

УДК 621.454.2.01

О. О. Прокопчук, канд. техн. наук В. А. Шульга

НОВІ ТА ПЕРСПЕКТИВНІ РРД ДП «КБ «ПІВДЕННЕ»

22 липня 1958 року було створено спеціалізоване конструкторське бюро двигунів, завданням якого було розроблення двигунів і рушійних установок на рідкому паливі для використання у складі бойових ракетних комплексів і ракет-носіїв космічного призначення, розроблених на ДП «КБ «Південне». Крім того, конструкторському бюро двигунів було доручено виконання робіт із забезпечення виготовлення та випробувань маршових двигунів, розроблених НВО «Енергомаш», які встановлювали на ракети-носії, розроблені ДП «КБ «Південне». За останні 66 років діяльності відділення розробило понад 40 рідинних двигунів різного призначення, виконаних як за відкритою, так і за закритою схемами, 17 з яких серійно виготовляло ДП ВО ПМЗ та встановлювало на ракети-носії. На сьогоднішній день фахівці відділення працюють над розробленням перспективних РРД як на криогенних, так і на гіпергольних (висококиплячих) компонентах палива, які дозволяють задовольнити більшість потреб ринку пускових послуг. У рамках широкої співпраці із зарубіжними космічними компаніями на контрактній основі фахівці відділення працюють над проектуванням та розробленням рідинних двигунів, а також їхніх вузлів та агрегатів. Набутий величезний досвід зі створення рідинних двигунів дозволяє сьогодні на високому науково-технічному рівні розробляти сучасні двигуни, зажадані на світовому ринку. Значними кроками в цьому напрямі стало розроблення фахівцями відділення з розроблення двигунів ДП «КБ «Південне», а потім подальше виготовлення та поставка ДП ВО ПМЗ маршового двигуна для четвертого ступеня європейської космічної РН «Вега», розроблення проєктів окремих вузлів і систем двигунів тягою від 500 кс до 200 тс для іноземних компаній. У цій статті подано огляд поточних і запланованих робіт фахівців двигунного відділення ДП «КБ «Південне» з розроблення рідинних двигунів у діапазоні тяг від 40 кс до 500 тс.

Ключові слова: киснево-гасовий РРД, РРД на гіпергольних компонентах палива, закрита схема, маршовий РРД, тяга, питомий імпульс тяги.

Specialized design office for liquid engines was established on July 22, 1958 to develop engines and propulsion systems, powered by liquid propellants to be installed on the combat missile systems and integrated launch vehicles (LV), developed by Yuzhnoye SDO. Moreover, liquid engines design office was assigned with manufacturing and testing of the main rocket engines, developed by NPO Energomash and to be installed on Yuzhnoye-developed launch vehicles. Over the past 66 years Yuzhnoye SDO has developed more than 40 liquid rocket engines (LRE) of various purpose, designed both to gas-generator cycle and to staged combustion cycle. Seventeen of them were commercially produced by Yuzhmash PA and installed on launch vehicles. Nowadays Yuzhnoye propulsion experts keep working on development of the advanced liquid rocket engines powered both by cryogenic and hypergolic propellants, which satisfy the majority of launch service market demands. Within the framework of extensive cooperation with foreign space companies, on a contract basis, Yuzhnoye propulsion experts are working on the design and development testing of the liquid rocket engines, as well as their components. The accumulated vast experience in the development of liquid rocket engines nowadays enables high scientific and technical level in the creation of up-to-date engines, demanded in the world market. Significant steps in this area have been made by the experts from the Yuzhnoye propulsion division and then subsequent manufacture and delivery by Yuzhmash PA of the engine intended for the European rocket Vega Stage 4; and designing the individual components for the engines with thrusts ranging from 500 kgf to 200 tf ordered by foreign customers. This article provides the review of current and scheduled activities of the Yuzhnoye SDO to develop the liquid rocket engines within the thrust ranges from ~ 40 kgf to ~ 500 tf.

Key words: LOX-kerosene liquid rocket engines, hypergolic propellant liquid rocket engines, staged combustion cycle, main rocket engine, thrust, specific thrust impulse.

Вступ

Рідинний ракетний двигун (РРД) є, мабуть, найскладнішою та найдорожчою в розробленні, відпрацюванні й експлуатації частиною, що входить до складу ракет-носіїв. Щоб скоротити витрати та терміни розроб-

лення, більшість розробників РРД намагаються максимально використовувати раніше набутий досвід, а також технології вже існуючих серійних двигунів і рушійних установок (РУ).

