УДК 662.758:629.78 https://doi.org/10.15407/itm2021.04.029

В. І. ТИМОШЕНКО[1], Л. К. ПАТРИЛЯК[2], Ю. В. КНИШЕНКО[1], В. М. ДУРАЧЕНКО[3], А. С. ДОЛІНКЕВИЧ[3]

ЗАСТОСУВАННЯ «ЗЕЛЕНОГО» ПАЛИВА В СИСТЕМАХ РЕАКТИВНИХ КЕРУЮЧИХ ДВИГУНІВ МАЛОЇ ТЯГИ

[1]Інститут технічної механіки
Національної академії наук України і Державного космічного агентства України,
вул. Лешко-Попеля, 15, 49005, м. Дніпро, Україна; e-mail:knyshenko@ukr.net

[2]Інститут біоорганічної хімії та нафтохімії ім. В. П. Кухаря
Національної академії наук України, вул. Мурманська, 1, 02094, м. Київ, Україна;
e-mail:kyivsmartdefence@gmail.com

[3]Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля»,
вул. Криворізька 3, 49008, Дніпро, Україна; e-mail:das@ukr.net

Мета роботи – аналіз сучасного стану розробки та застосування екологічно чистих («зелених») палив у реактивних двигунах малої тяги, що використовуються як виконавчі органи систем стабілізації та керування рухом космічних апаратів (КА), а також адаптація до «зеленого» палива розрахункових методів визначення тягових характеристик двигунів. Монопаливом, що зараз широко використовується для забезпечення роботи згаданих двигунів є гідразин, розкладання якого створює реактивну тягу в результаті витікання через надзвукове сопло газоподібних продуктів реакції. Враховуючи високу токсичність гідразину та складну технологію його заправки їм КА, актуальним є пошук менш токсичних замінників, які при цьому не поступалися б за енергомасовими характеристиками. Одним з перспективних напрямів такої заміни є використання іонних рідин, які відносять до класу «зелених». Основні складники цих палив – водний розчин іонної рідини та паливний компонент. Екзотермічний термокаталітичний розклад «зеленого» монопалива поєднується із горінням паливного компонента та веде до підвищення тиску у камері згоряння за рахунок утворення газоподібних продуктів, що й забезпечує тягу двигуна. Відомо, що «зелене» монопаливо, продукти його повного розкладу та горіння суттєво менш токсичні, ніж гідразин та продукти його розкладу. Представлено дані про зарубіжні розробки керуючих двигунів з використанням «зелених» палив різного типу, що знаходяться на стадіях випробувань у наземних (стендових) умовах та на ряді космічних апаратів. Ключовим параметром, що визначає ефективність тягових характеристик реактивної рушійної установки, є працездатність продуктів розкладу та горіння, що є функцією їх температури та хімічного складу. Застосування для цієї мети методів розрахунку рівноважних високотемпературних процесів є надто ідеалізованим та потребує експериментального підтвердження. Крім того, суттєвий вклад у кінцевий результат мають конструктивні особливості подачі та руху палива через шар дрібнодисперсного каталізатора для забезпечення максимальної поверхні його контакту з монопаливом. У результаті паралельно з проведенням розрахункового визначення тягових характеристик рушійної установки, що проєктується, обов'язковим є здійснення її експериментального відпрацювання. У літературних джерелах представлено інформацію про технічні дані рушійних установок на «зеленому» паливі для одиночних двигунів. Однак, в системах керуючих двигунів КА їх кількість може сягати 8–16 одиниць, причому вони працюють у різних режимах та можуть відрізнятися за своїми тяговими/витратними характеристиками, що приводить до неусталених режимів подачі палива до працюючих двигунів. Для прогнозування цих процесів пропонується використання розробленої в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України математичної моделі розрахунку роботи системи реактивних двигунів малої тяги, що описує рух палива в паливних магістралях, паливних клапанах та камерах згоряння, адаптованої до умов систем двигунів на «зеленому» паливі. При її реалізації використано результати експериментальних досліджень на розробленому у ДП «КБ «Південне» дослідному зразку двигуна на «зеленому» паливі. Аналіз результатів експериментів дозволив уточнити параметри працездатності застосованого монопалива та отримати розрахункові дані, які можуть бути використані для аналізу роботи одиночного двигуна або системи двигунів на даному виді палива у наземних та льотних умовах.

Ключові слова: *«зелене» ракетне паливо, стан розробок, хімічна термодинаміка палива, реактивний двигун малої тяги, працездатність ракетного палива, математична модель, експеримент, розрахунок.*

The aim of this work is to analyze the state of the art in the development and use of pollution-free {“green”) propellants in low-thrust jet engines used as actuators of spacecraft stabilization and flight control systems and to adapt computational methods to the determination of “green”-propellant engine thrust characteristics. The monopropellant that is now widely used in the above-mentioned engines is hydrazine, whose decomposition produces a jet thrust due to the gaseous reaction products flowing out of a supersonic nozzle. Because of the high toxicity of hydrazine and the complex technology of hydrazine filling, it is important to search for its less toxic substitutes that would compare well with it in energy and mass characteristics. A promising line of this substitution is the use of ion liquids classed with “green” ones. The main components of these propellants are a water solution of an ion liquid and a fuel component. The exothermic thermocatalytic decomposition of a “green” propellant is combined with the combustion of its fuel component and increases the combustion chamber pressure due to the formation of gaseous products, which produces an engine thrust. It is well known that a “green” propellant itself and the products of its decomposition and combustion are far less toxic that hydrazine and the products of its decomposition, The paper presents data on foreign developments of “green” propellants of different types, which are under test in ground (bench) conditions and on a number of spacecraft. The key parameter that governs the efficiency of the jet propulsion system thrust characteristics is the performance of the decomposition and combustion products, which depends on their temperature and chemical composition. The use of equilibrium high-temperature process calculation methods for this purpose is too idealized and calls for experimental verification. Besides, a substantial contribution to the end effect is made by the design features of propellant feed and flow through a fine-dispersed catalyst layer aimed at maximizing the monopropellant-catalyst contact area. As a result, in addition to the computational determination of the thrust characteristics of a propulsion system under design, its experimental tryout is mandatory. The literature gives information on the performance data of “green”-propellant propulsion systems for single engines. However, in spacecraft control engine systems their number may amount to 8–16; in addition, they operate in different regimes and may differ in thrust/throttling characteristics, which leads to unstable propellant feed to operating engines. To predict these processes, the paper suggests a mathematical model developed at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space Agency of Ukraine and adapted to “green”-propellant engine systems. The model serves to calculate the operation of low-thrust jet engine systems and describes the propellant flow in propellant feed lines, propellant valves, and combustion chambers. To implement the model, use was made of the results of experimental studies on a prototype “green”-propellant engine developed at Yuzhnoye State Design Office. The analysis of the experimental results made it possible to refine the performance parameters of the monopropellant employed and obtain computational data that may be used in analyzing the operation of a single engine or an engine system on this propellant type in ground and flight conditions,

Keywords: *“green” rocket propellant, development state, propellant chemical thermodynamics, low-thrust jet engine, rocket propellant performance, mathematical model, experiment, calculation*».

