

УДК 629.7.036

DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04

**Г.А. Доткин, М.Д. Зорин, В.И. Малинин**

Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

## **АНАЛИЗ ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ СОСТАВОВ ГРАНУЛИРОВАННОГО ТВЕРДОГО ТОПЛИВА В РАКЕТНО-ПРЯМОТОЧНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ**

Посвящена анализу различных составов гранулированного твердого топлива для использования их в ракетно-прямоточном двигателе. Приведены недостатки существующих видов топлива, таких как порошкообразное металлическое горючее, жидкое топливо, твердое топливо. Выявлены основные преимущества нового типа топлива. Предложена и описана конструктивно-компоновочная схема ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе, за основу взята схема ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе. Выбраны освоенные и перспективные высокоэнтальпийные компоненты для гранулированного твердого топлива. Проведены термодинамические расчеты их процессов горения в камере сгорания газогенератора и догорания в камере дожигания (варьировались массовые доли компонентов в составе топлива, а также отношение массовых расходов воздуха и топлива). Установлены диапазоны изменения основных параметров как в газогенераторе (температура, плотность топлива, содержание  $k$ -фазы), так и всего двигателя в целом (отношение расходов воздуха и топлива, температура догорания, удельный импульс). В ходе анализа результатов термодинамических расчетов составов гранулированного твердого топлива установлен наиболее предпочтительный состав (из освоенных компонентов) и сформулированы критерии эффективности работы ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе. В анализе приведены преимущества и недостатки применения перспективных компонентов по отношению к применению освоенных компонентов. Результатом исследования показана возможность использования гранулированного твердого топлива в ракетно-прямоточных двигателях многократного включения-выключения для высотных летательных аппаратов (высота полета более 30 км). Большая высота полета и многократное включение-выключение двигателя позволят увеличить его дальность полета и уменьшить количество требуемого топлива.

**Ключевые слова:** реактивный двигатель, гранулированное твердое топливо, ракетно-прямоточный двигатель, термодинамический расчет, газогенератор, камера дожигания, критерии эффективности двигателя, массовая доля  $k$ -фазы, удельный импульс, соотношение массовых расходов воздуха и топлива, октоген, азепины.

**G.A. Dotkin, M.D. Zorin, V.I. Malinin**

Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

## **POSSIBILITY ANALYSIS OF GRANULAR SOLID PROPELLANTS VARIOUS COMPOSITIONS APPLICATION TO SCRAMJETS**

The article is devoted to the analysis of various compositions of granular solid propellant for use in a ramjet. The disadvantages of existing types of propellant, such as powdered metal, liquid, solid ones, are given. The main advantages of the new propellant type are revealed. A structural and layout scheme of a ramjet on granular solid propellant is proposed and described; the scheme of a granular solid propellant rocket engine is taken as a basis. The mastered and promising high-enthalpy components for granular propellant have been selected. Thermodynamic calculations of their combustion processes in the combustion chamber of the gas generator and afterburning in the afterburner are carried out (propellant components mass fractions and air and propellant mass flow ratio were varied). The ranges of changes in the main parameters are established both in the gas generator (temperature, propellant density,  $k$ -phase content) and the entire ramjet as a whole (the ratio of air and propellant consumption, afterburning temperature, specific impulse). During the analysis of the results of thermodynamic calculations of granular propellant compositions the most preferable mastered composition was established and the criteria for the efficiency of the granular propellant ramjet were formulated. The analysis shows the advantages and disadvantages of promising components application in relation to the mastered components application. The result of the study is the possibility of using granular propellant in ramjets of multiple on-off for high-altitude aircraft (flight altitude over 30 km). The high flight altitude and repeated switching on and off of the engine will increase its flight range and reduce the amount of fuel required.

**Keywords:** jet, granular solid propellant, ramjet, thermodynamic calculation, gas generator, afterburner, engine efficiency criteria,  $k$ -phase mass fraction, specific impulse, air and propellant mass flow ratio, octogen, azepines.

Применение порошкообразных металлических горючих (ПМГ) в реактивных двигателях, а также и в других типах энергетических систем (ЭС) изучается уже на протяжении полувека [1, 2]. Исследованы оптимальные характеристики ПМГ для обеспечения устойчивого протекания внутрикамерных процессов в различных установках. Достигнуты большие результаты в теории горения порошков алюминия и бора. Разработаны оптимальные схемы их подачи в камеру сгорания (КС) и регулирования расхода таких горючих [3]. Но широкого применения в реактивных двигателях ПМГ не получили ввиду следующих недостатков:

- 1) наличие большого содержания  $k$ -фазы в продуктах сгорания (ПС);
- 2) при использовании ПМГ в ракетных двигателях встает вопрос о хранении, подаче и перемешивании окислительных компонентов топлива;
- 3) трудность обеспечить минимально необходимый расход воздуха для прямоточных двигателей на большой высоте полета (30 км и более).

Наличие большого содержания  $k$ -фазы в ПС порошкообразных металлических горючих приводит к налипанию частиц на стенки КС и сопла. Возникает необходимость в серьезных ограничениях и требованиях к теплозащитным покрытиям (ТЗП) и конструкциям КС и сопла. Из этого вытекает следующий недостаток – ограниченная применимость в энергетических установках с газогенератором (ГГ).

Для протекания процесса горения ПМГ встает вопрос подачи окислительных компонентов. С одной стороны, если порошкообразные металлические горючие предполагается применять в автономных энергетических системах (например, ракетный двигатель (РД)), возникает необходимость использовать второй бак-резервуар для хранения окислителя и разрабатывать две системы подачи как горючего компонента, так и окислительного. Это приводит к усложнению конструкции ЭС и увеличению ее массы. С другой стороны, если ПМГ используется как компонент топлива прямоточных воздушно-реактивных или ракетно-прямоточных двигателей (ПВРД, РПД), то это приводит к необходимости обеспечивать расход воздуха, больший, чем стехиометрическое соотношение, для полного протекания процесса горения. Большой расход воздуха ограничивает возможную высоту полета летательного аппарата (ЛА).

