

УДК 621.454.4+629.783:551.5

К.Н. Орехов

## ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ГИБРИДНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Проведена сравнительная оценка эффективности применения гибридных ракетных двигателей и ракетных двигателей твердого топлива для метеорологической ракеты с массой топлива 540 кг. Рассмотрены различные сочетания окислителя и горючего, на основе которых определены энергетические характеристики гибридных ракетных двигателей. На основании результатов исследования дана оценка баллистической эффективности гибридных ракетных двигателей, проанализированы особенности процесса горения, а также выбора и проектирования формы заряда твердого горючего.*

*Проведено порівняльне оцінювання ефективності застосування гібридних ракетних двигунів і ракетних двигунів твердого палива для метеорологічної ракети з масою палива 540 кг. Розглянуто різні поєднання окиснювача та пального, на основі яких визначено енергетичні характеристики гібридних ракетних двигунів. На підставі результатів дослідження оцінено балістичну ефективність гібридних ракетних двигунів, проаналізовано особливості процесу горіння, а також вибору та проектування форми заряду твердого пального.*

*A comparative assessment of effectiveness of usage of hybrid rocket motors and solid rocket motors for meteorological rocket with propellant mass of 540 kg is made. Different combinations of oxidizer and fuel are considered based on which the power characteristics of hybrid rocket motors were determined. Based on the results of investigation, an assessment is given of ballistic effectiveness of hybrid rocket motors, the peculiarities of combustion process and of selection and designing of solid propellant charge shape are analyzed.*

### Введение

Как известно, метеорологические ракеты используют для выведения оборудования, предназначенного для измерений и научных экспериментов во время суборбитального полета, метеорологических измерений в верхних слоях атмосферы, исследований ультрафиолетовых и рентгеновских излучений, а также для экспериментов в условиях микрогравитации и др.

Данный тип ракет является достаточно привлекательным из-за сравнительно низкой стоимости, короткого времени подготовки полета и возможности использования в удаленных районах.

В большинстве метеорологических ракет используют твердотопливные двигатели. Однако наряду с достоинствами такие двигатели обладают определенными недостатками.

В связи с этим понятен интерес, проявляющийся к двигателям, компоненты топлива которых находятся в разном агрегатном состоянии (жидком и твердом). Такие

двигатели принято называть гибридными ракетными двигателями (ГРД).

Анализ схем и особенностей двигателей этого типа показывает:

- топлива ГРД дают возможность существенно повысить удельный импульс тяги по сравнению с твердотопливными двигателями;
- продукты сгорания топлива в ГРД экологически безопасны;
- наличие в ГРД жидкого компонента дает возможность регулировать силу тяги, многократно включать и выключать двигатель;
- стоимость компонентов топлива, используемых в ГРД, может быть на порядок ниже, чем в ракетном двигателе твердого топлива (РДТТ).

Все эти качества ГРД делают возможным их использование в метеорологических ракетах.

### Энергетические характеристики ГРД

При определении облика ГРД был проведен подбор наиболее доступных, экологических и относительно дешевых компонентов топлива. Так, для анализа в качестве

окислителя были выбраны жидкий кислород  $O_2$  и закись азота  $N_2O$ , а в качестве горючего – синтетический каучук типа НТРВ и парафин. Эти компоненты имеют хорошие эксплуатационные свойства (температурный диапазон применения, пожаро- и взрывобезопасность, чувствительность к влажностным условиям и пр.). Энергетические характеристики ГРД определяли для четырех вариантов пар компонентов:

- $N_2O$ +парафин;
- $N_2O$ +НТРВ;
- $O_2$ +парафин;
- $O_2$ +НТРВ.

Далее в табл. 1 приведены основные результаты термодинамического расчета, по которым видно, что наибольшей энергетикой обладает двигатель с парой компонентов  $O_2$ +парафин.