Вступ. Стабілізація, корекція та контроль орбіт космічних апаратів (КА) здійснюються за допомогою керуючих реактивних двигунів малої тяги. Як монопаливо для цих двигунів широко використовують гідразин, що забезпечує термокаталітичне створення тиску в камерах згоряння. З огляду на високу токсичність гідразину та складну технологію заправки їм КА, актуальним є пошук альтернативних менш токсичних палив, які не поступались би йому за енергомасовими характеристиками.

У даний час у світовій космічній практиці пропонуються, досліджуються та проходять пробні випробування на КА нові монопалива на основі іонних рідин, які відносяться до класу «зелених». Як монопаливо, так і продукти його повного розкладання та згоряння суттєво менш токсичні, ніж гідразин і продукти його розкладу.

Кінцевою метою дослідження екологічно чистих палив є підтвердження того, що вони здатні забезпечувати енергією супутники, які обертаються навколо Землі, а в кінцевому підсумку і місії в глибокий космос. Окрім екологічних переваг «зелені» палива характеризуються більшим питомим імпульсом (2350 – 2500) м/с та вищою густиною палива (1,2 – 1,47) кг/м^3 порівняно з гідразином. Розвиток орбітальних рухових систем, що працюватимуть на «зеленому» ракетному паливі, на сьогодні є пріоритетом як американських, так і європейських та японських космічних агентств [1] – [11]. Значна увага цьому напрямку досліджень приділяється також у РФ [12] – [15]. Нещодавно розпочато роботи зі створення та використання «зеленого» виду ракетного монопалива і в Україні.

Ключовим аспектом розробки «зелених» палив є використання іонних рідин. Найпоширенішими серед яких є динітрамід амонію $(NH_4)N(NO_2)_2$ (ADN) та нітрат гідроксиламіну $(NH_3OH)NO_3$ (HAN). Ці сполуки є базовими у відомих зараз «зелених» ракетних паливах. Температура замерзання ADN складає мінус 90°C, HAN – мінус 45°C. Обидві речовини добре розчинні у воді та спиртах. Використання ADN та HAN у вигляді водних розчинів забезпечує низький тиск парів при кімнатній температурі, а тому такі палива не становлять ризику для органів дихання персоналу. Іонна рідина, яка є основною складовою «зеленого» палива, має позитивний кисневий баланс, а тому проявляє властивості окисника. У ролі паливного компонента може бути використано спирти чи інші горючі речовини. Після термокаталітичного розкладання іонної рідини утворюються сильні окислювачі (оксиди азоту), які реагують із паливним компонентом, у результаті повного окиснення якого утворюються вуглекислий газ, вода та азот.

Основні види «зеленого» палива, відомі за кордоном як палива на основі HAN та ADN, складаються з окислювача, паливного компонента (вуглеводню, кисневмісної чи азотовмісної сполуки) та води, яка регулює температуру розкладу HAN або ADN та в'язкість палива. У ролі паливного компонента застосовують метанол CH_3OH, гліцин $C_2H_5NO_2$ та інші сполуки. На основі HAN створено такі марки композицій, як LGP 1845, LGP 1846, AF-M315E, HANGLY26 (HAN+гліцин), HAN269MEO (HAN+метанол), SPH163, а на основі ADN – FLP-106, LMP-103S.

Для отримання реактивної тяги монопаливо у складі окислювача, паливного компонента, води та можливих стабілізуючих домішок через форсунку подають до камери розкладу та горіння. Паливо, потрапляючи на шар попередньо розігрітого до температури 300°C – 400°C дрібнодисперсного каталізатора, випаровується, відбувається розклад іонної рідини та реакція горіння. Високотемпературні газові продукти, що утворюються у результаті, забезпечують надлишковий тиск у камері згоряння, а витікаючи через надзвукове сопло, створюють необхідну реактивну тягу.

Відомо, що розклад традиційного гідразину також відбувається в присутності каталізатора Shell-405. При цьому температура процесу не перевищує 900°C. Такі температури не призводять до зниження ефективності каталізатора навіть за тривалої роботи. У процесі ж розкладу та горіння «зелених» палив температури зростають до 1700°C – 2000°C. За цих умов каталізатор Shell-405, що складається із нанесеного на пористий оксид алюмінію іридію, втрачає каталітичну активність через спікання, оплавлення окису алюмінію та екранування іридію. Тому для «зелених» видів палива необхідним є створення нового каталізатора на більш термостійкому носії. З цією метою в роботі [14] було використано іридій, нанесений на промотований сполуками лантану високотемпературостійкий пористий алюмінійоксидний носій.

Сумарні реакції розкладу та окиснення палив на основі ADN/HAN та метанолу у стехіометричному співвідношенні мають наступний вигляд [7], [8]

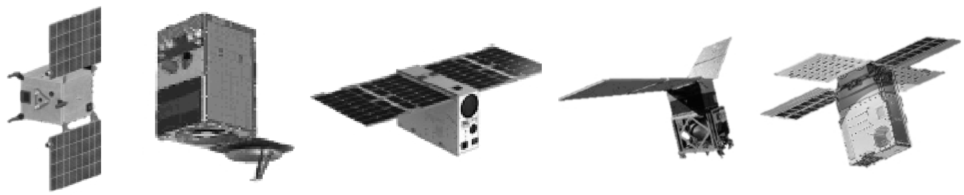
$$94\,H_2O+33NH_4N(NO_2)_2+22CH_3OH=22CO_2+204H_2O+66N_2, \qquad (1)$$

$$22{,}94\,H_2O+21(NH_3OH)NO_3+14CH_3OH=14CO_2+92{,}94H_2O+21N_2. \qquad (2)$$

Ці рівняння показують, що продуктами повного розкладу та згоряння «зелених» палив є нетоксичні речовини. Основні характеристики одиночних двигунів на «зеленому» паливі, що розроблюються, та їх систем станом на 2020 рік за даними [11], представлено в таблиці 1. Наведені дані свідчать про задіяність у даний процес значної кількості фірм космічного напряму з різних країн, широку номенклатуру двигунів за тяговими характеристиками, сумарним імпульсом, масою. Поряд з наземними відпрацюваннями проводяться випробування роботи цих двигунів у льотних умовах на космічних апаратах різного призначення (рис. 1).