Использование жидких и твердых топлив (ЖТ и ТТ соответственно) в РПД также приводит к определенным недостаткам ЛА. ПВРД на ЖТ обладают низкими эксплуатационными характеристиками. Кроме того, такие двигатели из-за низкого объемного удельного импульса ЖТ обладают большими размерами. Применение ТТ ограничивает возможности в регулировании тяги и многократном включении-выключении двигателя [4]. Поэтому актуальной задачей на сегодняшний день является поиск способов повышения эффективности прямоточных двигателей.

В данной статье проводится анализ применимости различных составов нового типа топлива, а именно гранулированного твердого топлива (ГТ), в ракетно-прямоточных двигателях. Прототипом конструктивно-компоновочной схемы является схема ракетного двигателя на гранулированном твердом топливе (РДГТ) для ЛА космического назначения [5–7]. Применение ГТ в РПД позволит объединить следующие положительные стороны ЖТ и ТТ: возможность регулирования тяги, многократное включение-выключение двигателя, безопасность, надежность и высокие эксплуатационные характеристики.

Цель исследования – выбор составов гранулированного твердого топлива для применения их в ракетно-прямоточном двигателе регулируемой тяги для летательных аппаратов типа «воздух – земля».

Поставлены следующие задачи:

- 1) выбрать освоенные и перспективные компоненты для проведения термодинамического расчета;
- 2) провести термодинамический расчет газогенератора;
- 3) провести термодинамический расчет камеры дожигания;
- 4) сформулировать критерии выбора гранулированных топливных составов для эффективной работы ракетно-прямоточного двигателя;

5) провести анализ полученных результатов и выбрать наиболее удовлетворяющие топливные составы для гранул.

### Описание конструктивно-компоновочной схемы двигателя

На рис. 1 представлена принципиальная схема ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе (РПДГТ). Основными его составляющими являются маршевая и стартово-разгонная ступени. В данной работе рассматривается только маршевая ступень. Маршевая ступень состоит из газогенератора, камеры дожигания (КД) с соплом и воздухозаборного устройства (ВЗУ) (11). ГГ включает в себя систему подачи ГТ, камеру сгорания с системой сопел и воспламенитель (4). Агрегатами системы подачи ГТ являются шар-баллон (1), пневмооборудование (2) (газовый редуктор, клапаны, трубопроводы), газопроницаемый поршень (3), бак для хранения ГТ (5), устройство регулирования расхода (6). КС с системой сопел состоит из непосредственно КС газогенератора (7) и сопел критического сечения (8). КД с соплом состоит из непосредственно КД (9) и маршевого сопла (10).

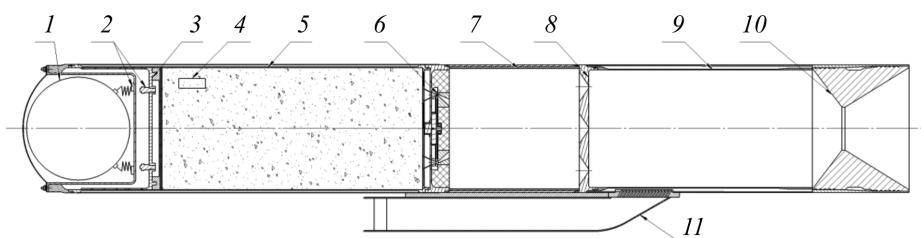


Рис. 1. Принципиальная схема ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе

Принцип действия РПДГТ описан в работе [8].

Топливо в РПДГТ находится в форме гранул, что обеспечивает ему текучесть и возможность регулирования расхода при подаче совместно с ожигающим газом. Поэтому гранулированное твердое топливо при работе РПД обладает свойствами ЖТ. Сама гранула представляет собой частицу окислителя, покрытую слоем горючего. Совмещение в грануле окислителя и горючего решает задачу смешения компонентов, которое труднее обеспечить при их отдельной подаче и исключает необходимость использования второго топливного бака. Также объединение компонентов топлива в одной грануле снизит требуемое количество подаваемого воздуха в КД, что позволит применять такой двигатель на большой высоте, в неплотных слоях атмосферы.

### Термодинамический расчет топливных составов в газогенераторе

В работе проведен термодинамический расчет различных составов топлив в газогенераторе с помощью программы «Тerra» [9]. В качестве исходных данных были выбраны значения давления в КС газогенератора 0,5–2,0 МПа с шагом 0,5 МПа.

Для расчета были выбраны как освоенные и широко применяемые компоненты ракетных топлив, так и перспективные. В качестве перспективных компонентов топлив была рассмотрена группа высокоэнтальпийных веществ, называемых азепинами [11–14]. Химические формулы компонентов, их плотности и энтальпии образования представлены в табл. 1. Расчет проводился для различных их комбинаций.

Результатом каждого индивидуального расчета является получение значений следующих параметров:

- а) температура в КС газогенератора  $T_{гг}$ ;
- б) массовая доля  $k$ -фазы в ПС  $z$ ;
- в) плотность топлива  $\rho$  (с учетом коэффициента порозности гранулированного топлива  $\varepsilon = 0,33$  [3]).

