

doi: 10.15407/knit2016.02.052

УДК 621.454.4+629.783:551.5

К. Н. Орехов

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКИХ РАКЕТ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ГИБРИДНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Проведена сравнительная оценка эффективности применения гибридного ракетного двигателя (ГРД) и ракетного двигателя твердого топлива для метеорологической ракеты с массой топлива 540 кг. Рассмотрены различные сочетания окислителя и горючего, на основе которых определены энергетические характеристики ГРД. Результаты исследования позволили провести оценку баллистической эффективности ГРД, проанализировать особенности процесса горения, а также выбора и проектирования формы заряда твердого горючего.

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, метеорологическая ракета, баллистическая эффективность, внутрибаллистические параметры, методика расчета.

ВВЕДЕНИЕ

Как известно, метеорологические ракеты используют для выведения оборудования, предназначенного для 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, возможности использования в удаленных районах. В большинстве метеорологических ракет используют твердотопливные двигатели (РДТТ). Однако наряду с достоинствами такие двигатели обладают определенными недостатками, которые связаны с использованием твердых компонентов топлива. 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 показывают следующее:

- топлива ГРД дают возможность существенного повышения удельного импульса тяги по сравнению с твердотопливными двигателями;
- продукты сгорания топлива в ГРД экологически безопасны;
- наличие в ГРД жидкого компонента дает возможность регулирования силы тяги, многократного включения и выключения двигателя;
- стоимость компонентов топлива, используемых в ГРД, может быть на порядок более низкой, чем в РДТТ.

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

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ГИБРИДНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

При определении облика ГРД был проведен выбор компонентов топлива, среди которых целесообразно использовать наиболее доступные,

экологичные и относительно дешевые. В качестве окислителя 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, пожаровзрывобезопасность, чувствительность к влажностным условиям и пр.). Энергетические характеристики ГРД определялись для четырех вариантов пар компонентов: N_2O + парафин, N_2O + НТРВ, O_2 + парафин, O_2 + НТРВ.

В табл. 1 приведены основные результаты термодинамического расчета, из которых видно, что наибольшим термодинамическим удельным импульсом обладает двигатель с парой компонентов O_2 + парафин.

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 используются для расчета скорости горения твердых топлив в

РДТТ. В общем процесс горения гибридных топлив основан на испарении поверхностного слоя твердого горючего в высокотемпературную зону, которая возникает над его поверхностью [1, 7].

Скорость горения в ГРД зависит от [7]: химического состава и природы горючего и окислителя; массовой плотности потока газообразных продуктов над поверхностью горения; давления в камере сгорания; геометрии канала, организации подачи окислителя и характера течения в канале.

С разгаром поперечного сечения канала плотность тока продуктов сгорания уменьшается, 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 создания оптимального процесса в камере и повышения характеристик двигателя необходимо, чтобы скорость газификации горючего была максимальной и одинаковой по длине канала. Одним из решений этой проблемы есть профилирование канала заряда [3] и организация тангенциального впрыскивания окислителя в камеру, при котором реализуется максимальная скорость горения [2, 5].

При оценке внутрибаллистических характеристик и выборе формы заряда твердого горю-

Таблица 1. Основные параметры и энергетические характеристики гибридного ракетного двигателя

Параметр	Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3	Вариант 4
Топливо гибридного ракетного двигателя				
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
Суммарный средний расход, кг/с	38.6	38.6	38.6	38.6
Давление в камере сгорания, МПа	4.0	4.0	4.0	4.0
Окислительный потенциал в камере сгорания	0.1356	0.1239	0.2946	0.2459
Диаметр среза сопла, мм	386	386	386	386
Диаметр критического сечения сопла, мм	138	138	138	138
Термодинамическое значение пустотного удельного импульса тяги, м/с	2791.14	2785.6	3128.8	3116.1

чего 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 к минимуму количество дигрессивных остатков в конце работы двигателя. Ниже приведены исходные данные и последовательность расчета для 1-й итерации, которая условно разбита на четыре шага.

Первый шаг расчета. Исходные данные: плотность горючего ρ_r , кг/м³; оптимальное соотношение компонентов k_{opt} ; диаметр канала d_k , мм; наружный диаметр заряда D_3 , мм; длина заряда L , мм; удельный импульс I , м/с; тяга R , Н.

В нашем случае заряд горючего проектировался для ГРД, используемого в метеорологической ракете. Исходные данные выбирались при условии дальнейшего сравнения ГРД и РДТТ с одинаковым назначением.