Таблиця 1

Виробник	Шифр ДМТ або системи	Тип монопалива	Тяга, Н (кількість двигунів)	Питомий імпульс, м/с	Сумарний імпульс, кН·с	Маса, кг	Потужність, Вт	Місія
Aerojet Rocketdyne	GR-1	AF-M315E	0,4 – 1,1	2310	23	н/в	12	GRIM
	GR-22		8,0 – 25	2480	74	н/в	28	
	MPS-130		0,25 – 1,0 (4)	н/в	1,1 – 2,7	1,1 – 2,8	н/в	н/в
	MPS-135		0,25 – 1,0 (4)	н/в	7,3 – 19	3,5 – 14,7	н/в	н/в
Bradford-ECAPS	0.1-N HPGP	LMP-103S	0,03 – 0,1	1960 – 2090	н/в	н/в	6,3 – 8	
	1-N HPGP		0,25 – 1,0	2040 – 2350	н/в	0,38	8 – 10	–
	1-N GP	LMP-103S/LT	0,25 – 1,0	1940 – 2270	н/в	0,38	8 – 10	–
	5-N HPGP	LMP-103S	1,5 – 5,5	2390 – 2530	н/в	0,48	15 – 25	–
	22-N HPGP		5,5 – 22	2430 – 2550	н/в	1,1	25 – 50	–
	Skysat 1-N HPGP		1,0 (4)	2000	>17	17	10	Skysat PRISMA
Busek	BGT-X1	AF-M315E	0,02 – 0,15	2140	н/в	н/в	4,5	–
	BGT-X5		0,05 – 0,5	2200 – 2250	0,56	н/в	20	–
	BGT-5		1,0 – 6,0	>2300	н/в	н/в	50	–
	AMAC		0,5 (1)	2250	0,56	1,5	н/в	–
NanoAvionics	EPSS-C1 (C1K)	ADN-blend	0,22 – 1,0 0,22(1), 1,0(1)	2130	>0,4	1,2; 1,0	9,6() 1,7 ()	Lituanica-2
Plasma Processes LLC	100mN PP3490-B	AF-M315E	0,1 – 0,17	1950 – 2080	н/в	0,08	7,5 – 10	Lunar Flashlight
	LFPS		0,1 (4)	н/в	н/в	н/в	н/в	
Rocket Lab	Curie Engine (Kick Stage)	н/в	120	н/в	н/в	н/в	н/в	Electron ‘Still testing’
Moog	MP Moule	«Зелене» або традиційне	0,5 (1)	2240	0,5	1,01	2 x 22,5	–
VACCO	Argo-Moon Hybrid MiPS	LMP-103S + холодний газ	0,1 (1)	1900	1,0	9,0 – 14,7	13,6 – 20,0	Argo-Moon
	GP System (MiPS)	LMP-103S	0,1 (4)	1900	4,5	3 – 5	15 (max)	–
	Integrated PS		1,0 (4)	2000	12,5	9,0 – 14,7	15 – 50 (max)	–
Примітки. ДМТ – двигун малої тяги; н/в - невідомо								



Prisma, 2009-11 | Sky Box, 2018 | ArgoMoon, 2021? | GRIM, 2019-20 | Lunar Flashlight, 2021

Рис. 1

Подача пального з баку «зеленого» палива здійснюється шляхом витискання його стисненим газом (гелієм). Двигуни забезпечують тягу 100 мН у безперервному та імпульсному режимах. Дану систему випробувано на борту супутника PRISMA.

На рис. 2 наведено спрощену типову схему живлення системи 4-х керуючих двигунів на «зеленому» паливі ADN LMP-103S/LT.

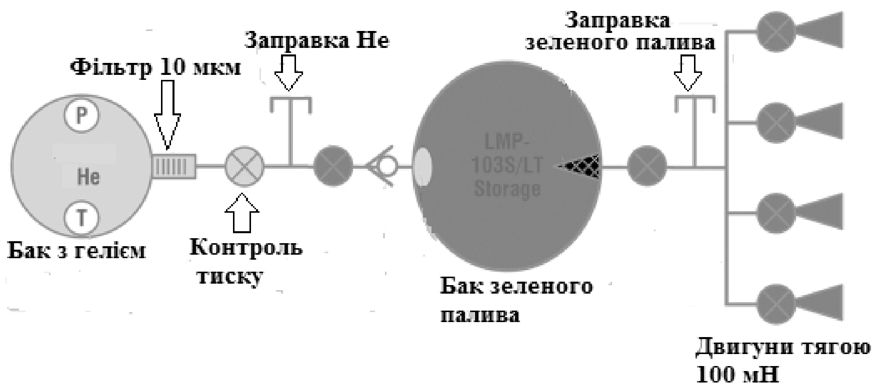


Рис. 2

На даному етапі основним завданням розробників цих двигунів є отримання льотного підтвердження переваг двигунів на «зелених» видах палива над традиційними гідразиновими двигунами, що дозволить кардинально ставити питання про повну заборону використання гідразину на космічних об’єктах.

Термодинамічні характеристики «зелених» палив. У таблиці 2 представлено марки, склад та характеристики найвідоміших «зелених» монопалив, що знаходяться у розробці, наземному та льотному випробуваннях [11], [14]. Там же наведено дані по гідразину, на заміщення якого спрямовано зусилля розробників. У наведених роботах при визначенні питомого імпульсу тяги приймалась рівноважна термохімічна модель у камерах каталізу та згоряння при тиску p =10 бар, а у надзвукових соплах – модель з «замороженими» термодинамічними параметрами при $£ = F_a \big/ F_{\text{кр}} = 40$. Результати, що представлено в літературних джерелах, отримувались з використанням програми NASA SEA для розрахунків рівноважних процесів, а результати, отримані авторами – за аналогічним програмним комплексом (ПК) АСТРА [16]. При проведенні розрахунків за ПК АСТРА використано дані з ентальпії утворення складових «зелених» монопалив, які наведено в таблиці 3.

Контрольні порівняльні розрахунки показали збіжність результатів за питомим імпульсом у пустоті та температурою продуктів термокаталітичного розкладу і горіння. З використанням ПК АСТРА отримано дані щодо працездатності продуктів термокаталітичного розкладання та їх горіння в камерах згоряння $\sigma = R_{\text{пз}} T_{\text{кз}}$, склад продуктів згоряння. Ці дані необхідні для побудови розрахункової моделі роботи системи двигунів у імпульсних та безперервних режимах, характерних для умов їх наземних та льотних випробувань.

Таблиця 2

Марка палива, джерело	Окислювач, масова доля, %	Пальне, масова доля, %	Вода, масова доля, %	Стабілізуючі добавки, масова доля, %	Температура перед соплом, (NASA CEA), АСТРА, °C	Питомий імпульс тяги, (NASA CEA), АСТРА, м/с	Працездатність ($RT \cdot 10^{-3}$), (NASA CEA), АСТРА, кДж/кг	Масовий склад продуктів згоряння, %
FLP-106, [9]	ADN, 56,2 – 64,6	MMF, 10,0 – 11,5	23,9 – 33,8	–	(1507 – 1904) 1461 – 1854	(2350 – 2580) 2313 – 2557	(–) 653,9 – 776,4	H_2O=50,9 – 57,4; CO_2=14,6 – 16,4; N_2=27,7 – 31,9
LMP-103S, [9]	ADN 57,3 – 63,0	Метанол, 16,7 – 18,4	13,95 – 21,8	Аміак 4,23 – 4,65	(1404 – 1645) 1351 – 1591	(2370 – 2540) 2333 – 2502	(–) 690,7 – 786,2	H_2O=46,0 – 50,0; CO_2=11,1 – 12,2; N_2=29,2 – 32,2; CO=6,7 – 8,9
AF-M315E, AF-M315I, [5]	HAN, 44,5 – 54,1	HEHN, 44,5 – 34,9	11,0	–	(2084)	(2630 – 2720)	–	–
«ЗТ» РНЦ «ПНХ»[14]	HAN, 67,4 – 68,6	Етанол, 14,6 – 15,8	16,3 – 17,5	–	(1801) 1656	(2598) 2501	(–) 755,8	H_2O=(59,4), 54,0; CO_2=(20,8), 19,4; N_2=(19,8), 19,8; CO=6,1; H_2=0,7
НМ-2, ІБОНХ ім. В.П.Кухаря НАНУ	HAN, 69,44	Метанол, 14,76	15,2	Нітрат амонію 0,6	1881	2619	799,5	H_2O=58; CO_2=20,1; N_2=20,4; O_2=1,2
LGP 1846, [1]	HAN, 60,79	(TEAN, 19,19) Гліцин 19,19	20,02 20,02	– –	(1328) 1489	(2529) 2299	– 538,1	H_2O=54,3; CO_2=22,5; N_2=21,3; O_2=1,8
Гідразин	N_2H_4, 100		–	–	596 –1326	2131 –2550	675,9 – 726,1	H_2=12,5 – 0,8; N_2=87,3 – 32,8; NH_3=0 – 66,3

