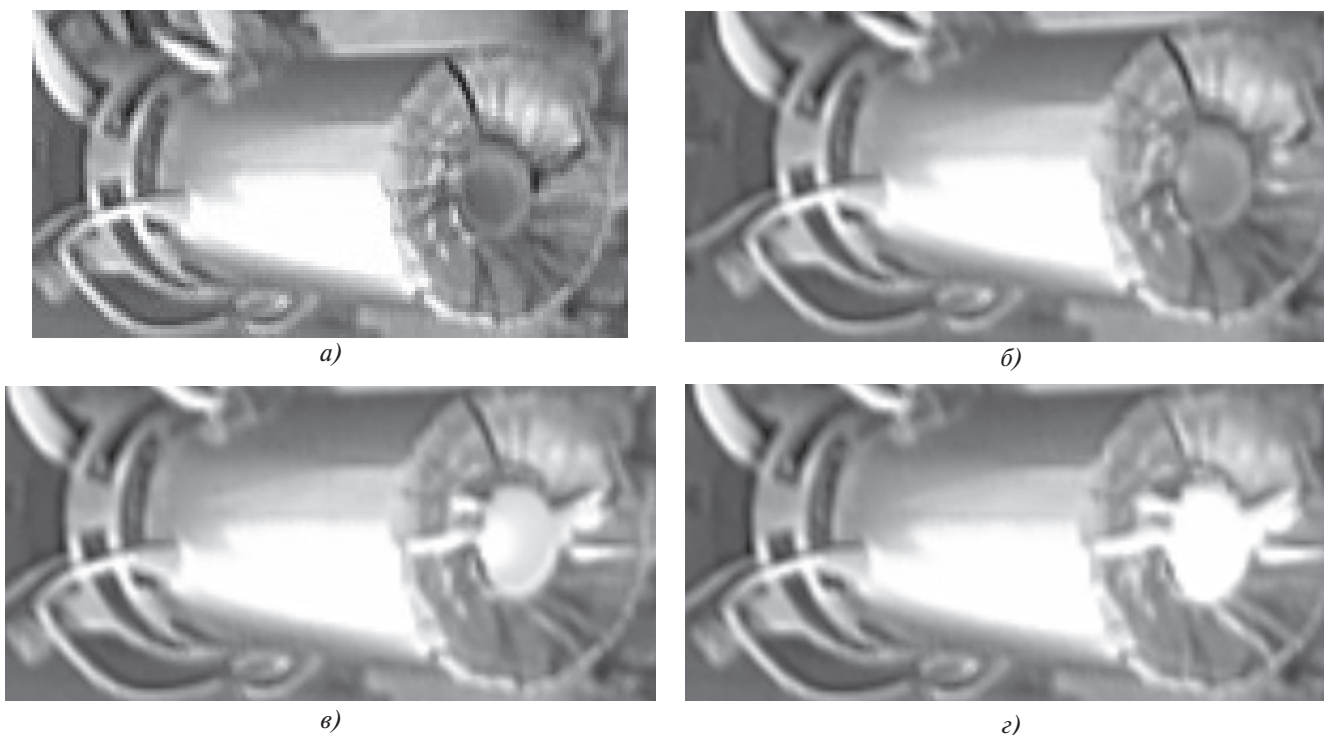


Рис. 10. Внешний вид лабораторной модели во время запуска на непрерывном режиме: а — перед включением; б — на 5-й секунде с после запуска; в — на 15-й секунде; г — перед выключением

тью 180 с, где  $T_{\text{кам}}$  — температура КС вблизи сопла;  $T_{\text{флан}}$  — температура фланца вблизи стыка КС и узла впрыска;  $T_{\text{ув}}$  — температура узла впрыска;  $T_{\text{клап}}$  — температура поверхности клапана подачи ЗТ.