В первом шаге происходит расчет следующих величин.

Суммарный расход, кг/с:

$$\dot{m}_\Sigma = \frac{R}{I_{уд}}$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_r = \frac{\dot{m}_\Sigma}{k_{opt} + 1}$$

Расход окислителя, кг/с (принимается постоянным):

$$\dot{m}_{ок} = \dot{m}_r k_{opt}$$

Плотность потока окислителя в канале, г/(см²с):

$$G_{ок} = \frac{4\dot{m}_{ок} \cdot 1000}{\pi(d_k / 10)^2}$$

Принимаем, что в начальный момент времени скорость горения зависит только от $G_{ок}$.

Скорость горения (значения экспериментальных коэффициентов для парафина равны $a = 0.488$, $v = 0.62$), мм/с [4, 6]:

$$U_r = a \cdot G_{ок}^v$$

Свод, мм:

$$e = \frac{D_3 - d_k}{2}$$

Время работы, с:

$$t = \frac{e}{U_r}$$

Объем заряда, мм³:

$$V_r = \left(\frac{\pi D_3^3}{4} - \frac{\pi d_k^3}{4} \right) \cdot L$$

Масса заряда, кг:

$$m_3 = \frac{V_r \rho_r}{10^9}$$

В первом шаге подбираем оптимальную геометрию заряда, с учетом скорости горения. Принимаем, что скорость горения в начальный момент времени будет равна средней на протяжении всего времени работы.

Так как сравнение характеристик двигателей проводилось при условии равенства запаса компонентов топлива, вычисляем их массу.

Суммарная масса компонентов, кг:

$$m_\Sigma = m_3 k_{opt} + m_3$$

Второй шаг расчета. Исходными данными для второго шага расчета являются: диаметр канала d_k , длина заряда L , свод e , плотность $G_{ок}$ потока окислителя в канале, скорость горения U_r , расход окислителя $\dot{m}_{ок}$.

Рассчитываем такие величины.

Поверхность горения, мм²:

$$S_r = \pi L d_k$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_r = \frac{\dot{m}_{ок} U_r}{10^9}$$

Суммарный расход компонентов, кг/с:

$$\dot{m}_\Sigma = \dot{m}_r + \dot{m}_{ок}$$

Принимаем, что полученный расход действителен для первой секунды работы двигателя. Для последующего расчета задаемся шагом по времени (на этом этапе расчета целесообразно задавать шаг по времени равным $\Delta t = 1$ с). Порядок расчета для i -го момента времени следующий.

Диаметр канала, мм:

$$d_{ki} = d_{k(i-1)} + 2U_{r(i-1)}$$

Плотность потока продуктов сгорания, г/(см²с):

$$G_i = \frac{4\dot{m}_{\Sigma(i-1)} \cdot 1000}{\pi(d_{ki} / 10)^2}$$

Скорость горения, мм/с:

$$U_{Гi} = aG_i^y.$$

Поверхность горения, мм²:

$$S_{Гi} = \pi L d_{ки}.$$

Расход горючего, кг/с:

$$\dot{m}_{Гi} = \frac{\dot{S}_{Гi} \rho_{Гi} U_{Гi}}{10^9}.$$

Суммарный расход компонентов, кг/с:

$$\dot{m}_{\Sigma i} = \dot{m}_{Гi} + \dot{m}_{оки}.$$

Расчет заканчивается в момент, когда $d_k = D_3$.

Вычисляем интеграл по расходу

$$\int \dot{m}_{Гi} = m_3.$$

Третий шаг расчета. Для третьего шага расчета задаемся более густой временной сеткой ($\Delta t = 0.1$ с). При этом диаметр канала в i -й момент времени определяется по формуле

$$d_{ки} = d_{к(i-1)} + 2U_{Г(i-1)} \cdot \Delta t.$$

Далее расчет повторяется в той же последовательности как и во втором шаге.

Четвертый шаг расчета. Для четвертого шага помимо создания временной сетки, задаемся геометрической: заряд разбиваем на участки по длине с одинаковым шагом l_i . Разбивая участки по длине и вычисляя газоприход с каждого участка, мы учитываем неравномерность поля скоростей горения заряда по его длине.