Примітки. ADN – динітрамід амонію; HAN – нітрат гідроксиламіну; MMF – монометилформамід (C_2H_5NO); метанол; етанол; гліцин; HEHN – нітрат 2-гідроксиетилгідразину; TEAN – нітрат триетаноламіну; NH_3 – аміак; NH_4NO_3 – нітрат амонію

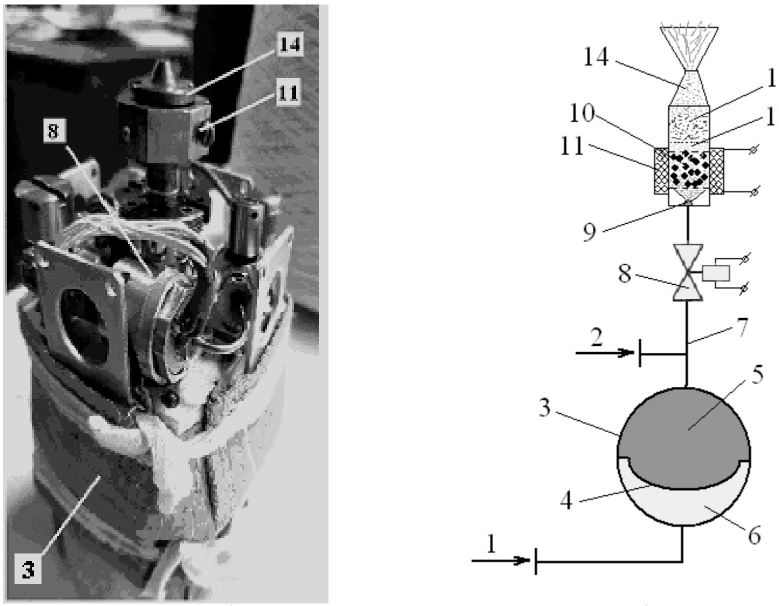
Таблиця 3

Найменування речовини, (скорочене)	Хімічна формула	Молекулярна маса	ΔH^0_{298}, кДж/моль	ΔH^0_{298}, кДж/кг	Призначення в складі палива
Гідроксиламіну нітрат (HAN)	$N_2H_4O_4$	96	-333,06	-3528,13	Окислювач
Динітрамід амонію (ADN)	$N_4H_4O_4$	124	-134,6	-1085,76	Окислювач
Метанол	CH_3OH	32	-238,57	-7455,31	Паливний компонент
Етанол	C_2H_5OH	42	-276,9	-6592,86	Паливний компонент
Гліцин	$C_2H_5NO_2$	75	-528,5	-7046,67	Паливний компонент
Монометилформамід (MMF)	C_2H_5NO	59	-247,4	-4193,22	Паливний компонент
Три(етанол)амонію нітрат (TEAN)	$N_2H_{11}C_4O_4$	151	-	–	Паливний компонент
2-гідроксиетил-гідразину нітрат (HEHN)	$N_3C_2H_9O_3$	123	-	–	Паливний компонент
Аміак, розчин у воді	NH_3	17	-78,37	-4610,0	Стабілізатор
Нітрат амонію	NH_4NO_3	80	-365,7	-4571,25	Стабілізатор
Вода	H_2O	18	-285,84	-15880,0	Розчинник
Гідразин	N_2H_4	32	-50,5	-1578,13	Паливний компонент

Експериментальне відпрацювання рушійної установки на «зеленому» паливі. Метою експериментальних досліджень двигунів на «зеленому» паливі є підтвердження розрахункової ефективності тягових та ресурсних характеристик у різних режимах роботи, виявлення детонаційних характеристик, підтвердження токсилогічного рівня при підготовчих роботах, відпрацювання методів вимірювання параметрів, складу продуктів каталітичного розкладу та горіння.

В Україні Інститутом біоорганічної хімії та нафтохімії ім. В. П. Кухаря НАН України синтезовано монопаливо на базі HAN у складі нітрату гідроксиламіну (окислювач), метанолу (паливний компонент), води (розчинник) та нітрату амонію (стабілізатор) (див. таблицю 2). Виконано дослідження щодо встановлення його корозійної активності по відношенню до ряду металів та неметалічних матеріалів, синтезовано іридієвий каталізатор на високотемпературостійкій основі для його розкладу.

З використанням цих напрацювань у ДП «КБ «Південне» розроблено та створено дослідний зразок рушійної установки. Загальний її вигляд та схему живлення двигуна на «зеленому» паливі представлено на рис. 3. Порядок підготовки та роботи двигуна відображається наведеною схемою. У Національному аерокосмічному університеті «ХАІ» спільно з ДП «КБ «Південне» проведено попередні випробування двигуна.



1, 2 – заправні штуцери; 3 – бак монопалива; 4 – витиснювальна мембрана; 5 – монопаливо; 6 – витиснювальний газ; 7 – паливний трубопровід; 8 – електрокерований паливний клапан; 9 – форсуночний пристрій; 10 – шар каталізатора; 11 – електропідігрівач каталізатора; 12 – продукти термокаталітичного розкладу монопалива; 13 – горіння продуктів розкладу монопалива в камері згоряння; 14 – сопловий пристрій

Рис. 3

Метою експериментів була перевірка працездатності конструкції двигуна та систем забезпечення його роботи (заправка баку паливом та стиснутим повітрям, електрокерованого клапану, електричного підігріву каталізатора, системи керування подачею та відсічкою подачі палива, ефективності каталізатора, системи виміру тяги, температури двигуна та витрат пального, визначення питомого імпульсу). Для реалізації термокаталітичного розкладання окислювального компоненту палива запропоновано та реалізовано технологію отримання гранульованого іридієвого каталізатора на термостійкій основі. Це повинно забезпечити підвищену термостійкість при очікуваних температурах процесу (1700 – 1900)^{o}C на відміну від відомого каталізатора Shell-405, що працює при температурах не вище 900°C. При використанні «зеленого» палива термокаталітичне розкладання окислювальної компоненти палива (іонної рідини) та випаровування води і паливної компоненти, як уже згадувалося, є першою стадією перед безпосереднім горінням цих компонентів у камері згоряння.