Таблица 1

Основные параметры и энергетические характеристики гибридного ракетного двигателя

Наименование характеристики, размерность	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Топливо ГРД				
– окислитель	$N_2O$	$N_2O$	$O_2$	$O_2$
– горючее	парафин	НТРВ	парафин	НТРВ
Масса топлива, кг	540	540	540	540
Соотношение расходов окислителя и горючего	8,06	7,55	2,58	2,26
Давление в камере сгорания, МПа	4,0			
Окислительный потенциал в камере сгорания	0,1356	0,1239	0,2946	0,2459
Диаметр среза сопла, мм	386			
Диаметр критического сечения сопла, мм	138			
Термодинамическое значение пустотного удельного импульса тяги, м/с	2788,8	2785,6	3128,8	3116,1

### Горение в камере. Оценка параметров заряда и внутрибаллистических характеристик

Закономерности горения топлива ГРД весьма важны для определения внутрибаллистических параметров двигателей этого типа. При оценке и расчете характеристик ГРД так же, как и характеристик двигателей, работающих на твердом топливе, необходимо знать зависимости, определяющие линейную скорость горения твердого компонента топлива. Эти зависимости отличаются от тех, которые обычно используют для расчета скорости горения твердых топлив в РДТТ.

Наличие твердого и жидкого компонентов топлива обуславливает возникновение специфических закономерностей горения. Это вызывает определенные трудности при выборе и проектировании формы заряда твердого горючего и организации опти-

мального рабочего процесса в ГРД с точки зрения обеспечения необходимых тяговых, энергетических и массовых характеристик двигательной установки.

Общую картину процесса горения можно охарактеризовать так: над поверхностью горючего в пределах динамического пограничного слоя устанавливается самоподдерживающаяся высокотемпературная зона горения. В нее, преимущественно путем турбулентной диффузии, поступают потоки газифицированных компонентов топлива, и она, в свою очередь, обеспечивает теплоприток к поверхности горючего, необходимый для газификации последнего с линейной скоростью [1].

Скорость горения в ГРД зависит от химического состава и природы горючего и окислителя; массовой плотности потока газообразных продуктов над поверхностью горения; давления в камере сгорания; гео-

метрии канала, организации подачи окислителя и характера течения в канале.

С разгаром поперечного сечения канала плотность тока продуктов сгорания падает, что, в свою очередь, приводит к изменению скорости горения. Помимо этого скорость горения имеет локальную зависимость по длине канала в каждый момент времени. Это обуславливает возникновение неравномерного поля скоростей горения твердого горючего по длине канала.

Для обеспечения оптимального процесса в камере и повышения характеристик двигателя необходимо, чтобы скорость газификации горючего была одинаковой по длине канала. Одним из решений этой проблемы есть профилирование канала заряда и организация тангенциального впрыска окислителя в камеру, при котором реализуется максимальная скорость горения [2, 3].

При оценке внутриваллистических характеристик и выборе формы заряда твердого горючего был использован расчетный метод итерационных приближений. Данный метод включает в себя зависимость скорости горения от плотности тока продуктов сгорания и позволяет выполнить профилирование канала заряда таким образом, чтобы избежать выгорания заряда неравномерными слоями и свести количество дигрессивных остатков в конце работы двигателя к минимуму [4]. При этом использована экспериментальная зависимость скорости горения горючего [5, 6]:

$$U_{\Gamma} = a \cdot G_{\Sigma}^{\nu}, G_{\Sigma} = \frac{\dot{m}_{\Gamma} + \dot{m}_{\text{ок}}}{F_{\text{кан}}},$$

где  $a, \nu$  – экспериментальные коэффициенты;

$G_{\text{ок}}$  – плотность потока продуктов сгорания;

$\dot{m}_{\text{ок}}$  – секундный расход окислителя;

$\dot{m}_{\Gamma}$  – секундный расход горючего;

$F_{\text{кан}}$  – площадь проходного сечения канала в камере;

$G_{\Sigma}$  – плотность потока продуктов сгорания.