предел соответствует значениям температуры  $T_{\text{кам}}$  в отсутствие обдува азотом, высший предел — температуре, при которой происходят изменения каталитического пакета двигателя, которые были зафиксированы при дефектации лабораторной моде-

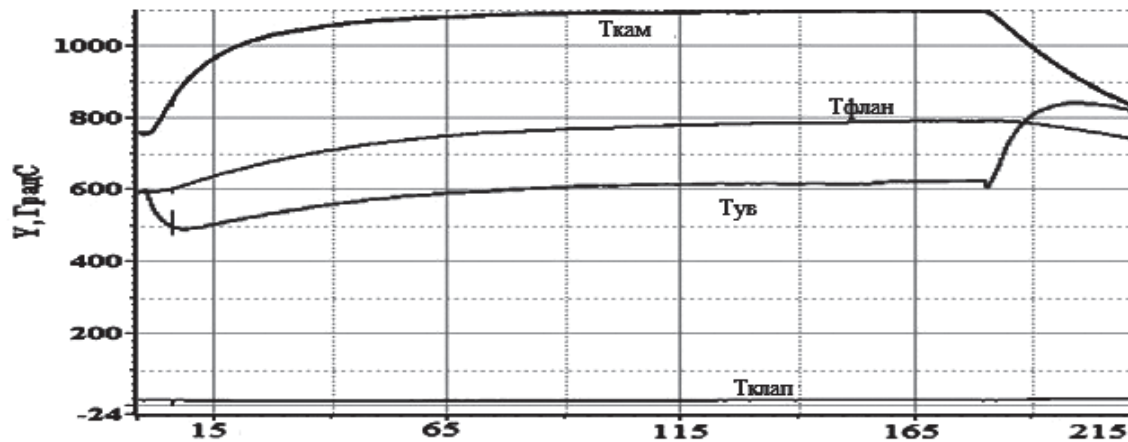


Рис. 11. Термограммы огневого функционирования лабораторной модели К100Э

Из рис. 11 можно заключить, что температура КС на воздухе превышает 1000 °С. При этом необходимо отметить, что изделие функционирует на огневом режиме с включенным устройством защиты камеры сгорания от окисления. При работе этого изделия происходит конвективное охлаждение КС при организации защитной атмосферы азота и его постоянной подачи под защитный чехол. При выключенном защитном устройстве температура возрастает на 200—350 °С.

На рис. 12 представлены зависимости пустотного удельного импульса тяги от температуры рабочего тела; пунктирными линиями обозначена область температур, которые были достигнуты при испытаниях лабораторной модели К100Э. Низший

ли. Таким образом, можно констатировать, что средний удельный импульс тяги лабораторной модели при пересчете на вакуум составляет ~ 250 с.

### Выводы

Продемонстрирована работоспособность лабораторной модели двигателя на ЗТ как в импульсных, так и в непрерывных режимах. По результатам огневых испытаний у лабораторной модели двигателя на ЗТ были зафиксированы:

- высокая повторяемость импульс в циклических режимах работы;
- высокие динамические характеристики двигателя, такие, как время выхода на режим и время последействия;