При проведенні експериментів рушійна установка розміщувалась у вакуумній камері на тягомірному пристрої. В ролі витиснювального газу планується використання ізобутану R600a, стабільність тиску якого при зростанні об'єму при виробці палива підтримується за рахунок необхідного омічного підігріву. Але на практиці було використано простіший спосіб – застосування стисненого повітря з тиском 3,5 бар, який був стабільним завдяки малим витратам палива в межах одного експерименту. Експерименти проводили в імпульсних та безперервних режимах без надзвукової насадки. При цьому здійснювали вимірювання тяги двигуна, температури поверхні двигуна у декількох точках (під нагрівачем та на сопловому пристрої), тиск у вакуумкамері, зміни маси двигуна (середні витрати палива) та розраховували питомий імпульс тяги.

На рис. 4 наведено фрагменти результатів вимірювання тяги двигуна в імпульсному режимі (тривалість одного імпульсу 0,2 с, пауза між імпульсами – 0,6 с) при загальній кількості у серії з 50 імпульсів. Температура під нагрівачем каталізатора знаходилась у діапазоні (420 – 480)^{o}С, що забезпечувало перебіг термокаталітичного процесу розкладу та підготовки до горіння компонентів палива.

Складний характер залежностей тяги з розкидом значень амплітуд тяги у часі обумовлено суттєвим (на декілька порядків) перевищенням ваги рушійної установки над величиною тяги та некомпенсованим впливом під’єднаних кабелів. Відсутність тонкого фільтру спричиняла несталість руху монопалива у форсунковому вузлі з прохідним перерізом 0,2 мм. У цілому результати експериментів показали, що синтезоване «зелене» паливо на основі HAN та іридієвий каталізатор з омічним підігрівом за своїми термодинамічними параметрами відповідають аналогічним закордонним зразкам. Працездатність рушійної установки, як показує досвід, суттєво залежить від конструктивного виконання форсункового вузла, що формує струмінь палива, та особливостей геометрії шару каталізатора, який забезпечує належний контакт активної поверхні каталізатора з паливом.

Вибір цих параметрів повинен бути узгодженим з рухом палива від баку по трубопроводах живлення, які мають складний характер в разі одного або кількох керуючих двигунів різної номінальної тяги з урахуванням лінійних та зосереджених гідравлічних опорів (фільтрів, клапанів, жиклерів, форсунок), роботи паливних клапанів у імпульсних режимах.

Для вирішення цієї задачі можна використати математичну модель, представлену в [17] – [20], яку адаптовано під роботу двигунів на «зеленому» паливі.

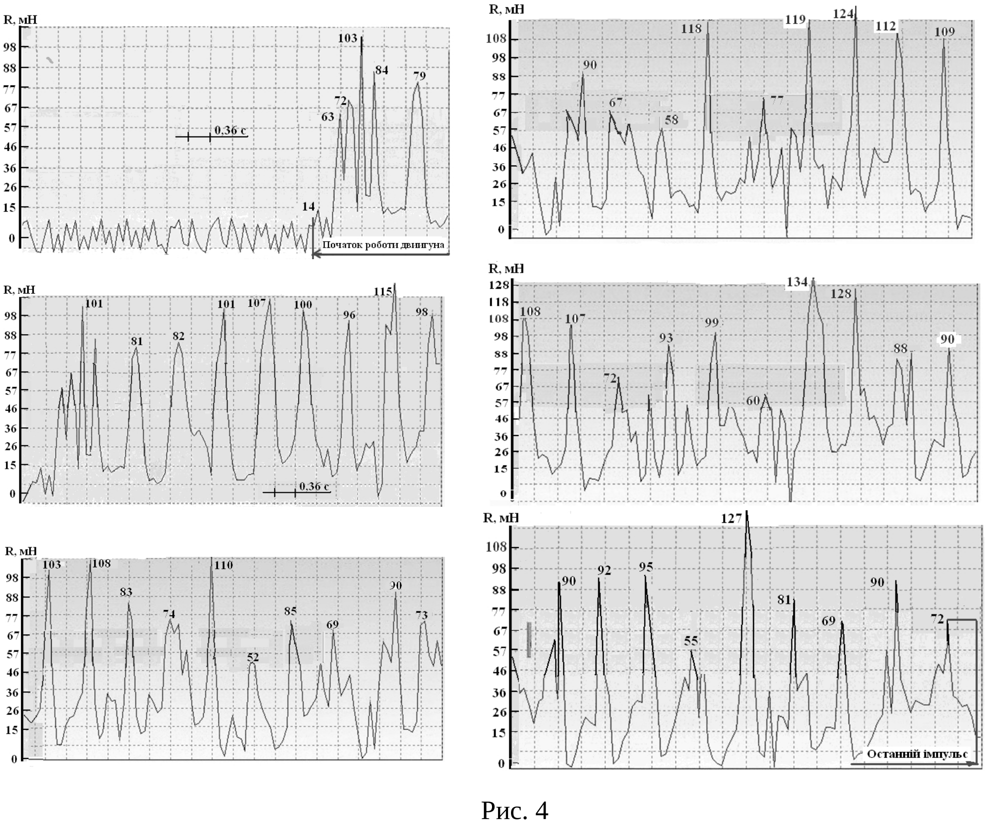


Рис. 4

Основні положення математичної моделі роботи системи керуючих двигунів на «зеленому» монопаливі. Паливні магістралі від баків до входів до керуючих двигунів розбиваються на конструктивні ділянки, які характеризуються постійністю прохідних перерізів, товщини стінок і матеріалів трубопроводів. На стиках конструктивних ділянок враховуються зосереджені місцеві гідравлічні опори типу звуження/розширення, трійника, витратного жиклера, клапана.

Рух палива на стиках ділянок узгоджується за допомогою граничних умов, що виражають конкретні фізичні закони в цих перерізах.

Течії палива в розгалуженій трубопровідній системі розглядаються в гідравлічному наближенні і описуються системою хвильових рівнянь для кожної з конструктивних ділянок трубопроводу.

Паливо вважається ізотермічною, баротропною рідиною. Швидкість руху монопалива істотно менша швидкості звуку. Течії компонентів палива на конструктивних ділянках описуються системою хвильових рівнянь

$$\begin{cases} \dfrac{\partial p_i}{\partial t} + a_i^2 \dfrac{\partial G_i}{\partial x_i} = 0; \\ \dfrac{\partial G_i}{\partial t} + \dfrac{\partial p_i}{\partial x_i} = \zeta_i(p_i, G_i); \\ i = 1, 2, \ldots N, \end{cases} \qquad (3)$$

де t – час; x_i – координата вздовж конструктивної ділянки трубопроводу; i – номер ділянки; p_i – тиск; $G_i = \rho_i U_i$ – масова швидкість; ρ_i, U_i – густина і швидкість рідини; a_i – швидкість розповсюдження збурень (швидкість звуку) $\zeta_i = -\lambda_i \dfrac{G_i |G_i|}{2 D_i \rho_i}$ – гідравлічний опір одиниці довжини трубопроводу; $\lambda_i = \lambda(\mathrm{Re})$ – коефіцієнт гідравлічного опору; Re – число Рейнольдса.