Исходя из полученных расчетных данных для всех вариантов двигателей, выбран заряд твердого горючего в виде шашки с профилированным каналом. Также были проработаны варианты форм зарядов с более сложной поверхностью, например «звезда» и «вагонное колесо». Однако результаты расчета показали, что усложнение конструкции заряда не оправдывает себя с точки зрения улучшения характеристик двигателя.

В результате проектирования были определены основные характеристики двигателей, которые представлены в табл. 2. На рис. 1 показаны графики изменения тяги по времени работы.

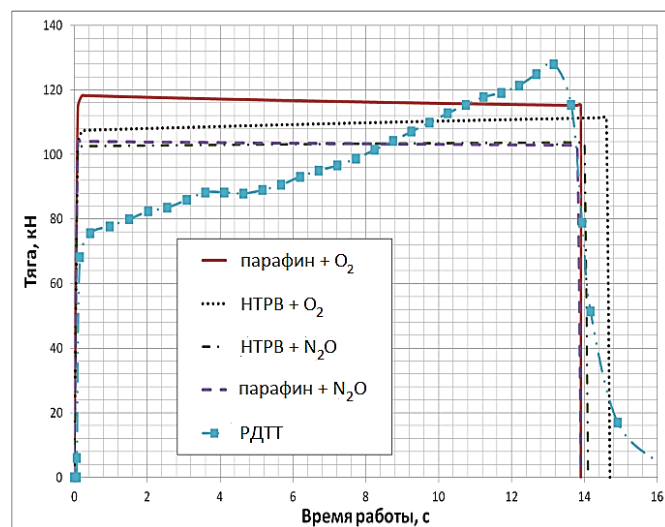


Рис. 1. Изменение тяги

Таблица 2

Наименование характеристик	Характеристики ГРД и РДТТ				РДТТ (топливо на основе НТРВ)
	ГРД				
	парафин+N <sub>2</sub> О	парафин+ O <sub>2</sub>	НТРВ+N <sub>2</sub> О	НТРВ+O <sub>2</sub>	
Калибр двигателя, мм	442	442	442	442	442
Масса топлива, кг	540	540	540	540	540
– окислителя	481,78	385,28	475,48	389,29	
– горючего	58,22	154,72	64,52	150,71	
Средний удельный импульс тяги (с учетом потерь и коэффициента избытка окислителя), м/с	2791,14	3118,70	2777,60	3092,11	2648,70
Среднее значение тяги в пустоте, кН	103,40	116,59	102,54	109,50	98,17
Массовые характеристики, кг	216,2	250,1	224,8	283,8	106,0
Коэффициент весового совершенства $\beta = \frac{\omega}{G_k + \omega}$	0,714	0,683	0,706	0,655	0,835
Коэффициент энергомассового совершенства $\gamma = \frac{I_{y0}}{9,8(G_k + \omega)}$	0,376	0,402	0,370	0,383	0,420
Масса выводимой нагрузки, кг	364/700	364/700	364/700	364/700	364/700
Характеристическая скорость, м/с (по формуле Циолковского)	1835,63/ 1292,84	1966,97/ 1403,03	1807,11/ 1276,97	1874,03/ 1352,46	2025,49/ 1357,81
Обозначения: $\omega$ – масса топлива, кг; $G_k$ – масса конструкции двигателя, кг; $I_{y0}$ – удельный импульс тяги, м/с.					

### Сравнение основных характеристик ГРД и РДТТ

Сравнение проводилось из условия равенства суммарного запаса топлива, времени работы и калибра двигателя.

Сравнение габаритных характеристик представлено на рис. 2, на котором двигатели изображены в одном масштабе.

Из анализа табл. 2 и рис. 2 следует:

– коэффициенты энергомассового совершенства этих двигателей отличаются незначительно;

– массовые и габаритные характеристики ГРД уступают РДТТ;

– тяга в ГРД выше, чем в РДТТ, что позволяет рассматривать вариант уменьшения необходимой массы топлива для компонентов O<sub>2</sub>+парафин с 540 кг до 460 кг при выведении одного и того же количества полезной нагрузки.