Таблица 1

Свойства компонентов, выбранные для термодинамического расчета

Вещество	Формула	Плотность, кг/м <sup>3</sup>	Энтальпия образования, кДж/кг
Октоген	C <sub>4</sub> H <sub>8</sub> N <sub>8</sub> O <sub>8</sub>	1905	290
ПХА	NH <sub>4</sub> ClO <sub>4</sub>	1950	-2520
ПДИ-1 [10]	C <sub>73</sub> H <sub>111</sub> O	900	-945
Az(O)NH <sub>2</sub>	C <sub>6</sub> H <sub>2</sub> O <sub>4</sub> N <sub>8</sub>	1880	2805
AzCH <sub>2</sub> CN	C <sub>8</sub> H <sub>2</sub> O <sub>3</sub> N <sub>8</sub>	1696	3053
Az(O)CH <sub>2</sub> CN	C <sub>8</sub> H <sub>2</sub> O <sub>4</sub> N <sub>8</sub>	1702	2869
AzCH <sub>3</sub>	C <sub>7</sub> H <sub>3</sub> O <sub>4</sub> N <sub>7</sub>	1716	2732

Термодинамический расчет в ГТ необходим для получения зависимостей вышеперечисленных параметров в ГТ:

а) от массовой доли окислительного компонента в составе (окислительными компонентами в настоящей работе считаются октоген, ПХА и азепины, табл. 1) при постоянном давлении  $p = 0,5$  МПа;

б) давления в нем при постоянном содержании компонентов в топливе.

Для исследования выбраны топливные составы, приведенные в табл. 2.

Таблица 2

Исследуемые топливные составы

Состав	Массовая доля окислительного компонента, %
ПХА + ПДИ-1	70–100
Октоген + ПДИ-1	
Октоген + ПХА (const 10 %) + ПДИ-1	
Az(O)NH <sub>2</sub> + ПДИ-1	
AzCH <sub>2</sub> CN + ПДИ-1	
Az(O)CH <sub>2</sub> CN + ПДИ-1	
AzCH <sub>3</sub> + ПДИ-1	

На рис. 2 и 3 приведены результаты термодинамических расчетов в зависимости от массовой доли окислительного компонента в составе (табл. 2).

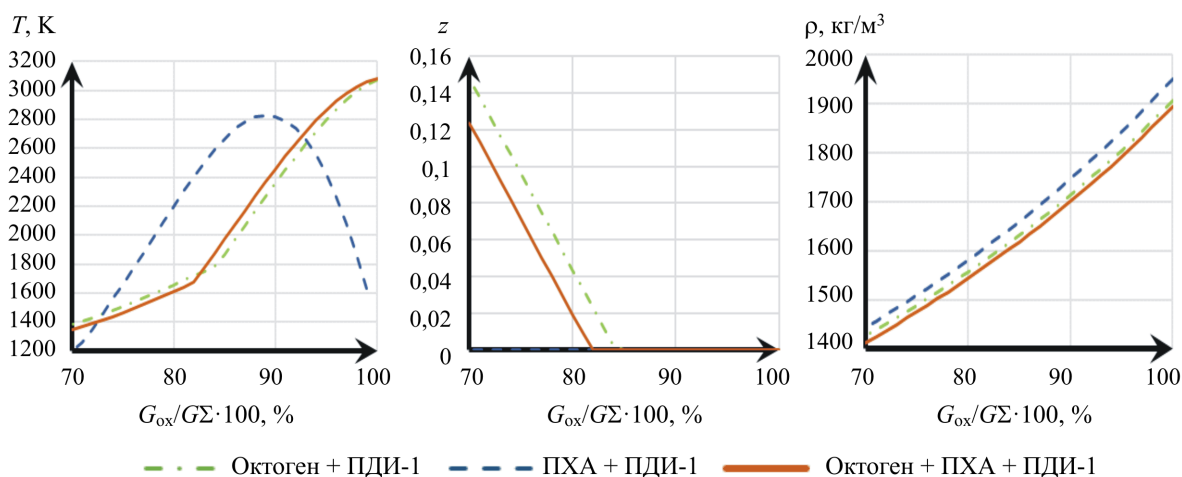


Рис. 2. Результаты термодинамического расчета в ГТ для составов на основе октогена и ПХА

Из графических зависимостей на рис. 2 видно, что при увеличении массовой доли окислительного компонента в составе увеличивается плотность для всех комбинаций топливных составов. Это выгодно с конструктивной точки зрения: чем выше плотность топлива, тем меньшие габариты бака с ГТ при прочих равных условиях. Плотность всех трех комбинаций

отличается незначительно: разница в плотности чистых октогена и ПХА составляет 2 %, а для их смеси разница еще ниже. Для исследуемого диапазона содержания окислителя плотность топлива изменяется от 1400 до 1950 кг/м<sup>3</sup> – разница составляет 40 %.

Температура в КС ГГ увеличивается при росте массовой доли окислительного компонента для составов «октоген + ПДИ-1» и «октоген + ПХА + ПДИ-1». Для состава «ПХА + ПДИ-1» температура сначала растет при увеличении массовой доли окислителя, затем в точке 89 % имеет экстремум и далее снижается. Из конструктивных соображений температура в камере сгорания ГГ не должна быть слишком большой, поскольку при большой температуре необходимо увеличивать толщину теплозащитного покрытия (ТЗП) или прибегать к использованию сложных и дорогих ТЗП. Это приведет к увеличению как массы, так и диаметра миделя. Из опыта конструирования КС РДТТ на твердом топливе верхний предел температуры в КС ГГ выбирается равным 2500 К [4]. При этом температура не должна быть слишком низкой для организации устойчивого процесса горения. Из опытных данных нижний предел температуры в КС выбирается равным 1500 К [4]. Для исследуемого диапазона содержания окислителя в топливе температура варьируется от 1200 до 3100 К. Таким образом, для использования в рассматриваемом РПДГТ подойдет не весь спектр исследуемых топливных составов. Из анализа результатов и графика (рис. 2) по температуре следует, что при содержании окислителя ниже 70 % будет сложно обеспечить устойчивый процесс горения ввиду низкой температуры в КС ГГ.