Поскольку мы приняли, что сгоревший свод равен скорости горения в промежуток времени 1 с ($e = U_{Гi}$), то создавая временную сетку, мы практически производим разбивку заряда на участки по радиусу на величину прогоревшего свода. Задаваясь количеством участков по длине, расчет производится в той же последовательности, что и в шаге три для каждого участка отдельно. При этом плотность тока продуктов сгорания для n -го участка определяется путем суммирования расхода горючего с предыдущих участков в i -й момент времени t :

$$G_i^n = \frac{4 \left(\dot{m}_{ок} + \sum_{i=1}^{n-1} \dot{m}_{Гi} \right) \cdot 1000}{\pi (d_{ки} / 10)^2}.$$

По завершении, когда фронт горения выходит на корпус, суммируем расход горючего в i -й момент времени с каждого участка n .

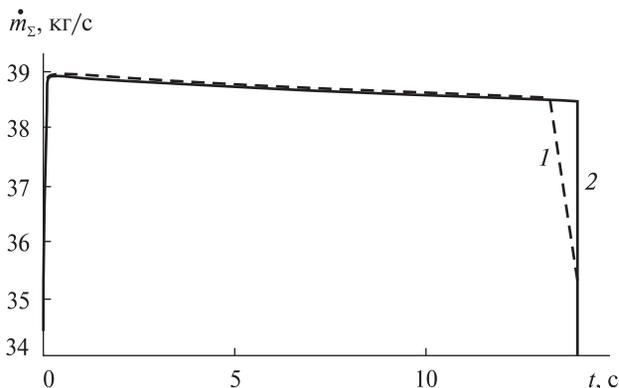


Рис. 1. Изменение суммарного расхода (N_2O + парафин): 1 — до профилирования, 2 — после профилирования

Рассчитываем соотношение компонентов в i -й момент времени:

$$k_i = \dot{m}_{оки} / \sum_n \dot{m}_{Гi}.$$

По k определяем пустотный удельный импульс $I_{уд}$ (для каждой пары топлива определена зависимость $I_{уд}$ от k).

Рассчитываем тягу R_i , Н:

$$R_i = I_{удi} \cdot \xi_{\Sigma} \cdot \dot{m}_{\Sigma i},$$

где ξ_{Σ} — суммарные потери.

Рассчитываем давление в камере сгорания $P_{ки}$, Па [7]:

$$P_{ки} = \frac{\dot{m}_{\Sigma i} \cdot K \cdot C}{9.81 S_{кр}},$$

где $K = 0.95$ — коэффициент эффективности камеры, C — характеристическая скорость в камере (из газодинамического расчета), $S_{кр}$ — площадь критического сечения в сопле.

Расчет заканчивается в момент, когда фронт горения на одной из зон выходит на корпус. Профилирование происходит путем вычитания величины несгоревшего свода Δ каждой из зон от первоначальной толщины свода e . Точки раздела заряда будут являться точками будущего профиля канала заряда. После этого весь расчет с новой геометрией заряда повторяется заново. В итоге получается некий профиль.

На рис. 1 показан график изменения расхода во времени работы для топлива N_2O + парафин. Пунктиром на графике обозначен результат расчета после первой итерации, где исходной гео-

метрией являлся цилиндрический канал. После профилирования канала фронт горения выходит на корпус одновременно по всей его длине.

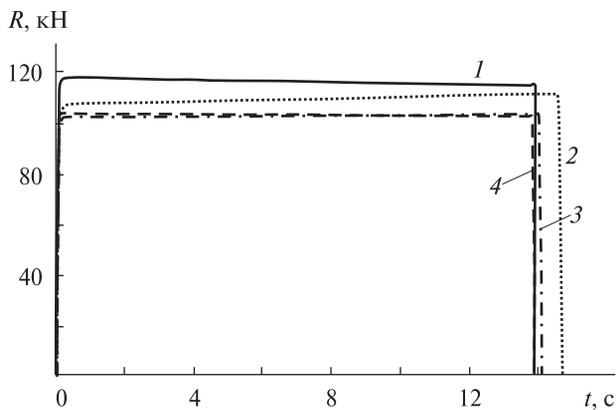


Рис. 2. Изменение тяги в ГРД во время работы для разных видов топлива: 1 — парафин + O₂, 2 — НТРВ + O₂, 3 — НТРВ + N₂O, 4 — парафин + N₂O

По полученным расчетным данным для всех вариантов двигателей выбран заряд твердого горючего в виде шашки с профилированным каналом. Также были изучены 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 значения основных характеристик двигателей, которые представлены в табл. 2. На рис. 2 показаны графики изменения тяги R во время работы двигателя.