Для побудови кінцево-різницевої сітки з координати і часу розгалужена трубопровідна система представляється у вигляді матриці, в якій на місцях елементів, відповідних розрахунковим перетинам трубопроводів, стоять номери цих перерізів. Нумерація їх може бути довільною, але впорядкованою в межах кожної з внутрішніх конструктивних ділянок.

Система рівнянь для кожної з конструктивних ділянок вирішується методом характеристик при початкових умовах: $t = 0$, $p_i(0, x_i) = p_б$.

Подача компонентів палива до камер термокаталітичного розкладу і згоряння при запуску і зупинці керуючого двигуна (КД) регулюється за допомогою електрокерованих гідравлічних клапанів (ЕГК). Робота клапанів здійснюється за командними сигналами у вигляді напруги, що подається від бортової системи керування на котушки електромагнітів. При спрацьовуванні клапана його деталі переміщуються з одного фіксованого положення в інше, закривають або відкривають прохідний переріз. Спрацьовування може бути одноразовим або багаторазовим.

Математична модель клапана, що описує його роботу при відкритті і закритті в залежності від його електродинамічних параметрів (кількості витків котушки електромагніту, її індуктивності, омічного опору, напруги, що подається), механічних характеристик (маси рухомих частин, пружності пружини, ходу якоря і пов’язаного з ним клапана), перепаду тиску компонента палива на сідлі та інших параметрів детально описана в [17].

Термогазодинамічні процеси в камерах згоряння КД є визначальними при роботі керуючих двигунів як виконавчих органів системи керування рухом ступеня. Тиски в камерах згоряння працюючих двигунів, які функціонально залежать від витрат палива, що надходять до камери згоряння, є граничними умовами на виходах паливних трубопроводів. Двигуни, відсічені за допомогою електроклапанів від системи живлення, з математичної точки зору стають тупиковими трубопроводами.

Для математичного опису процесів, що реалізуються в камері згоряння КД, використовується середньооб’ємна модель. Таке припущення дозволяє розглядати камеру згоряння як об’єм, наповнений газом. Припускається також, що продукти реакції палива є ідеальним газом, температура, тиск і газова стала якого однакові як уздовж камери, так і за її радіусом.

Рівняння для визначення тиску в камері згоряння КД має вигляд [21]

$$\frac{dp_{\text{кз}}}{d\tau} + \Psi p_{\text{кз}} = \frac{R_k T_k}{V_k} G, \tag{4}$$

де $\Psi = A_n \dfrac{F_{kp}}{V_k}$; $A_n = \sqrt{n\left(\dfrac{2}{n+1}\right)^{\frac{n+1}{n-1}}}$; n – показник політропи; $p_{\text{кз}}$ – тиск у камері згоряння; V_k – об’єм камери згоряння; $F_{\text{кр}}$ – площа критичного перерізу сопла; R_k, T_k – газова стала і температура продуктів реакції відповідно; $G_{\text{п}}$ – витрати монопалива, що надходять до камери розкладу та згоряння.

Працездатність продуктів реакції $R_k T_k$ визначається хімічним складом палива та термохімічними процесами при згорянні паливного компоненту у продуктах термокаталітичного розкладання окиснювальної складової палива, що надходять до камери згоряння (див. табл. та 3).

Затримка початку запуску камери згоряння складається з часу спрацювання ЕГК, часу затримки на розклад окислювача, випаровування води і палива та часу ініціювання запалення пального. Затримка вимикання двигуна також складається з часу закриття ЕГК і часу догоряння компонентів палива з заклапанних каналів та у об’ємі камери згоряння.

Значення $p_{\hat{e}\c{c}}$, знайдене шляхом чисельного інтегрування рівняння (4) на інтервалі часу, що дорівнює кроку за часом у методі характеристик для системи (3), використовується в якості граничної умови на виході з трубопровідної системи для задачі про рух компонентів палива в магістралях живлення.

Розрахунок тяги керуючого двигуна на сталому режимі течій проводиться за залежністю

$$R = G \cdot u_a + (p_a - p_h) \cdot F_a, \tag{5}$$

де G – масова витрата продуктів згоряння; u_a, p_a – швидкість газу і статичний тиск на зрізі сопла; p_h – тиск навколишнього середовища; F_a – площа зрізу сопла.

Параметри на зрізі сопла (швидкість u_a, тиск p_a та число Маха M_a) визначаються за ізоентропічними формулами.

Для умов випробувань в якості тиску гальмування використовується величина тиску в камері згоряння КД, а в якості зовнішнього тиску – тиск у вакуумкамері. На перехідних режимах роботи КД (при запуску і зупинці), коли витікання з сопла відбувається у дозвуковому режимі, можна вважати, що тиск на зрізі сопла приблизно дорівнює тиску навколишнього середовища. Тоді другий член у виразі (5) може бути прийнятим рівним нулю.

Результати розрахунку роботи одиночного двигуна на «зеленому» паливі. Паливну магістраль для дослідного зразка рушійної установки згідно зі схемою, представленою на рис. 4, складено з 4-х конструктивних ділянок трубопроводів з внутрішнім діаметром 1,4 мм. Її дискретизовано з кроком 2 мм. Нумерація розрахункових перерізів паливного трубопроводу та їх сполучення представлено у вигляді матриці $M(i,j)$ на рис. 5.

0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	-1	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	19	0
0	38	37	36	35	34	33	32	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	0
0	39	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	40	41	42	43	-1	44	45	46	47	48	49	50	51	52	53	54	55	56	57	0
0	0	0	0	0	141	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	58	0
0	146	145	144	143	142	0	71	70	69	68	67	66	65	64	63	62	61	60	59	0
0	-145	0	0	0	0	0	72	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	73	0	92	93	94	95	96	97	98	99	100	101	102	0
0	80	79	78	77	76	75	74	0	91	0	0	0	0	0	0	0		0	103	0
0	81	0	0	0	0	0	0	0	90	0	112	111	110	109	108	107	106	105	104	0
0	82	83	84	85	86	87	88	-1	89	0	113	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	114	0	0	0	0	0	0	0	0	0
0	125	124	123	122	121	120	119	118	117	116	115	0	-140	0	0	0	0	0	0	0
0	126	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	140	0	0	0	0	0	0	0
0	127	128	129	130	131	132	133	134	135	136	137	138	139	0	0	0	0	0	0	0
0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0	0

Рис. 5

Особливі елементи матриці $M(i,j)$= - 1 відповідають входу до магістралі з паливного баку та стикам ділянок трубопроводів, $M(i,j)$= - 140 відповідає входу до двигуна, а $M(i,j)$= - 145 – кінцевому перерізу тупикової ділянки трубопроводу.

Коефіцієнти гідравлічного опору клапана та форсункового вузла, приведені до швидкості палива в трубопроводах, складають відповідно $\varsigma_{\text{ЕГК}} = 24000$ і $\varsigma_{\text{ф}} = 21500$. Ці дані отримано розрахунковим методом та за даними проливок на воді. Тиск у вакуумкамері $p_{\text{вк}} = 0{,}008$ бар. Сумарний об'єм камери розкладу та камери згоряння складає $V_{\text{кз}} = 5{,}37 \cdot 10^{-7}\,\text{м}^3$, площа критичного перерізу камери згоряння $f_{\text{кр}} = 0{,}95 \cdot 10^{-6}\,\text{м}^2$.