Массовая доля *k*-фазы в ПС снижается при увеличении массовой доли окислительного компонента для составов «октоген + ПДИ-1» и «октоген + ПХА + ПДИ-1». При достижении массовой доли 82 и 84 % соответственно *k*-фаза отсутствует в ПС. Массовая доля *k*-фазы полностью отсутствует для состава «ПХА + ПДИ-1» в этом диапазоне содержания окислителя. Для рассматриваемого РПДГТ предпочтительно как можно меньшее значение массовой доли *k*-фазы или полное ее отсутствие. Это обусловлено тем, что ГГ имеет систему сопел с небольшим проходным сечением (при использовании одного сопла с эквивалентной площадью проходного сечения нельзя обеспечить полное перемешивание ПС с воздухом в КД приемлемой длины), и *k*-фаза может забивать проходные сечения, приводя к повышению давления в камере сгорания ГГ. Для массовой доли 70 % окислительных компонентов в составах «октоген + ПДИ-1» и «октоген + ПХА + ПДИ-1» массовая доля *k*-фазы составляет 12 и 15 % соответственно.

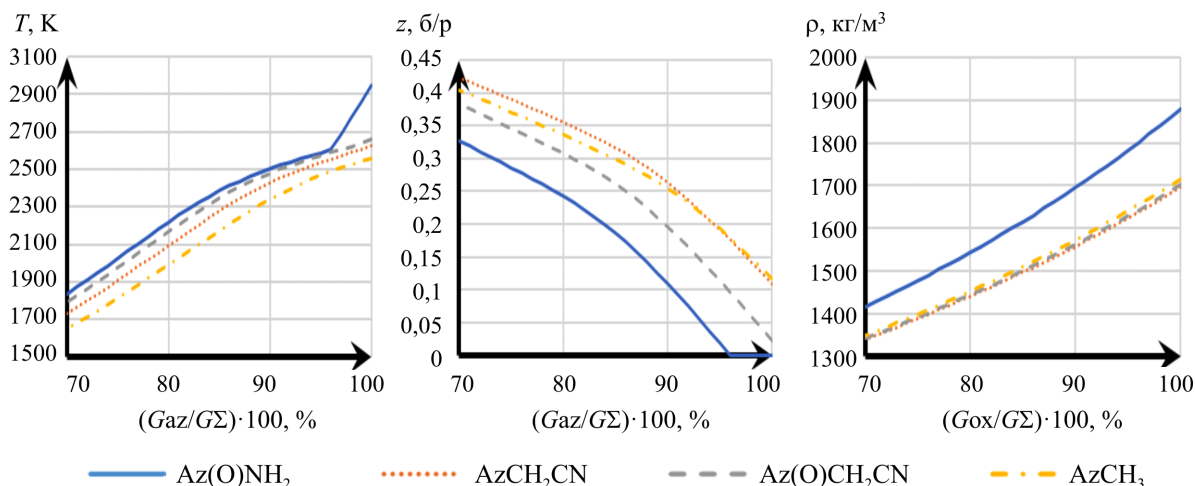


Рис. 3. Результаты термодинамического расчета в ГГ для составов на основе азепинов

Из графических зависимостей на рис. 3 видно, что тенденции изменения параметров схожи с изменением параметров на рис. 2. Составы на основе азепинов в целом менее плотные, чем составы на основе октогена и ПХА. Исключение составляет состав на основе  $Az(O)NH_2$  – его плотность приблизительно совпадает с плотностями составов на основе октогена и ПХА.

Значение температур лежит в более узком диапазоне (1650–2950 К), чем для составов на основе октогена и ПХА.

Значение массовой доли *k*-фазы значительно выше – 33–42 % для массовой доли окислительных компонентов при содержании 70 %. Из-за содержания большого количества *k*-фазы в ПС топливные составы на основе азепинов применимы при содержании окислителя более 90 %.

На рис. 4 приведены результаты термодинамических расчетов в зависимости от давления в КС ГГ.

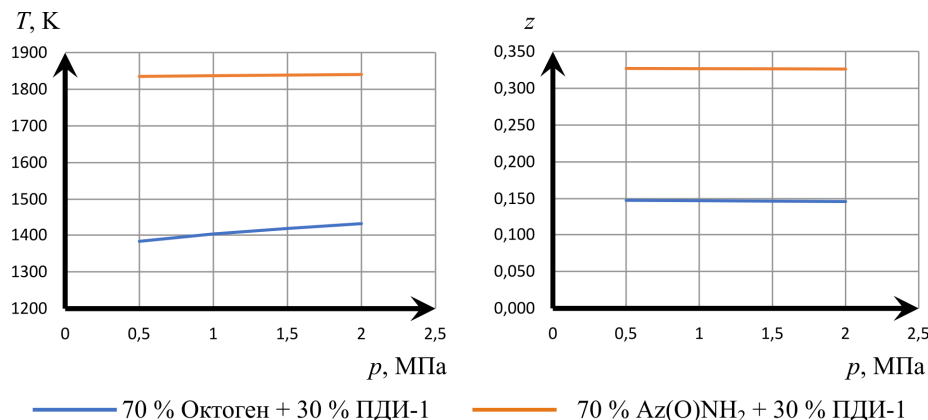


Рис. 4. Зависимость от давления

Из графических зависимостей на рис. 4 видно, что температура в КС и массовая доля *k*-фазы в ПС практически не зависят от давления в КС газогенератора. Разность значений параметров при минимальном и максимальном значениях рассматриваемых давлений не превышает 5 %. Тогда с учетом низкого объема КС и рассматриваемых зависимостей основных параметров от давления в КС [4], для снижения массы и габаритов конструкции предпочтительнее использовать как можно меньшее давление.

На рис. 4 приведен анализ только двух топливных составов, результаты расчетов для прочих топливных составов аналогичны – зависимость параметров от давления в камере сгорания ГГ практически отсутствует.

### Термодинамический расчет топливных составов в камере дожигания

Термодинамический расчет процесса догорания ПС гранулированного твердого топлива в среде набегающего воздуха также проводился в программе «Тетра» [9]. Расчет КД осуществлялся на основе данных, полученных при анализе результатов термодинамического расчета в КС газогенератора, а также исходных данных, представленных в табл. 3.