ДП «КБ «Південне» під час проектування нових РРД також застосовує цей підхід,

базуючись на більше ніж 60-річному досвіді розроблення подібних виробів. За цей період набуто багатий досвід розроблення ракетних двигунів різного призначення як на гіпергольних, так і на криогенних компонентах. Створено необхідні стендові та виробничі потужності.

На сьогоднішній день фахівці ДП «КБ «Південне» розробляють ракетні двигуни за кількома напрямками:

– киснево-гасові двигуни різного призначення (для першого та висотного ступенів ракети-носія), виконані за закритою схемою;

– двигуни на гіпергольних компонентах палива для верхніх ступенів, посадкових модулів і різних космічних транспортних систем.

Розглянемо докладніше кожен з напрямів роботи.

Киснево-гасові РРД

Киснево-гасова паливна пара, маючи досить високі енергетичні властивості, дозволяє мінімізувати шкоду навколишньому середовищу на етапах розроблення й експлуатації двигуна, у результаті чого є однією з найбільш часто використовуваних у конструкції як РРД, так і РН в цілому. Саме тому ДП «КБ «Південне», використовуючи досвід розроблення й експлуатації двигунів II ступеня РН «Зеніт», розробляє ціле сімейство двигунів на базі цих компонентів палива в діапазоні тяг від 2 до 500 тс, які можуть бути зажадані не тільки в інтересах реалізації космічних програм України, а й іноземними замовниками.

Усі двигуни цього типу (які працюють на паливі рідкий кисень+гас) виконані з турбонасосною системою подачі палива по замкнутому контуру з допалюванням окиснювального генераторного газу.

При виборі розмірності двигунів за рівнями тяг, що утворюють «лінійку», враховували:

– для перших ступенів, які розробляють у цей час і які прогнозують на найближче майбутнє космічних носіїв усіх класів, найбільшу популярність мають двигуни з тягою від ~50 до ~500 тс;

– для другого і третього ступенів, а також для розгінних блоків найбільш популярними можуть бути РРД з тягою від ~2 до ~140 тс.

Параметри розроблених ДП «КБ «Південне» киснево-гасових двигунів перших ступенів тягою до ~200 тс подано в табл. 1, а їхній зовнішній вигляд показано на рис. 1–3.

Таблиця 1

Основні характеристики
киснево-гасових двигунів тягою до ~200 тс
для перших ступенів РН

Параметр, розмірність	Значення		
	РД870	РД801	РД810
Двигун			
Тяга двигуна, тс			
– на Землі	79,3	122,2	182,1
– в пустоті	89,4	136,6	203,9
Питомий імпульс тяги двигуна, с			
– на Землі	301,5	300,7	303,6
– в пустоті	340,0	336	330,3
Співвідношення компонентів палива	2,68	2,65	2,65
Кількість площин хитання	2	2	1
Кількість камер	1	1	1
Маса «суха», кг	1420	1630	2310