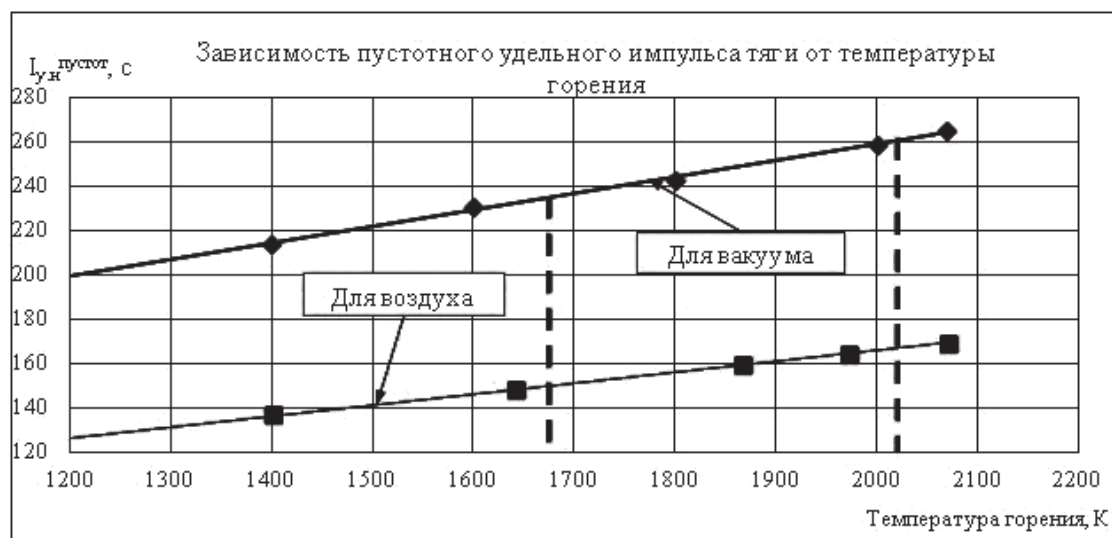


Рис. 12. Зависимость пустотного удельного импульса тяги от температуры горения рабочего тела

— высокие температуры при работе изделия в непрерывном режиме.

По расчётам пустотного удельного импульса тяги в вакууме и условиях атмосферы и по результатам огневых испытаний было получено среднее значение для вакуума ~ 250 с.

### Библиографический список

1. *Гопанчук В.В., Никулин Н.М., Потапенко М.Ю.* Оптимизация магнитных электрореактивных двигателей // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 1. С. 64-76.
2. *Anflo K., Crowe B.* In-Space Demonstration of an ADN-based Propulsion System. // 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Diego, 31 July — 3 August 2011.
3. *Anflo K., Crowe B.* Two years of In-Space Demonstrations and Qualification of an ADN-based Propulsion System on PRISMA // AAAF/ESA/CNES Space Propulsion Conference, Bordeaux, 7— 10 May 2012.
4. *Anflo K., Persson S., Bergman G., Thormalen P. and Hasanof T.* Flight Demonstration of ADN-based Propulsion System on the PRISMA Satellite // 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibition, AIAA-2006-5212, Sacramento, 2006.
5. *Dyer J., Dinardi A., Anflo K.* First Implementation of High Performance Green Propulsion in a Constellation of Small Satellites // 27th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites, 2013, 8 p.
6. *Spores R.A., Masse R., Kimbrel S., McLean C.* GRIM AF-M315E Propulsion System. // 49th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 17 July 2013, San Jose, California, 10 p.
7. *McLean C., Spores R., Sheehy J.* Green Propulsion Infusion Mission, Program Construct and Mission Objectives // Commercial and Government Responsive Access to Space Technology Exchange (CRASTE) Conference, Bellevue, WA, 24 — 27 June, 2013.
8. *Meinhardt D., Wucherer E., Brewster G.* HAN-Based Monopropellant Vehicle ACS Trade Study // Primes Aerospace Document R097-2105, prepared for the NASA Lewis Research Center Launch Vehicle Project Office, September 1997.
9. *Wucherer E., Morgan R., Yoder T.* Thermal Stability Testing of AF-M315E Propellant // 59th JPM/JANNAF, San Antonio, Tx, May 2012.
10. *Wucherer E., Liu J.* AF-M315E Material Compatibility Study // 59th JPM/JANNAF, San Antonio, Tx, May 2012.

## DEVELOPMENT AND INVESTIGATION OF LABORATORY MODEL LOW-THRUST THERMAL CATALYTIC THRUSTER ON “GREEN PROPELLANT”

**Goza D.A.**

*Experimental Design Bureau “Fakel”,  
181, Moskovsky av., Kaliningrad, 236001, Russia  
e-mail: dgoza@bk.ru*

### Abstract

“Green fuel” is an aqueous solution of a high-energy oxidizer (hydroxylammonium nitrate and others), and a fuel, presented by various substances, such as alcohols, glycerin, etc. It offers a number of advantages, namely, a higher density, low freezing temperature and high specific characteristics. Such mixtures relate to low-toxic substances, whereas hydrazine is a high-toxic substance. Thus, the “green fuel” mixture implementation as a monopropellant for an aircraft correction and orientation thermocatalytic thrusters is up-to-date issue.