Таблица 3

Исходные данные для термодинамического расчета в КД

Параметр	Значение
Высота полета, км	30
Число Маха	5
Давление в газогенераторе, МПа	0,5
Давление в камере дожигания, МПа	0,1
Температура воздуха, К	227
Давление воздуха, МПа	0,0012
Газовая постоянная, кДж/ (кг*К)	287,05
Давление торможения, МПа	0,71
Коэффициент восстановления полного давления	0,31

Расчетный режим двигательной установки принят на высоте 30 км при скорости полета ЛА, равной 5 М. Параметры набегающего воздуха (давление, температура, газовая постоянная)

выбирались по данным стандартной атмосферы на соответствующей высоте [15]. Давление торможения для набегающего в ВЗУ потока воздуха подбиралось в программе «Terra» [9] таким образом, чтобы скорость потока на высоте 30 км стала равной 5 М. Для расчета использовалась программа «Terra», поскольку газодинамические функции неприменимы для таких скоростей потока. Коэффициент восстановления полного давления выбирался из [4].

Из анализа результатов термодинамических расчетов композиций гранулированного твердого топлива в КС газогенератора для расчета процесса догорания ПС в КД были выбраны следующие составы:

- Октоген (80 %) + ПДИ-1 (20 %);
- Октоген (90 %) + ПДИ-1 (10 %);
- ПХА (80 %) + ПДИ-1 (20 %);
- Октоген (60 %) + ПХА (10 %) + ПДИ-1 (30 %);
- Октоген (70 %) + ПХА (10 %) + ПДИ-1 (20 %);
- $Az(O)NH_2$  (80 %) + ПДИ-1 (20 %);
- $Az(O)NH_2$  (90 %) + ПДИ-1 (10 %);
- $Az(O)CH_2CN$  (80 %) + ПДИ-1 (20 %);
- $Az(O)CH_2CN$  (90 %) + ПДИ-1 (10 %).

Результаты термодинамического расчета в КД представлены на рис. 5 и 6. В нем рассматривались температура сгорания в камере дожигания и удельный импульс. Варьировалось отношение расходов воздуха и топлива  $K_m$ .

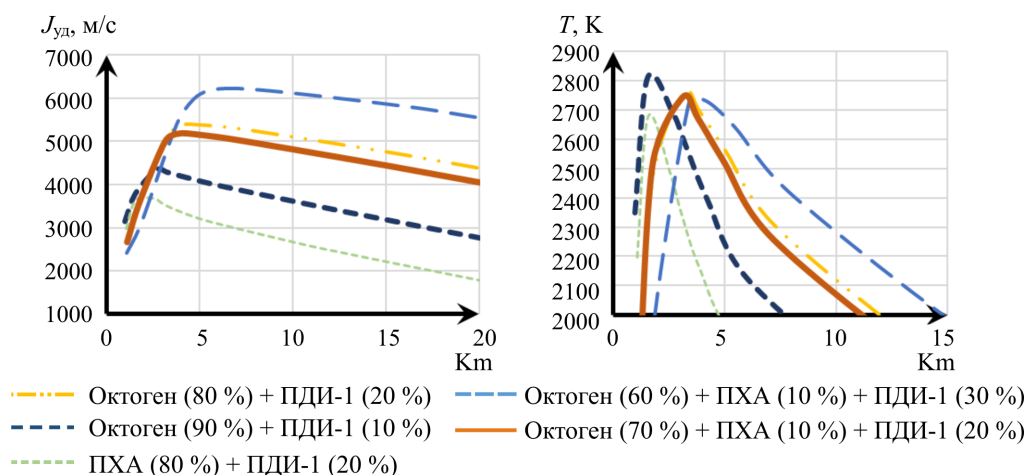


Рис. 5. Результаты термодинамического расчета в КД на основе октогена, ПХА и ПДИ-1

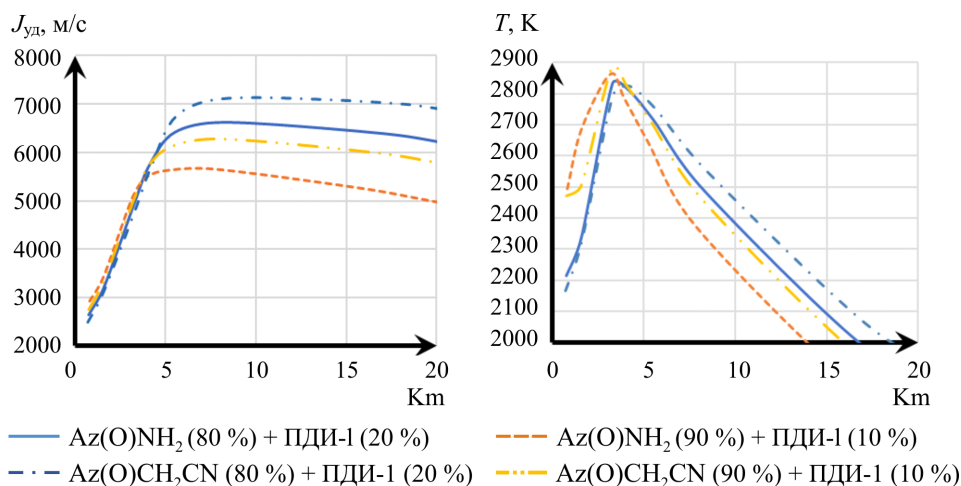


Рис. 6. Результаты термодинамического расчета в КД для составов на основе азепинов и ПДИ-1

Основным критерием выбора состава гранулированного твердого топлива с точки зрения РПД в целом является получение возможно более высокого удельного импульса.

Сравнение различных топливных составов гранулированного твердого топлива для применения его в РПДГТ представлено в табл. 4.