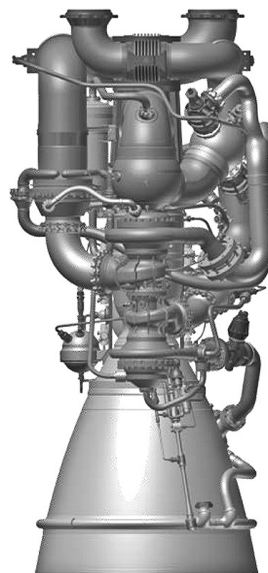


Рис. 1. Маршовий двигун РД870

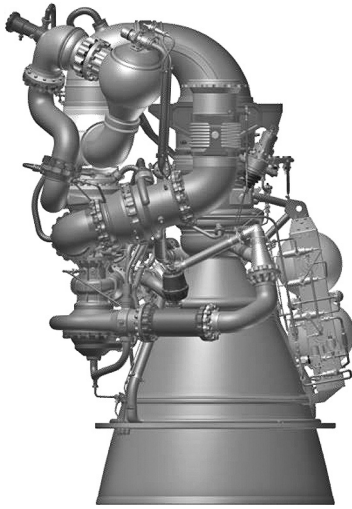


Рис. 2. Маршовий двигун РД801

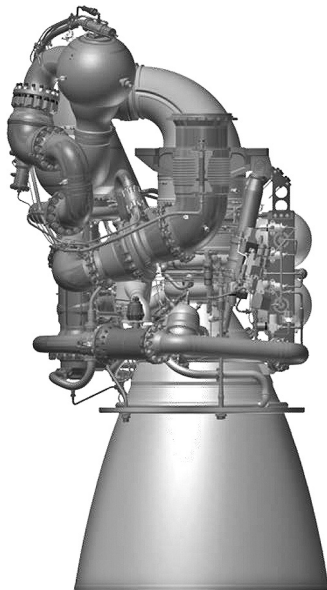


Рис. 3. Маршовий двигун РД810

Заплановано створення двигуна великої тяги, який може бути використаний у важких і надважких ракетах-носіях, РД815 із земною тягою 250 тс, його показано на рис. 4. Двигун РД815 являє собою однокамерний двигун, виконаний за замкнутим контуром з допалюванням окиснювального генераторного газу. Основне призначення двигуна РД815 є його використання у складі перших ступенів сімейства передових РН «Маяк», розроблених ДП «КБ «Південне», але його компоновка дозволяє швидко інтегруватися в інші РКП.

На базі двигуна РД815 заплановано створити двокамерний двигун тягою 500 тс (РД880.2), що потребує розроблення нового

турбонасосного агрегату (ТНА), а камера згоряння і газогенератор будуть запозичені у РД815. Надалі можлива модернізація двигуна такої розмірності з переходом на однокамерну конструкцію, що дозволить знизити масу та діаметральні габарити двигуна (РД880.1). Необхідність такої модернізації буде продиктована потребами майбутнього ринку.

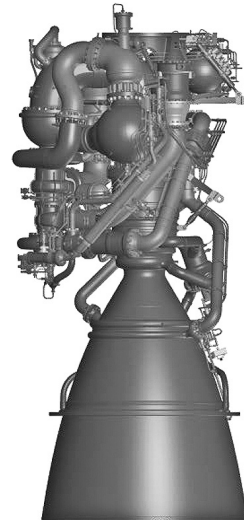


Рис. 4. Маршовий двигун РД815

Зовнішній вигляд двигуна із земною тягою 500 тс у двокамерному й однокамерному виконанні показано на рис. 5.

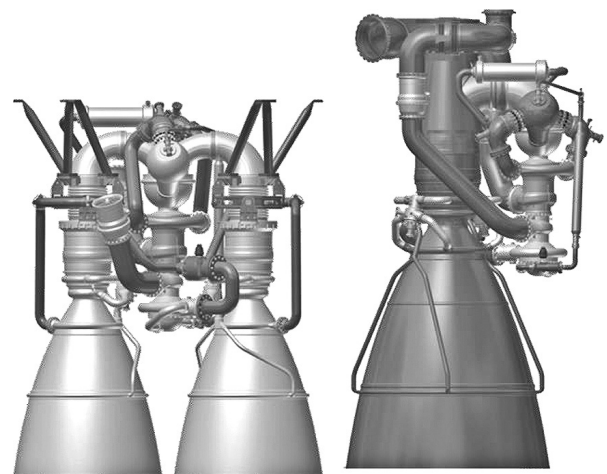


Рис. 5. Маршовий двигун РД880 у двокамерному й однокамерному виконанні

Сьогодні фахівці ДП «КБ «Південне» розглядають двигун тягою 1 000 тс як кластерний двигун, що складається з чотирьох по 250 т або двох по 500 т (РД 880x2)

у двокамерному або однокамерному виконанні.

Параметри двигунів РД815 і РД880 наведено в табл. 2.

Таблиця 2

Основні характеристики
двигунів РД815 і РД880

Параметр, розмірність	Значення		
	РД815	РД880.2	РД880.1
Двигун			
Тяга двигуна, тс			
– на Землі	251,3	502,6	501,8
– в пустоті	274,5	549	548
Питомий імпульс тяги двигуна, с			
– на Землі	306,7		306,7
– в пустоті	335		335
Співвідношення компонентів палива	2,7		
Кількість площин хитання	2		
Кількість камер	1	2	1
Маса «суха», кг	3 200	6 170	5 700

Для других і третіх ступенів розробляють проекти двигунів 2 тс (РД805), 9 тс (РД809М), 10 тс (РД809К), 50 тс (РД835 і РД835Т), ~140 тс (РД801В).