Hydroxylammonium nitrate was selected as a basis for the “green fuel”, to which a fuel and dissolvent (water) are added in calculated ratio. The energetic qualities of the fuel depend on its basis, though its output

characteristics are strongly affected by the water content in the mixture.

The laboratory model consists of a heater for the structure’s starting warm-up of the, combustion chamber from refractory metal with a special protective coating, catalytic bed, consisted of a combination of metallic and granulated catalysts, an injector unit ensuring operating pressure differential, and a system of thermal screens.

The laboratory model presents a disassembling model to monitor separate elements of the structure. Besides, such model allows quick replacement of the thruster elements, such as the catalyst bed.

The laboratory model was tested in air under normal climatic conditions. The thruster was tested on firing functioning both in impulse and continuous operating modes.



The tests of the thrusters were conducted in continuous modes at the inlet's dropping pressure. It is worth mentioning that with the inlet's pressure decrease, the pressure in the combustion chamber decreases proportionally, which demonstrates the stability of the thruster operation.

The K100E laboratory model maximum run amounted to 1.5 kg of consumed fuel over 1500 start-ups. The main reason for the thruster's failure relates to the tests conduction in atmospheric conditions, namely to the oxidizing and destruction of separate parts of the laboratory model (heater, screens) under higher operating temperatures.

**Keywords:** low thrust liquid rocket, thermal catalytic thruster, "green monopropellant", ammonium dinitramide (ADN), hydroxylammonium nitrate (HNA), combustion chamber, injection unit, catalytic bed.

## References

1. Gopanchuk V.V., Nikulin N.M., Potapenko M.Yu. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 1, pp. 64-76.
2. Anflo K., Crowe B. In-Space Demonstration of an ADN-based Propulsion System. *47<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, San Diego, 31 July – 3 August 2011*.
3. Anflo K., Crowe B. Two years of In-Space Demonstrations and Qualification of an ADN-based Propulsion System on PRISMA. *AAAF/ESA/CNES Space Propulsion Conference, Bordeaux, 7- 10 May 2012*.
4. Anflo K., Persson S., Bergman G., Thormöden P. and Hasanof T. Flight Demonstration of ADN-based Propulsion System on the PRISMA Satellite. *42<sup>nd</sup> AIAA/AISME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibition, AIAA-2006-5212, Sacramento, 2006*.
5. Dyer J., Dinardi A., Anflo K. First Implementation of High Performance Green Propulsion in a Constellation of Small Satellites. *27<sup>th</sup> Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites, 2013*, 8 p.
6. Spores R.A., Masse R., Kimbrel S., McLean C. GRIM AF-M315E Propulsion System. *49<sup>th</sup> AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit. 17 July 2013, San Jose, California*, 10 p.
7. McLean C., Spores R., Sheehy J. Green Propulsion Infusion Mission, Program Construct and Mission Objectives. *Commercial and Government Responsive Access to Space Technology Exchange (CRASTE) Conference, Bellevue, WA, 24 – 27 June, 2013*.
8. Meinhardt D., Wucherer E., Brewster G. *HAN-Based Monopropellant Vehicle ACS Trade Study Primes Aerospace Document R097-2105*, prepared for the NASA Lewis Research Center Launch Vehicle Project Office, September 1997.
9. Wucherer E., Morgan R., Yoder T. Thermal Stability Testing of AF-M315E Propellant. *59<sup>th</sup> JPM/JANNAF, San Antonio, Tx, May 2012*.
10. Wucherer E., Liu J. AF-M315E Material Compatibility Study. *59<sup>th</sup> JPM/JANNAF, San Antonio, Tx, May 2012*.