Таблица 4

Результаты термодинамических расчетов в ГГ и КД

№ п/п	Компоненты топлива		Содержание, %			Параметры ГГ				Параметры КД			
						$\rho$ , кг/м <sup>3</sup>	$z_{ГГ}$	$R_{ГГ}$ , кДж/(кг·К)	$T_{ГГ}$ , К	$K_m$	$T_{кд}$ , К	$J_{уд}$ , м/с	
1	Октоген	ПДИ-1	80	20		1555	0,04	472	1657	5	2550	5400	
2			90	10		1710	0	415	2370	2,5	2700	4350	
3	ПХА	ПДИ-1	80	20		1581	0	384	2199	2	2600	3700	
4	Октоген	ПХА	ПДИ-1	60	10	30	1472	0,13	517	1345	7	2400	6200
5				70	10	20	1592	0,02	465	1611	4	2600	5200
6	Az(O)NH <sub>2</sub>	ПДИ-1	80	20		1545	0,24	440	2220	8	2500	6600	
7			90	10		1695	0,11	360	2500	6	2600	5600	
8	Az(O)CH <sub>2</sub> CN	ПДИ-1	80	20		1445	0,31	450	2170	10	2450	7100	
9			90	10		1570	0,20	365	2480	8	2450	6250	

В ходе анализа полученных результатов было рассмотрено 5 освоенных и 4 перспективных топливных состава (табл. 4). Топлива «1» и «2» на основе октогена обладают приемлемыми параметрами в КС газогенератора (рис. 2), низким отношением расходов воздуха и топлива, допустимой температурой в КД. При увеличении содержания октогена сильно снижается удельный импульс, а при его уменьшении резко падает температура в КС газогенератора (допустимый диапазон содержания октогена 80...85 %), кроме того, топливо на основе чистого октогена имеет низкую химическую стабильность.

Топливо «3» на основе ПХА обладает самым низким удельным импульсом. При уменьшении содержания перхлората аммония в топливе можно добиться приемлемого удельного импульса, но уже при содержании ПХА 70 % температура в КС газогенератора составляет около 1200 К.

В топливах «4» и «5» за основу взят порошок октогена, но он дополнительно покрывается ПХА для обеспечения химической стабильности. При этом топливо «4» обладает высоким удельным импульсом, но значительным содержанием  $k$ -фазы в ПС и низкой температурой в ГГ. Топливо «5» обладает требуемыми параметрами как в КС газогенератора, так и в КД.

Все рассмотренные составы на основе освоенных компонентов имеют низкое значение отношения расходов воздуха и топлива ( $K_m = 2,5-7$ ), что позволит эксплуатировать ЛА с интегрированным РПДГТ в неплотных слоях атмосферы (выше 30 км).

Топлива на основе азепинов, при их содержании около 80 % хотя и обладают высоким удельным импульсом, но также содержат недопустимые значения  $k$ -фазы (24–31 %). При увеличении содержания азепинов можно добиться приемлемого его значения, но тогда значение удельного импульса будет сравнимо с освоенными топливными составами (5600–6250 м/с).

### Критерии эффективной работы ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом

На основе анализа результатов термодинамических расчетов различных топливных составов в КС газогенератора и КД ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе были сформулированы критерии, определяющие эффективность его работы:

- температура в ГГ от 1500 до 2500 К для организации устойчивого горения и создания рациональной конструкции РПДГТ;
- содержание  $k$ -фазы не более 15 % для эффективной работы соплового аппарата ГГ;



- высокая плотность топлива ( $\rho \geq 1500 \text{ кг/м}^3$ );
- высокая температура догорания в КД (не менее 2500 К);
- низкое отношение расходов воздуха и топлива для увеличения высоты полета (не более семи);
- высокий удельный импульс ( $J_{уд} \geq 5000 \text{ м/с}$ ).

При совместном рассмотрении данных критериев ясно, что лишь часть рассмотренных топливных составов может эффективно сгорать в камере сгорания ГГ и при этом иметь высокий удельный импульс при догорании в КД. Топливные составы на основе азепинов не удовлетворяют ограничению по массовой доле  $k$ -фазы в ГГ, но позволяют получить импульс на 20–30 % выше, чем у освоенных компонентов. Составы на основе октогена и ПХА при определенной массовой доле окислительных компонентов (60–80 %) удовлетворяют вышеприведенным критериям.

Стоит учитывать, что вышеперечисленные критерии эффективности не являются достаточным условием применения тех или иных топлив в рассматриваемом РПДГТ. Для дальнейших исследований необходимо производить экспериментальную отработку двигателя в целом и отдельных его узлов.

### Заключение

В работе были достигнуты следующие результаты:

1. Рассмотрены три освоенных компонента топлива и четыре перспективных
2. Проведен термодинамический расчет газогенератора. Параметры рассматриваемых топливных составов (окислитель от 70 до 100 %) лежат в следующих диапазонах (табл. 5).

Таблица 5

Параметры рассматриваемых топливных составов

Окислители	$z_{гг}$	$R_{гг}$ , кДж/(кг·К)	$T_{гг}$ , К
Освоенные	0,00...0,15	300...530	1200...3100
Перспективные	0,00...0,42	280...570	1650...2950

3. В ходе анализа результатов термодинамического расчета в камере сгорания газогенератора установлено, что параметры в ней слабо зависят от давления. Разность параметров при минимальном и максимальном давлениях не превышает 5 %.

4. Проведен термодинамический расчет камеры дожигания. Параметры рассматриваемых топливных составов лежат в следующих диапазонах:

$$K_m - 2 \dots 10;$$

$$T_{кд}, \text{ К} - 2400 \dots 2700;$$

$$J_{уд}, \text{ м/с} - 3700 \dots 7100.$$

5. Были сформулированы критерии выбора топливного состава для эффективной работы ракетно-прямоточного двигателя на гранулированном твердом топливе. Критерии эффективной работы двигателя:

- температура в ГГ от 1500 до 2500 К для организации устойчивого горения и создания рациональной конструкции РПДГТ;
- содержание  $k$ -фазы не более 15 % для эффективной работы соплового аппарата ГГ;
- высокая плотность топлива ( $\rho \geq 1500 \text{ кг/м}^3$ );
- высокая температура догорания ПС газогенератора в КД (не менее 2500 К);
- низкое значение отношения расходов набегающего воздуха и топлива (не более шести);
- высокий удельный импульс РПДГТ ( $J_{уд} \geq 5000 \text{ м/с}$ ).