Зовнішній вигляд цих двигунів показано на рис. 6–11, а характеристики наведено в табл. 3 і 4.

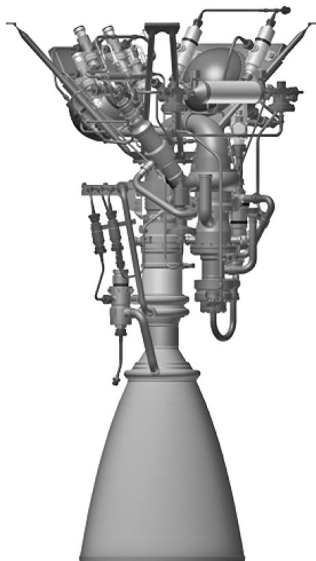


Рис. 6. Маршовий двигун РД805

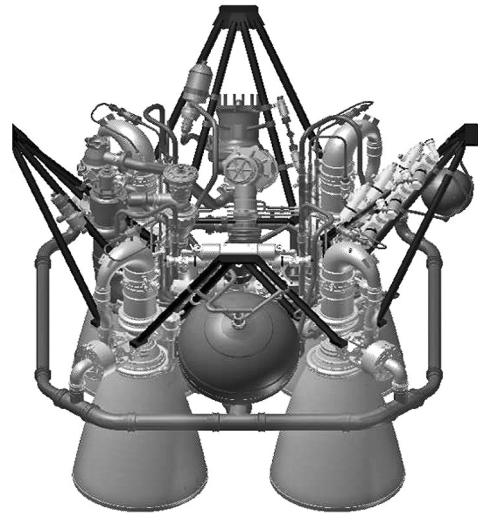


Рис. 7. Маршовий двигун РД809М

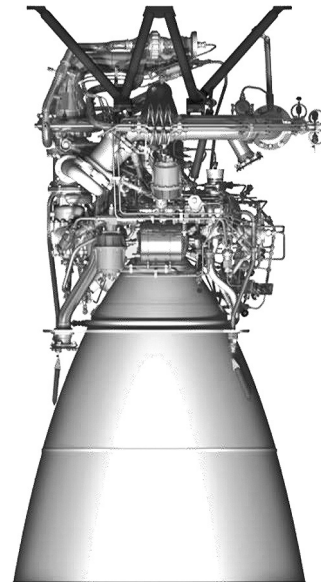


Рис. 8. Маршовий двигун РД809К

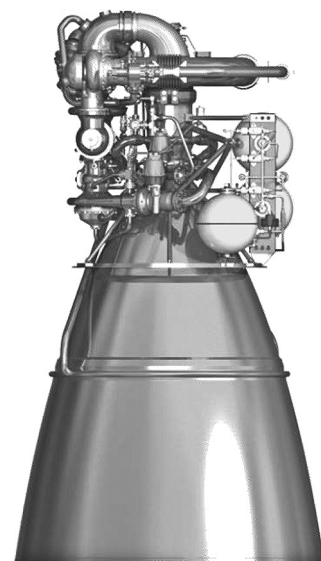


Рис. 9. Маршовий двигун РД835

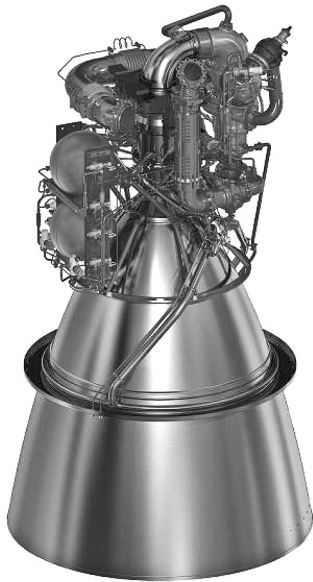


Рис. 10. Маршовий двигун РД835Т

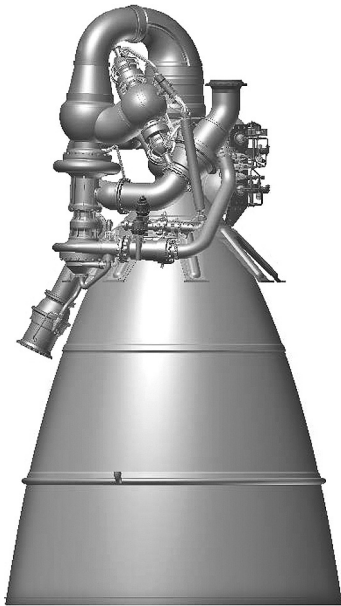


Рис. 11. Маршовий двигун РД801В

РД809К, РД809М і РД805 були розроблені на базі агрегатів серійного двигуна РД8, який використовують як рульовий на РН «Зеніт». РД809К запозичує у РД8 ТНА, газогенератор і деякі інші агрегати. РД809К є однокамерним, а РД8 – чотирикамерним [1]. Тому для РД809К була розроблена нова камера згоряння, а також деякі агрегати автоматики та загального складання. Крім того, РД809К забезпечуватиме багаторазовий запуск у польоті. Проект і конструкторська документація на цей двигун розроблені. Вузли й агрегати двигуна пройшли автономне відпрацювання. У цей час зібрано перший

дослідний зразок двигуна для проведення вогневих стендових випробувань. Найближчим часом заплановано розпочати його відпрацювання.

Проект двигуна РД809М був розроблений для використання як маршовий двигун на другому ступені РН «Антарес» [2]. Схемні рішення для цього двигуна та перелік агрегатів також запозичені у РД8. Для нових завдань необхідно було змінити компоновку двигуна, щоб забезпечити мінімальний діаметральний габарит. Усі агрегати двигуна перебувають у серійному виробництві.

Таблиця 3

Основні характеристики
киснево-гасових двигунів висотних
ступенів РН тягою від 2 до 10 тс

Параметр, розмірність	Значення		
Двигун	РД805	РД809М	РД809К
Тяга двигуна в пустоті, тс	2	9	10
Питомий імпульс тяги двигуна в пустоті, с	350	345	352
Співвідношення компонентів палива	2,5	2,5	2,62