СРАВНЕНИЕ ОСНОВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ГРД И РДТТ

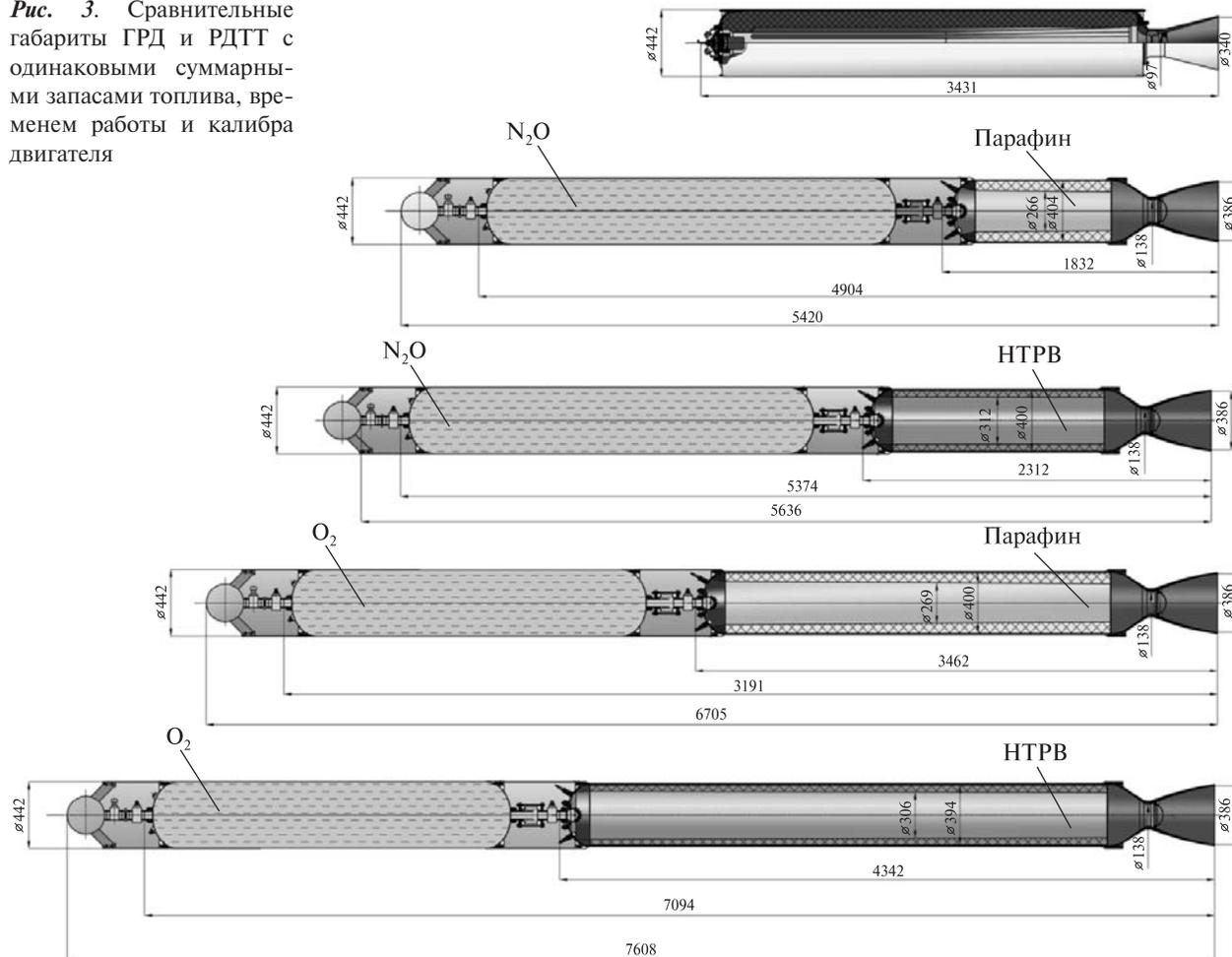
Сравнение проводилось из условия равенства суммарного запаса топлива, времени работы и калибра двигателя. Сравнение габаритных ха-