В ходе анализа результатов термодинамических расчетов гранулированного твердого топлива установлен наиболее предпочтительный состав; получено, что отношение расходов воздуха и продуктов сгорания ГТ значительно меньше, чем у жидкостных аналогов. Это позволит использовать данный двигатель на больших высотах в отличие от двигателей, работающих на углеводородных горючих. Результатом исследования является возможность использования ГТ в ракетно-прямоточных двигателях многократного включения-выключения для высотных летательных аппаратов (высота полета более 30 км). Большая высота полета летательного аппарата и многократное включение-выключение РПДГТ увеличат дальность полета ЛА и уменьшат количество требуемого топлива.

Таким образом, предложенная схема двигателя и выбранный для нее состав гранулированного твердого топлива являются перспективным решением для применения в высотных (высота более 30 км) летательных аппаратах.

### Библиографический список

1. Малинин В.И. Внутрикамерные процессы в установках на порошкообразных металлических горючих. – Екатеринбург-Пермь: УрО РАН, 2006. – 262 с.
2. Ягодников Д.А. Горение порошкообразных металлов в газодисперсных средах. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. НЭ Баумана, 2018. – 446 с.
3. Земерев Е.С. Критическое истечение сыпучих материалов в пневмотранспортной системе подачи порошка: автореф. дис. ... канд. техн. наук. – Пермь: Изд-во Перм. нац. исслед. политехн. ун-та, 2017. – 20 с.
4. Конструкция и проектирование комбинированных ракетных двигателей на твердом топливе: учебник / Б.В. Обносков, В.А. Сорокин, Л.С. Яновский [и др.]. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Баумана, 2012. – 303 с.
5. Елькин А.В., Малинин В.И. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе // *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*. – 2019. – Т. 2. – С. 65–68.
6. Ракетный двигатель на гранулированном твердом топливе / А.В. Елькин, Е.С. Земерев, В.И. Малинин [и др.] // *Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника*. – 2021. – № 64. – С. 16–24. – DOI: 10.15593/2224-9982/2021.64.02
7. Елькин А.В. Ракетные двигатели для космических летательных аппаратов на псевдооживленных твердых топливах // *Тепловые процессы в технике*. – 2021. – Т. 13, № 11. – С. 509–518. DOI: 10.34759/tpt-2021-13-11-509-518
8. Доткин Г.А., Зорин М.Д. Ракетно-прямоточный двигатель на гранулированном твердом топливе // *Сб. тез. работ междунар. молодеж. науч. конф. «XLIX Гагаринские чтения» 2023*. – М.: Перо, 2023. – С. 108–109.
9. Белов Г.В., Трусов Б.Г. Термодинамическое моделирование химически реагирующих систем. – М.: Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Баумана, 2013. – 96 с.
10. Рогов Н.Г., Ищенко М.А. Смесевые ракетные твердые топлива: Компоненты. Требования. Свойства: учеб. пособие; – СПб.: СПбГТИ (ТУ), 2005. – 195 с.
11. Аллизамещенные фуразаноазепинов. Структура, энтальпия образования, баллистическая эффективность, термостабильность / Д.Б. Лемперт, А.И. Казаков, Г.В. Шилов, Е.Л. Игнатьева, А.И. Степанов, Д.В. Дашко, А.В. Набатова, С.М. Алдошин // *Тез. XVI Всерос. симпозиума по горению и взрыву*. – 2022. – С. 56–57.
12. Оценка эффективности твердых топлив на основе высокоэнтальпийных диспергаторов для ракетно-прямоточных двигателей / Л.С. Яновский, Д.Б. Лемперт, В.В. Разносчиков, И.С. Аверьков // *Журнал прикладной химии*. – 2019. – Т. 92, вып. 3. – С. 322–342.
13. Features of combustion of gas-generating solid compositions based on high-enthalpy dispersants / A.F. Zholudev, M.B. Kislov, I.S. Averkov [и др.] // *Russian Chemical Bulletin, International Edition*. – 2021. – Vol. 70, no. 4. – С. 685–692.
14. Зюзин И.Н., Волохов В.М., Лемперт Д.Б. Энергетические возможности некоторых производных азофуроксанов в качестве компонентов смесевых твердых ракетных топлив // *Химическая физика*. – 2021. – Т. 40, № 9. – С. 18–26.

15. Химия энергоемких соединений. Кн. 2. N-, O-нитросоединения, фуросаны, фуразаны, азиды, диазосоединения: учебное пособие / Г.П. Шарнин [и др.]; Мин-во образования и науки России, Казан. нац. исслед. технолог. ун-т. – Казань: Казан. нац. исслед. технолог. ун-т, 2011. – 376 с.

### References

1. Malinin V.I. Vnutrikamernyye protsessy v ustanovkakh na poroshkoobraznykh metallicheskih goryuchikh [Intra-chamber processes in installations on powdered metallic fuels]. Yekaterinburg – Perm: Ural branch of RAS, 2006.

2. Yagodnikov D.A. Gorennye poroshkoobraznykh metallov v gazodispersnykh sredakh [Combustion of powdered metals in gas dispersed media]. Moscow: MSTU named after N.E. Bauman, 2018, 446 p.

3. Zemerev E.S. Kriticheskoye istecheniye sypuchikh materialov v pnevmotransportnoy sisteme podachi poroshka [Critical outflow of bulk materials in a pneumatic conveying system for feeding powders]: PhD Diss. – Perm: PSTU, 2017, 116 p.

4. Konstruktsiya i proyektirovaniye kombinirovannykh raketnykh dvigateley na tverdom toplive: uchebnyk [Construction and design of combined solid-fuel rocket engines]. B.V. Obnosov, V.A. Sorokin, L.S. Yanovskiy and others. – Moscow: Bauman MSTU Publ., 2012. – 303 p.