Параметри монопалива як рідини, що рухається по трубопроводам, прийнято наступними: густина $\rho_{\text{зп}} = 1{,}36$ кг/м^3 [14], швидкість звуку $a_{\text{зп}} = 1940$ м/с [1], динамічна в'язкість $\mu_{\text{зп}} = 6{,}33 \cdot 10^{-3}$ Па$\cdot$с [14], [1].

Працездатність монопалива НМ-2 в камері згоряння для умов експериментальної установки в адіабатичному наближенні для $\varepsilon = 1$ і очікуваного тиску у камері згоряння $p_{\text{кз}} = (0{,}9 - 2{,}0)$ бар отримано з використанням ПК АСТРА і складає $R = 792{,}4$ кДж/кг ($R = 372$ Дж/(кг·К), $T = 2130$ К).

Розрахунок роботи рушійної установки на паливі НМ-2 показав, що використання розрахункових величин з працездатності дає завищені по відношенню до експериментальних даних тягові характеристики. Це пов'язано з тим, що за реальних умов експерименту, процес термокаталітичного розкладу HAN відбувається не повністю і реакція горіння дає нижчі температури, ніж за адіабатичних рівноважних умов, при яких визначено працездатність продуктів розкладу та горіння. Для наближення результатів розрахунків до експериментальних умов введено поправний (понижуючий) множник до працездатності ± , який дозволяє наблизитись до значень тяги та витрат пального, отриманих на експериментальному зразку двигуна.

З використанням даної розрахункової моделі виконано розрахунок роботи експериментального зразка рушійної установки на «зеленому» паливі в імпульсному режимі. Шляхом варіювання рівнем працездатності продуктів розкладу та горіння монопалива встановлено, що збіг розрахункових та експериментальних середніх значень тяги та витрат відбувається при ¢ =0,11.

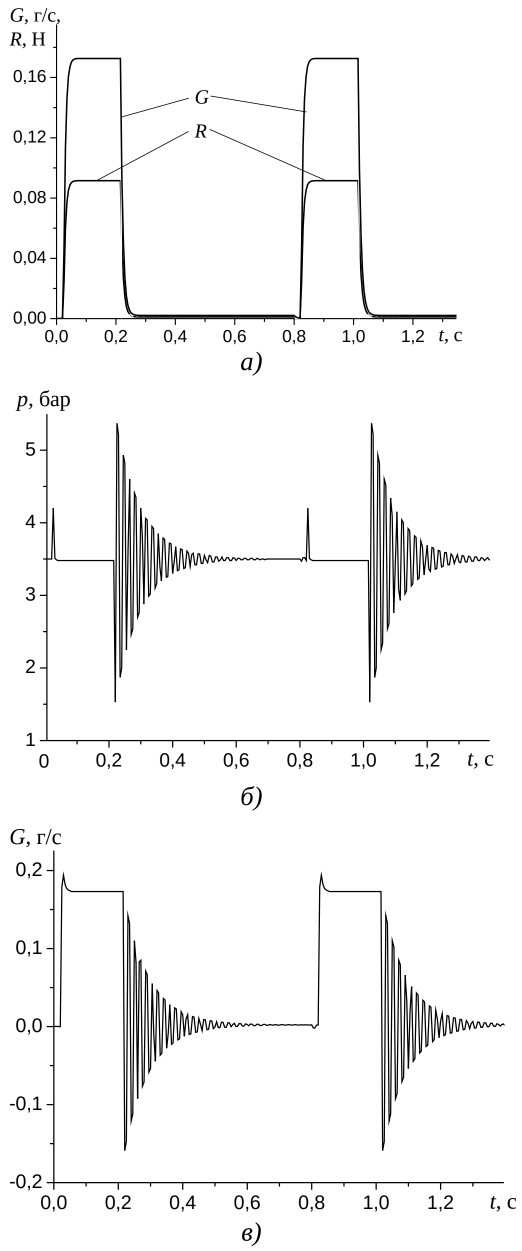


Рис. 6

На рис. 6 наведено характер зміни параметрів рушійної установки при роботі в імпульсному режимі (перші два імпульси). На рис. 6, а) показано зміни тяги (R) і витрат палива (G) через камеру розкладу і згоряння, а на рис. 6, б), і 6, в) представлено зміни тиску та витрат палива на вході до двигуна. Затухаючі коливання тиску та витрат після вмикання та вимкнення двигуна при спрацюванні паливного клапану обумовлені гідроударними процесами у паливній магістралі. При цьому максимальна амплітуда коливань тиску становить (70 – 80) % від тиску в паливному баку, а витрати при цьому мають від'ємні значення.

На рис. 7 наведено відношення експериментального значення тяги $R_{екс}$ до розрахункового $R_{р}$ для кожного з 50-ти імпульсів для зразка двигуна на паливі НМ-2.

При цьому середні значення експериментальної та розрахункової тяг складають $R_{екс} = R_{р}$ = 0,092 Н, а витрати палива $G_{екс}$ = 0,172 г/с, $G_{р}$ = 0,173 г/с. Середній питомий імпульс тяги $I_{\text{пит}}$ =532 м/с. Для умов d = 1 питомий імпульс сягає $I_{\text{ïèò}}$ = 1712 м/с. За наявності надзвукового сопла при ε =16,7, $I_{\text{пит}}$=2500 м/с.

Ці результати у подальшому можуть бути використані для розрахунків системи таких двигунів при роботі у різних режимах – імпульсних та безперервних.

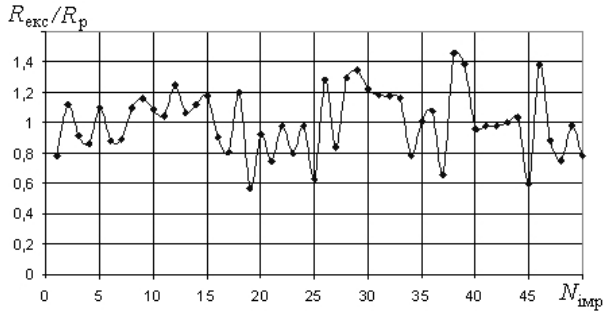


Рис. 7

Висновки. Аналіз сучасного стану розробки та використання реактивних двигунів малої тяги, що працюють у ролі виконавчих органів систем стабілізації та керування рухом космічних апаратів, свідчить про продовження широкого використання гідразину як монопалива, яке забезпечує необхідну реактивну тягу. Враховуючи високу токсичність гідразину та складність технології його заправки, впродовж останніх 15 років в усьому світі ведуться інтенсивні роботи з пошуку та розробки нових екологічно прийнятних ракетних палив, так званих "зелених" ракетних палив на основі високоенергетичних іонних рідин.