Кількість площин хитання	2	1 (кожна камера)	2
Кількість включень у польоті	1	1	4
Кількість камер	1	4	1
Маса «суха», кг	150	340	330

На базі камери двигуна РД8 створюється проект маршового двигуна РД805 з тягою 2 тс для верхніх ступенів. Його відмітною рисою є використання високонадійної відпрацьованої камери двигуна РД8, при цьому всі агрегати автоматики, а також агрегати системи подачі палива розробляють знову.

Розроблені на базі двигуна РД8 три нових сучасних РРД можуть бути відпрацьовані з мінімальними витратами та використані як маршові двигуни для верхніх ступенів ракети-носія.

Таблиця 4

Основні характеристики двигунів РД801 і РД835

Параметр, розмірність	Значення	
	РД835	РД801В
Двигун	РД835	РД801В
Тяга двигуна в пустоті, тс	50	140
Питомий імпульс тяги двигуна в пустоті, с	355	350
Співвідношення компонентів палива	2,6	2,6
Кількість площин хитання	2	2
Кількість включень у польоті	2	1
Кількість камер	1	1
Маса «суха», кг	830	1 800

На двигун РД835 розроблено ескізний проєкт, а також доповнення до нього на двигун РД835Т. Двигун РД835Т відрізняється від двигуна РД835 меншою масою (760 кг) та одним включенням у польоті.

Двигун РД801В з тягою в пустоті ~140 тс розроблено на базі агрегатів двигуна РД801, який виконано як маршовий двигун для перших ступенів із земною тягою ~120 тс. Також заплановано модифікувати цей двигун шляхом перепрофілювання сопла для зміни його висотності.

РРД на гіпергольних компонентах палива

Як вже згадувалося, ДП «КБ «Південне» розробляє двигуни на основі гіпергольних компонентів палива в широкому діапазоні тяг.

Найменшим представником цього сімейства є апогейний двигун РД840 з тягою 40 кгс. Він призначений для переміщення апогейних ступенів (космічних апаратів) у космосі. Двигун виконано однокамерним, однорежимним, багаторазового включення з витиснювальною системою подачі компонентів палива.

Основні характеристики двигуна РД840 наведено в табл. 5, а загальний вигляд – на рис. 12.