Таблица 2. Значения характеристик ГРД и РДТТ

Характеристика	ГРД				РДТТ
	парафин+N ₂ O	парафин+O ₂	НТРВ+N ₂ O	НТРВ+O ₂	топливо типа НТРВ
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	2788.8	3118.70	2777.60	3092.11	2648.70
Среднее значение тяги в пустоте, кН	103.40	116.59	102.54	109.50	98.17
Масса, кг	216.2	250.1	224.8	283.8	106.0
Коэффициент весового совершенства	0.714	0.683	0.706	0.655	0.835
$\beta = \frac{\omega}{G_k + \omega}$					
Коэффициент энергомассового совершенства	0.376	0.402	0.370	0.383	0.42
$\gamma = \frac{I_{уд}}{(G_k + \omega) \cdot 9.8}$					
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: ω — масса топлива, кг; G_k — масса конструкции двигателя, кг; $I_{уд}$ — удельный импульс тяги, м/с.

Рис. 3. Сравнительные габариты ГРД и РДТТ с одинаковыми суммарными запасами топлива, временем работы и калибра двигателя



характеристик представлено на рис. 3, где двигатели изображены в одном масштабе. Из анализа табл. 2 и рис. 3 следует:

— значения коэффициента энергомассового совершенства этих двигателей различаются незначительно;

— массовые и габаритные характеристики ГРД уступают характеристикам РДТТ;

— тяга в ГРД выше, чем в РДТТ, что позволяет рассматривать вариант уменьшения необходимой массы топлива для компонентов O₂ + 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, которая рассчитывается по

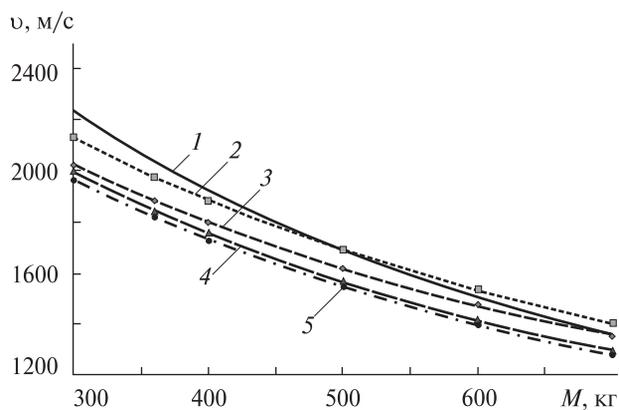


Рис. 4. Значения характеристической скорости v при разных массах M полезной нагрузки: 1 — РДТТ, 2 — парафин + O₂, 3 — НТРВ + O₂, 4 — парафин + N₂O, 5 — НТРВ + N₂O

формуле Циолковского

$$v = I_{уд} \cdot g \cdot \ln \frac{G_{гч} + G_T + G_{ду}}{G_{гч} + G_{ду}},$$

где $I_{уд}$ — удельный импульс тяги, $G_{гч}$, G_T , $G_{ду}$ — масса головной части ракеты, топлива и конструкции двигательной установки.

На рис. 4 представлена зависимость характеристической скорости от массы M полезной нагрузки. Видно, что при выведении 364 кг полезной нагрузки РДТТ является более эффективным. Однако при условии увеличения массы головной части приращение характеристической скорости в ГРД больше, чем при использовании РДТТ. Это указывает на оптимальность использования ГРД, в частности с компонентами парафин + O_2 , среди ГРД с другими компонентами.

ВЫВОДЫ

Применение гибридного двигателя на топливе O_2 + парафин для метеорологической ракеты позволяет повысить ее тяговооруженность на 4 % по сравнению с РДТТ.

Более высокая баллистическая эффективность ракеты на гибридном топливе, а также экологическая безопасность продуктов сгорания и меньшая стоимость двигателя по сравнению с РДТТ позволяет сделать вывод о возможности существенного повышения эффективности метеорологических ракет следующего поколения.

1. Булавин Л. А., Актан Е. Ю., Забашта Ю. Ф., Орловская С. Г. Деформационные свойства и механизм распыления ракетного топлива на основе парафинов в процессе горения // Современная наука: исследования, идеи, результаты, технологии. — 2009. — № 2. — С. 3—5.
2. Губертон А. М., Миронов В. В., Голлендер Р. Г. и др. Процессы в гибридных ракетных двигателях / Под ред. А. С. Коротева. — М.: Наука, 2008. — 405 с.
3. Карташев А. Л., Шулев И. С. О возможности эффективного применения гибридных ракетных двигателей в космической ракете-носителе // Наука Юж.-Урал. гос. ун-та. Секции технических наук: материалы 63-й науч. конф. — Челябинск: Изд. центр Юж.-Урал. гос. ун-та, 2011. — Т. 1.1. — С. 6—8.