5. Yel'kin A.V., Malinin V.I. Raketnyy dvigatel na granulirovannom tverdom toplive [Rocket engine on granular solid fuel]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokiye tekhnologii i inovatsii*. – 2019. – Vol. 2. – P. 65-68.

6. A.V. Yel'kin, E.S. Zemerev, V.I. Malinin and others. Raketnyy dvigatel na granulirovannom tverdom toplive [Rocket engine on granular solid fuel]. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2021, no. 64, pp. 16-24.

7. Yelkin, A.V. Raketnyye dvigateli dlya kosmicheskikh letatel'nykh apparatov na psevdoozhizhennykh tverdykh toplivakh [Rocket engines for spacecraft on fluidized solid propellants, their design and thermodynamics]. *Teplovyye protsessy v tekhnike*, 2021, Vol. 13, no. 11, p. 509-518.

8. Dotkin G.A., Zorin M.D. Raketno-pryamotochnyy dvigatel' na granulirovannom tverdom toplive [Granular propellant scramjet]. Collection of abstracts of the international youth scientific conference XLIX "Gagarinskiye chteniya 2023", Moscow: «Pero», 2023, pp. 108-109.

9. Belov G.V., Trusov B.G. Termodinamicheskoye modelirovaniye khimicheskoy reaktivuyushchikh system [Thermodynamic modeling of chemically reacting systems]. Moscow: Bauman MSTU Publ., 2013, 96 p.

10. Rogov, N.G. Smesevyye raketnyye tverdyye topliva: Komponenty. Trebovaniya. Svoystva: ucheb. Posobiye [Mixed rocket solid propellants. Components. Requirements. Properties: tutorial]. SPb.: SPbSIT, 2005, 195 p.

11. D.B. Lempert, A.I. Kazakov, G.V. Shilov, E.L. Ignat'yeva, A.I. Stepanov, D.V. Dashko, A.V. Nabatova, p.M. Aldoshin. Allilzameshchennyye furazanoazepinov. Struktura, entalpiya obrazovaniya, ballisticheskaya effektivnost, termostabilnost [Allil-substituted furazanazepines. Structure, formation enthalpy, ballistic efficiency, thermal stability.]. *Tezisy XVI Vserossiyskogo simpoziuma po goreniyu i vzryvu 2022*, p. 56-57.

12. L.S. Yanovsky, D.B. Lempert, V.V. Raznoschikov, I.S. Averkov. Otsenka effektivnosti tverdykh topliv na osnove vysokoentalpiynykh dispergatorov dlya raketno-pryamotochnykh dvigateley [Scramjet solid fuel based on high enthalpy dispersants efficiency evaluation]. *Zhurnal prikladnoy khimii*, 2019, Vol. 92, No. 3, p. 322-342.

13. A.F. Zholudev, M.B. Kislov, I. P. Averkov [i dr.]. Features of combustion of gas-generating solid compositions based on high-enthalpy dispersants. *Russian Chemical Bulletin, International Edition*, 2021, Vol. 70, No. 4, pp. 685-692.

14. I.N. Zyuzin, V.M. Volokhov, D.B. Lempert. Energeticheskiye vozmozhnosti nekotorykh proizvodnykh azofuroksanov v kachestve komponentov smesevykh tverdykh raketnykh topliv [Some azofuraxan derivatives as mixed rocket solid propellants components energy possibilities]. *Khimicheskaya fizika*, 2021, vol. 40, no. 9, pp. 18-26.

15. G.P. Sharnin and others. Khimiya energoemkikh soyedineniy. Kniga 2. N-, O-nitrosoyedineniya, furoksany, furazany, azidy, diazosoedineniya: uchebnoye posobiye [Energetic compounds chemistry. Book 2]. Kazan: KNRTU, 2011, 376 p.

### Об авторах

**Доткин Григорий Алексеевич** (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: g.dotkin@gmail.com).

**Зорин Максим Дмитриевич** (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: macy-1998@mail.ru).

**Малинин Владимир Игнатьевич** (Пермь, Россия) – доктор технических наук, профессор кафедры «Ракетно-космическая техника и энергетические системы», Пермский национальный исследовательский политехнический университет (Пермь, 614990, Комсомольский пр., 29, e-mail: malininvi@mail.ru).

### About the authors

**Grigory A. Dotkin** (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: g.dotkin@gmail.com).

**Maksim D. Zorin** (Perm, Russian Federation) – PhD Student, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: macy-1998@mail.ru).

**Vladimir I. Malinin** (Perm, Russian Federation) – Doctor of Technical Sciences, Professor, Department of Rocket and Space Engineering and Power Generating Systems, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., 614990, Perm, e-mail: malininvi@mail.ru).

**Финансирование.** Исследование проведено при финансовой поддержке Минобрнауки России в рамках реализации программы стратегического академического лидерства «Приоритет-2030».

**Конфликт интересов.** Авторы заявляют об отсутствии конфликта интересов.

**Вклад авторов.** Все авторы сделали равный вклад в подготовку публикации.

Поступила: 02.08.2023

Одобрена: 04.08.2023

Принята к публикации: 12.10.2023

Просьба ссылаться на эту статью в русскоязычных источниках следующим образом: Доткин, Г.А. Анализ возможности применения различных составов гранулированного твердого топлива в ракетно-прямоточных двигателях / Г.А. Доткин, М.Д. Зорин, В.И. Малинин // Вестник Пермского национального исследовательского политехнического университета. Аэрокосмическая техника. – 2023. – № 74. – С. 39–50. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04

Please cite this article in English as: Dotkin G.A., Zorin M.D., Malinin V.I. Possibility analysis of granular solid propellants various compositions application to scramjets. *PNRPU Aerospace Engineering Bulletin*, 2023, no. 74, pp. 39-50. DOI: 10.15593/2224-9982/2023.74.04