Рис. 12. Апогейний двигун РД840

Таблиця 5

Основні характеристики апогейного двигуна РД840

Параметр, розмірність	Значення
Компоненти палива	АТ+НДМГ
Тяга в пустоті, кгс	40,7
Питомий імпульс тяги двигуна, с	315
Максимальна кількість включень у польоті	100
Максимальний сумарний час роботи, с	2 750
Маса, кг	4,3

У ході проведення першочергового наземного відпрацювання двигуна РД840 було проведено 89 випробувань з метою вибору остаточного варіанта конструкції. На етапі дослідно-конструкторських випробувань з метою підтвердження правильності вибору остаточного варіанта конструкції були проведені 24 випробування із загальним напрацюванням 23 220 с. При цьому максимальний сумарний час напрацювання на ресурс в одному екземплярі двигуна становить 14 899 с.

Фахівці відділення з розроблення двигунів ДП «КБ «Південне» також розробляють

альтернативну класичній витиснювальній системі подачі палива – пневмонасосу.

Пневмонасосний агрегат (ПНА) для живлення рідкими довгозберезуваними компонентами палива двигуна РД840 з постійним об'ємним співвідношенням витрат подано на рис. 13, а його основні характеристики – у табл. 6.

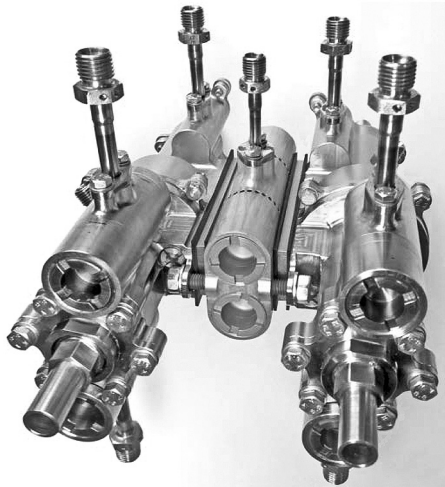


Рис. 13. Двокомпонентний ПНА для апогейних РРД

Таблиця 6

Основні характеристики двокомпонентного ПНА для апогейних РРД

Параметр, розмірність	Значення
Компоненти палива: – окиснювач – пальне	АТ НДМГ (ММГ)
Робочий газ	Гелій
Сумарна витрата компонентів палива, кг/с	0,24...0,1
Об'ємне співвідношення компонентів палива	$1 \pm 0,005$
Тиск компонентів палива на вході в ПНА, кгс/см ²	$7 \pm 0,5$
Тиск компонентів палива на виході з ПНА, кгс/см ²	13...19
Температура компонентів палива на вході в ПНА, °С	5...40
Маса ПНА, кг, не більше	5,8

ПНА забезпечує:

– більш високий тиск у камері за низьких тисків у баках, порівняно з витиснювальною системою подачі;

– значну (обмежену лише бортовим запасом газу) кількість включень двигуна в польоті (для включення двигуна досить забезпечити подачу гелію з необхідними параметрами в пневмопорожнину ПНА та, якщо є потреба, необхідними агрегатами автоматики);

– високу точність тиску в камері та співвідношення компонентів палива (по суті, це залежить від точності налаштування редуктора наддуву та точності виготовлення рідинних порожнин ПНА);

– простоту та надійність конструкції порівняно з ТНА.

Наведений ПНА не був першим розробленим ДП «КБ «Південне» для використання у складі рушійних установок верхнього ступеня та космічних апаратів. У цей час фахівці ДП «КБ «Південне» розробляють ціле сімейство двигунів з пневмонасосною системою подачі гіпергольних компонентів палива в камеру двигуна. «Засновником» цього сімейства можна вважати рушійну установку РУ802, розроблену в 2004 році для автономного космічного буксира «Креchet» конверсійного носія «Дніпро».

Основні характеристики РУ802 наведено в табл. 7, а загальний вигляд – на рис. 14.