При оценке двигателей в комплексе ракеты критерием сравнения выбрана характеристическая скорость. Этот параметр рассчитывают по формуле Циолковского

$$v = I_{уд,п} g \ln \frac{G_{г,ч} + G_r + G_{д,у}}{G_{г,ч} + G_{д,у}}$$

где  $I_{уд,п}$  – удельный импульс тяги в пустоте;  $G_{г,ч}$ ,  $G_r$ ,  $G_{д,у}$  – масса головной части ракеты, топлива и конструкции двигательной установки.

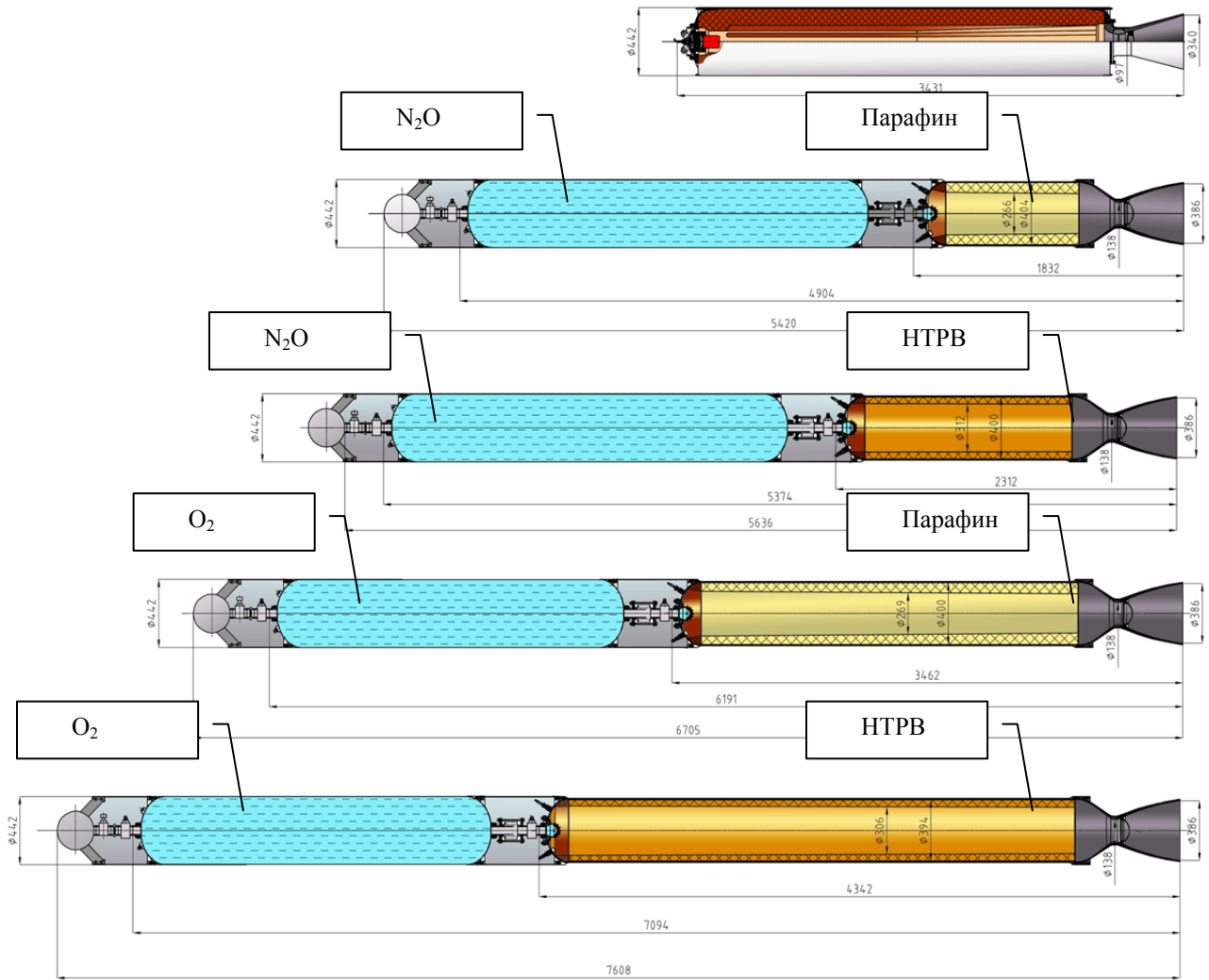


Рис. 2. ГРД и РДГТ

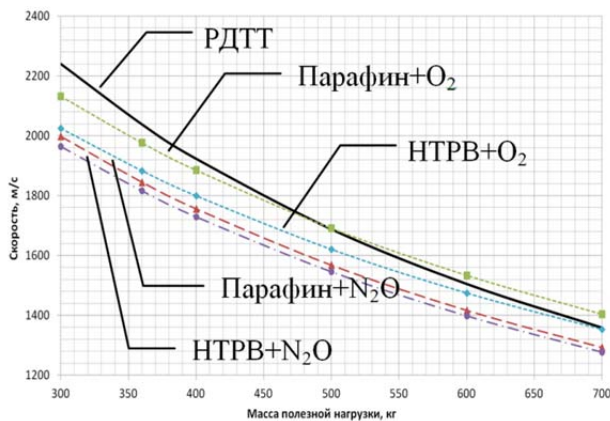


Рис. 3. Изменение характеристической скорости

На рис. 3 представлен график зависимости характеристической скорости от массы полезной нагрузки.

Из анализа рис. 3 видно, что при выведении 364 кг полезной нагрузки РДГТ является более эффективным. Однако при усло-

вии увеличения массы головной части приращение характеристической скорости в ГРД больше, чем при использовании РДГТ. Это указывает на оптимальность использования ГРД с компонентами парафин+O<sub>2</sub> среди ГРД с другими компонентами.

### Выводы

Применение гибридного двигателя на топливе O<sub>2</sub>+парафин для метеорологической ракеты позволяет повысить ее тяговооруженность на 4% по сравнению с РДГТ.

Более высокая баллистическая эффективность ракеты на гибридном топливе, экологическая безопасность продуктов сгорания и меньшая стоимость двигателя по сравнению с РДГТ позволяют сделать вывод о возможности существенного по-