Базовими компонентами таких палив є іонна рідина, паливний компонент, вода та стабілізатори. За останнє десятиліття запропоновано низку композицій «зелених» монопалив. На сьогодні підтверджено високу потенційну ефективність цього виду палив. Основними учасниками даних досліджень є такі ключові космічні фірми як Aerojet Rocketdyne, Bradford-ECAPS, Busek, Rocket Lab та інші. Ряд двигунів після наземних відпрацювань проходять довготривалі випробування у льотних умовах на таких космічних апаратах, як Prisma, Sky Box, Argo Moon, GRIP, RAPIS тощо.

Ключовим параметром, що визначає ефективність тягових характеристик реактивної рушійної установки є працездатність продуктів розкладу та горіння, яка є функцією їх температури та хімічного складу. Розроблено математичну модель термокаталітічних процесів у камері згоряння двигуна в залежності від компонентного складу монопалива з урахуванням впливу гідравлічних характеристик системи подачі палива з бака по магістралі, оснащеної електрокерованими клапанами, фільтрами, форсунками. Дану модель уточнено за результатами випробувань на «зеленому» паливі НМ-2 і може бути використано для розрахунку безперервних та імпульсних режимів роботи як одиночного двигуна, так і їх системи для розглянутого або інших типів «зелених» монопалив.

1. *Decker M. M., Klein N., Freedman E., Leveritt C. S., Wojciechowski J. Q.* HAN-Based Liquid Gun Propellants: Physical Properties, BRL-TR-2864, 1987. 64 p.
2. *Jankovsky R. S.* HAN-Based Monopropellant Assessment for Spacecraft, NASA TM 107287, (Also AIAA-96-2863), 32nd AIAA/ASME/ASEE joint Propulsion Conference and Exhibit, Lake Nuena Vista, FL, July 1-3, 1996. https://doi.org/10.2514/6.1996-2863
3. *Fukuchi B., Nagase S., Maruizumi H., Ayabe M.* HAN/HM-Based Monopropellant Thrusters. IHI Engineering Review. , 2010. Vol. 43, No. 1. P. 22–28.

4. *Larsson A., Wingborg N.* Green Propellants Based on Ammonium Dinitramide (ADN) // Advances in Spacecraft Technologies. Ed. By J. Hall, InTech, 2011. http://www.intechopen.com/books/advances-in-spacecraft-technologies/green-propellants-based-on-ammonium-dinitramide- (дата звернення 15.07.2021). https://doi.org/10.5772/13640
5. Patent US 20080064913 Self-adjusting catalyst for propellent decomposition / *Fortini A. J., Babcock J. R., Wright M. J.* // United States Air Force. – Publication Date: Mar 13, 2008.
6. *Oommen C., Rajaraman S., Chandru Arun R., Rajeev R.* Catalytic Decomposition of Hydroxylammonium Nitrate Monopropellant International Conference on Chemistry and Chemical Process IPCBEE. 2011. Vol. 10. IACSIT Press, Singapore. P. 205–209.
7. Patent US 7137244 B2. Reaktor for decomposition of ammonium dinitramide-based liquid monopropellants and process for the decomposition / *T.-A. Gronland, B. Westrberg, G. Bergman et al.* // Svenska Rymdaktiebolaget. – Publication Date: Octob.21, 2006.
8. *Hwang C. H., Baek S. W., Cho S. J.* Experimental investigation of decomposition and evaporation characteristics of HAN-based monopropellants. Combustion and Flame. 2014. V. 161. P. 1109–1116. https://doi.org/10.1016/j.combustflame.2013.09.026
9. *Negri M., Grund L.* Replacement of Hidrazine: Overwiew and First Results of the H2020 Project Rheform. THE 6th UROPEAN CONFERENCE FOR AERONAUTICS AND SPASE SCITNCES (EUCASS). 2015. https://www.researchgate.net/publication/312283589 (дата звернення 07.06.2021).
10. *Masse R. K., Allen M., Driscoll, Spores R. A., Arringtot L. A., Schneider S. J., Vasek T. E.* AF-M315 Propulsion System Advances &Improvements. Pablished online 22 Jul 2016. URL: https//doi/org/10.2514/6.2016-4577 (дата звернення 15.07.2021). https://doi.org/10.2514/6.2016-4577
11. *Marshall W., Cavender D., Maynard A., Zuttarelli P*. State of the Art in Green Propulsion -2020. Distribution Statement A: Approved for Public Release; Distribution is Unlimited. PA#20361. URL: https://nps.edu>documents> Distribution_Statement (дата звернення 15.08.2021).
12. *Кондриков Б. Н., Анников В. Э., Егорцев В. Ю., Де Лука Л. Т.* Горение нитрата гидроксиламмония. Физика горения и взрыва. 2000. Т. 36, № 1. С. 149–160. https://doi.org/10.1007/BF02701522
13. *Нестеренко А. Н., Солодова С. В.* Перспективные монотопливные термокаталитические двигатели. Вестник РГУ им. Канта. Физико-математические науки. 2008. Вып. 4. С. 80–84.
14. *Карташов Ю. И., Спилиоти М. Н., Новиков И. И., Львов О. Н., Франчук В. Б., Первушина К. В.* Новое высокоэнергетическое малотоксичное монотопливо на основе нитрата гидраксиламина. Физико-химические аспекты предельных состояний и структурных превращений в сплошных средах, материалах и технических системах. Вып. 2 / Под общ. ред.. чл.-корр. РАН Ю.В. Петрова. СПб.: Политехника, 2018. С. 51–57. https://doi.org/10.25960/7325-1134-5.5
15. *Рыжков В. В., Сулинов А. В.* Двигательные установки и ракетные двигатели малой тяги на различных физических принципах для систем управления малых и сверх малых космических аппаратов. Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение. 2018. Т. 17, № 4. С. 115–128. https:/doi.org 10.18287/2541-7533-2018-17-4-115-128
16. ПК АСТРА 4 / рс, версия 1:07С. Моделирование химических и фазовых равновесий при высоких температурах : описание применения. МГТУ им. Баумана. Москва. МГТУ им. Баумана, 1991. 38 с.
17. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Кошкин М. И.* Расчетно-экспериментальное обеспечение разработки реактивных двигательных установок малой тяги. Техническая механика. 2005. № 2. С. 50–64.
18. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М.* Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22, № 1. С. 20–35. https://doi.org/10.15407/knit2016.01.020
19. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В.* Влияние газонасыщенности жидкости на особенности неустановившихся течений в сложных трубопроводах. Инженерно-физический журнал. 2018. Т. 91. № 6. С. 1506–1516. https://doi.org/10.1007/s10891-018-1878-9
20. *Тимошенко В. І., Книшенко Ю. В., Дураченко В. М., Асмоловський С. Ю.* Аналіз роботи керуючих реактивних двигунів верхнього ступеня РН «Циклон-4М» при запусках та зупинках маршового двигуна. Технічна механіка. 2020. № 2. С. 22–35. https://doi.org/10.15407/itm2020.02.022
21. *Беляев Н. М., Белик Н. П., Уваров Е. И.* Реактивные системы управления космических летательных аппаратов. М. Машиностроение, 1979. 232 с.

Отримано 28.10.2021,
в остаточному варіанті 26.11.2021