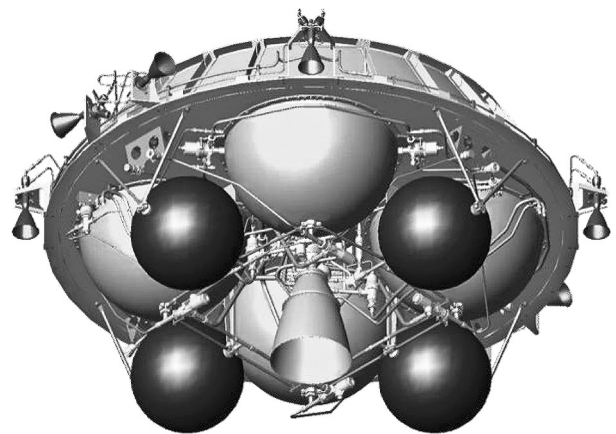


Рис. 14. Рушійна установка РУ802

Наземні експериментальні випробування двигунного блоку, що входить до складу рушійної установки, завершено. Проведено 17 випробувань двох дослідних зразків двигунних блоків. Загальний час напрацювання 2 048,48 с. Проведено випробування системи подачі РУ (система наддування, паливні баки та ПНА). Для завершення робіт потрібно провести вогневі випробування виготовлених РУ.

Таблиця 7

Основні характеристики
рушійної установки РУ802

Параметр, розмірність	Значення
Тяга в пустоті, кгс	450
Питомий імпульс тяги двигуна, с	322,5
Співвідношення компонентів палива	2,25
Час роботи, с	350
Кількість включень/ переключень	10
Маса двигуна, кг	185 (у т. ч. 28 кг двигунний блок)

Слід зазначити, що однією з найважливіших відмінних рис пневмонасосної системи подачі є можливість багаторазового включення в польоті і регулювання тяги (як плавного, так і ступінчастого) за рахунок зміни параметрів гелію на вході в ПНА.

Таким чином, на базі відпрацьованого двигунного блока РУ802 без істотних витрат можуть бути створені двигуни РД860 та РД860L з широким діапазоном регулювання тяги в польоті. Ці двигуни можуть бути використані в космічних програмах для дослідження Місяця й інших космічних об'єктів.

Основні характеристики двигунів РД860 і РД860L наведено в табл. 8, а загальний вигляд – на рис. 15 і 16.

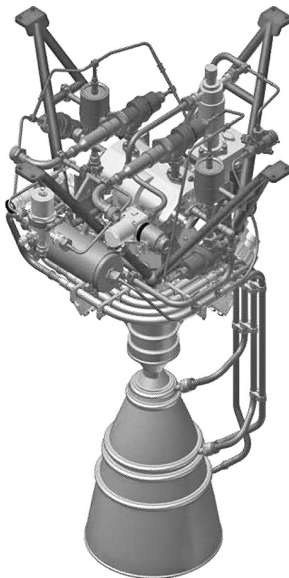


Рис. 15. Маршовий двигун РД860

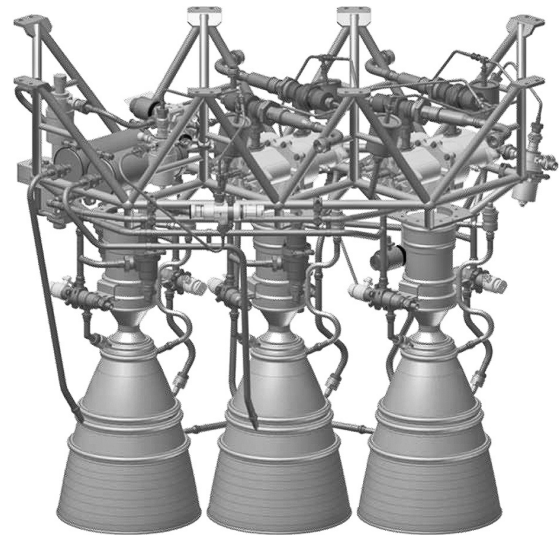


Рис. 16. Маршовий двигун РД860L

Таблиця 8

Основні характеристики
двигунів РД860 і РД860L

Параметр, розмірність	Значення	
	РД860	РД860L
Двигун	РД860	РД860L
Тяга в пустоті, кгс	500/250	1000/250
Питомий імпульс тяги двигуна, с	322,5/316	
Співвідношення компонентів палива	2,25	
Час роботи, с	700	
Кількість включень/ переключень	10	
Маса двигуна, кг	46	106
Примітка: 1. У чисельнику подано значення для основного режиму, а в знаменнику – для дросельованого. 2. У двигуні РД860L наведено масу для варіанта з хитанням центрального блока в кардані без урахування маси приводів хитання.		

Двигун РД860 – однокамерний, з хитанням у двох площинах фактично є модифікованою версією двигунного блока РУ802, що дає можливість провести відпрацювання в короткі терміни на невеликій кількості його зразків.