вышения эффективности метеорологических ракет следующего поколения.

#### **Список использованной литературы**

1. Sutton George P. Rocket Propulsion Elements. – John Wiley & Sons, inc., 2010.

2. Губертов А.М. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях / А.М. Губертов, В.В. Миронов, Р.Г. Голлендер и др.; под ред. А.С. Коротеева. – М.: Наука, 2008. – 405 с.

3. Kengo Ohe. Development of high performance hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method for space propulsion system // 65<sup>th</sup> International Astronautical Congress, 2014.

4. Карташев А.Л. О возможности эффективного применения гибридных ракетных двигателей в космической ракетеносителе / А.Л. Карташев, И.С. Шулев // Наука ЮУрГУ. Секции технических наук: Материалы 63-й науч. конф. – Челябинск: Изд. центр ЮУрГУ, 2011. –Т 1.1. – С. 6–8.

5. Carlos Alberto, Gurgel Veras. Hybrid Rocket Propulsion Research Activities in Brazil: Past, Present and Future // Third International Space Technologies: Present and Future, 2011.

6. Scaramuzzino Francesca. Experimental investigation on a lab-scale hybrid rocket burning N<sub>2</sub>O/paraffin-based fuel and N<sub>2</sub>O/metal-loaded HTPB // 64<sup>th</sup> International Astronautical Congress, 2013.

Статья поступила: 20.12.2015