4. Gurgel Veras C. A., Kaled da Cás P. L., Queiroz Vilanova C., et al. Thrust modulation on a paraffin based hybrid rocket motor // 13th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering. — Uberlandia, MG, Brazil: ABCM, 2010.
5. Kengo Ohe. Development of high performance hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method for space propulsion system // 65th International Astronautical Congress. — Toronto, Canada, International Astronautical Federation, 2014.
6. Scaramuzzino F. Experimental investigation on a lab-scale hybrid rocket burning N_2O /paraffin-based fuel and N_2O /metal-loaded HTPB // 64th International Astronautical Congress. — Beijing, China, International Astronautical Federation, 2013.
7. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket Propulsion Elements. — John Wiley & Sons, 2010.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

REFERENCES

1. Bulavin L. A., Aktan E. Yu., Zhabashta Yu. F., Orlovskaya S. G. Deformation properties and the mechanism of the dispersion of paraffin-based hybrid rocket fuel in the process of the combustion. *Modern Science: Researches, Ideas, Results, Technologies*, No. 2, 3—5 (2009) [in Russian].
2. Gubertov A. M., Mironov V. V., Gollender R. G., et al. Processes in hybrid rocket engines, Ed. A. S. Koroteev, 405 p. (Nauka, Moscow, 2008) [in Russian].
3. Kartashev A. L., Shulev I. S. On the possibility of effective use of hybrid rocket engines in space launch vehicles. Nauka SUSU. Sections of Engineering sciences: materials of 63rd sci. confer. Vol. 1.1, P. 6—8 (Publ. House of the South Ural State University, Chelyabinsk, 2011) [in Russian].
4. Carlos Alberto Gurgel Veras, Pedro Luiz Kaled da Cás, Cristiano Queiroz Vilanova, et al. Thrust modulation on a paraffin based hybrid rocket motor. *13th Brazilian Congress of Thermal Sciences and Engineering*. (ABCM, Uberlandia, MG, Brazil, 2010).
5. Kengo Ohe. Development of high performance hybrid rocket engine with multi-section swirl injection method for space propulsion system. *65th International Astronautical Congress*. (International Astronautical Federation, Toronto, Canada, 2014).
6. Scaramuzzino F. Experimental investigation on a lab-scale hybrid rocket burning N_2O /paraffin-based fuel and N_2O /metal-loaded HTPB. *64th International Astronautical Congress*. (International Astronautical Federation, Beijing, China, 2014).
7. Sutton G. P., Biblarz O. Rocket propulsion elements. (John Wiley & Sons, 2010).

К. М. Орехов

Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

**ПІДВИЩЕННЯ ЕФЕКТИВНОСТІ
МЕТЕОРОЛОГІЧНИХ РАКЕТ
ПРИ ВИКОРИСТАННІ ГІБРИДНИХ ДВИГУНІВ**

Виконано порівняльну оцінку ефективності використання гібридних ракетних двигунів (ГРД) і ракетних двигунів твердого палива для метеорологічної ракети з масою палива 540 кг. Розглянуто різноманітні сполучення окислювача і пального, на основі яких визначено енергетичні характеристики ГРД. Результати дослідження дозволили оцінити балістичну ефективність ГРД, проаналізувати особливості процесу горіння, а також вибору і проектування форми заряду твердого пального.

Ключові слова: гібридний ракетний двигун, метеорологічна ракета, балістична ефективність, внутрішньо-балістичні параметри, методика розрахунку.

К. М. Oriekhov

Yangel Yuzhnoye State Design Office,
Dnipropetrovsk

**IMPROVING THE EFFICIENCY
OF METEOROLOGICAL ROCKETS
WITH THE USE OF HYBRID ENGINES**

We conducted a comparative evaluation of the effectiveness of the hybrid rocket engine (HRE) and the solid-fuel rocket engine for meteorological rocket with a fuel mass of 540 kg. We have considered various combinations of oxidizer and fuel, based on which we determined the energy characteristics of the HRE. The study allowed us to assess the ballistic performance of the HRE, to analyze the peculiarities of the combustion process, as well as the selection and design of the forms of solid fuel charge.

Key words: hybrid rocket engine, meteorological rocket, ballistic efficiency, intra-ballistic parameters, methodology of calculation.