Концепція двигуна РД860L багато в чому запозичена з блока двигунів (основного РД858 і резервного РД859), розроблених в кінці 60-х років минулого століття для ракетного комплексу Н-1, призначеного для м'якої посадки на поверхню Місяця, зльоту з

поверхні Місяця та виведення місячного космічного корабля на навколomisячну орбіту.

У цілому, використовуючи досвід участі в радянській місячній програмі, фахівці ДП «КБ «Південне» готові вирішувати питання створення РРД з багаторазовим регулюванням тяги. Для цього класу двигунів існують виробничі та стендові бази ДП ВО ПМЗ та ДП «КБ «Південне», що визначає стислі терміни та порівняно невеликі разові витрати на розроблення.

Окремо варто відзначити призначений для верхніх ступенів РН двигун РД861К з тягою ~8 тс, розроблення якого розпочалося в рамках проекту «Циклон-4».

Маршовий двигун РД861К є глибоко модернізованою версією двигуна РД861 третього ступеня РН «Циклон-3». Двигун РД861К призначений для створення тяги та керування вектором тяги третього ступеня РН «Циклон-4» в активній фазі польоту каналами тангажа та ризиання. Керування вектором тяги здійснюється хитанням двигуна в карданному підвісі у двох взаємно перпендикулярних площинах.

Двигун – однокамерний, п'ятикратного включення, з турбонасосною системою подачі самозаймистих компонентів палива, виконаний за схемою без допалювання генераторного газу, з впорскуванням відпрацьованого генераторного газу в надзвукову частину сопла.

Основні характеристики двигуна РД861К наведено в табл. 9, а загальний вигляд – на рис. 17.

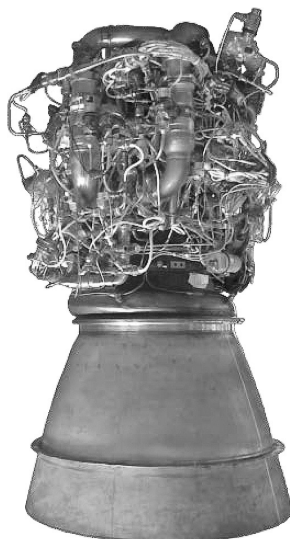


Рис. 17. Маршовий двигун РД861К

У червні 2020 року було проведено останнє кваліфікаційне випробування двигуна РД861К, яке завершило етап його наземних дослідних випробувань. За результатами випробувань було підтверджено відповідність основних характеристик двигуна вимогам, зазначеним у технічному завданні. Надійність двигуна також була підтверджена успішними випробуваннями у складі ступеня. Двигун РД861К відправлено в серійне виробництво.

Таблиця 9

Основні характеристики двигуна РД861К

Параметр, розмірність	Значення
Тяга в пустоті, кгс	7 916
Питомий імпульс тяги двигуна, с	330
Співвідношення компонентів палива	2,412
Маса двигуна в стані поставки, кг	214
Кут хитання двигуна, град	±5
Кількість включень у польоті	5
Сумарний час роботи, с	480

Висновки

На підтримку створення нових сімейств РН фахівці ДП «КБ «Південне» розробляють сучасні маршові РРД, що працюють на екологічно чистому паливі рідкий кисень та гас для першого та другого ступенів РН, а також РРД, що працюють на довгозберезуваних висококиплячих компонентах палива, які будуть використані в космічних програмах з освоєння далекого космосу.

Використання наявного багатого досвіду розроблення та випробувань РРД дозволяє прогнозувати значне зниження витрат на створення всієї лінійки двигунів, розглянутих у цій статті.

Список використаної літератури

1. Жидкостные ракетные двигатели, двигательные установки, бортовые источники

мощности, разработанные КБ двигательных установок ГП «КБ «Южное». За наук. ред. акад. НАН України С. М. Конюхова, канд. техн. наук В. М. Шнякіна. Дніпропетровськ: ДП «КБ «Південне», 2008. 466 арк.

2. Прокопчук О. О., Шульга В. А., Хромюк Д. С., Сінтюк В. О. Жидкостные ракетные двигатели ГП «КБ «Южное»: наук.-техн. збірник. За наук. ред. академіка НАН України О. В. Дегтярева. Дніпро: АРТ-ПРЕС, 2019. 440 арк.

Стаття надійшла 16.01.2024