

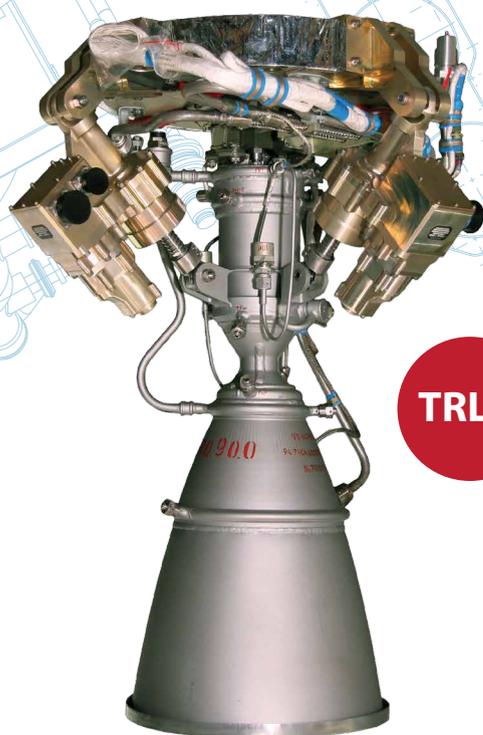
LIQUID-PROPELLANT
ROCKET ENGINES

■ РІДИННІ
РАКЕТНІ
ДВИГУНИ



РД843

RD843



TRL 9

■ МАРШЕВИЙ ДВИГУН ВИСОТНОГО СТУПЕНЯ РД843

Двигун РД843 призначено для створення тяги та керування польотом за двома каналами стабілізації верхніх ступенів РН, розгінних блоків.

Висока надійність двигуна ґрунтується на використанні відпрацьованої камери двигуна РД869, її підтверджено великою кількістю приймальних (175) і льотних (76) випробувань.

Двигун – однокамерний, з витиснювальною системою подавання самозаймистих компонентів палива.

Керування вектором тяги здійснюється поворотом двигуна в карданному підвісі у двох взаємно перпендикулярних площинах. Двигун забезпечує багаторазовий запуск (до 8 увімкнень) у польоті. Двигун виготовляють серійно.

■ RD843 UPPER STAGE MAIN ENGINE

The RD843 engine is designed to generate thrust and provide two-axis flight control of launch vehicle upper stages and booster stages.

The engine high reliability is provided by a proven RD869 engine combustion chamber and demonstrated by 175 acceptance and 76 flight tests.

It is a single-chamber engine with a hypergolic propellants pressure fed supply system.

The engine gimbaling in two mutually perpendicular planes provides thrust vector control.

The engine is capable of multiple ignitions (up to 8 ignitions) in flight. The engine is in serial production.

NTO+UDMH

Характеристика, розмірність	Значення / Value	Parameter, unit
Компоненти палива	АТ+НДМГ / NTO+UDMH	Propellants
Тяга в пустоті, кгс	250	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	315,5	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,0	Propellant mixture ratio
Кут хитання камери, кут. град	±10	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Час роботи двигуна, с	до 700 up to 700	Burn time, s
Маса, кг	16,6*	Mass, kg

*Без урахування маси рами і приводів хитання

*The mass of frame and gimbal actuators is not included

RD841 РД841

■ АПОГЕЙНИЙ МАРШОВИЙ ДВИГУН РД841

Двигун – однокамерний, однорежимний, багаторазового увімкнення з витиснювальною системою подавання компонентів палива.

Апогейний маршовий двигун РД841 призначено для переміщення апогейних ступенів (космічних апаратів) у просторі відповідно до команд, що подає система керування.

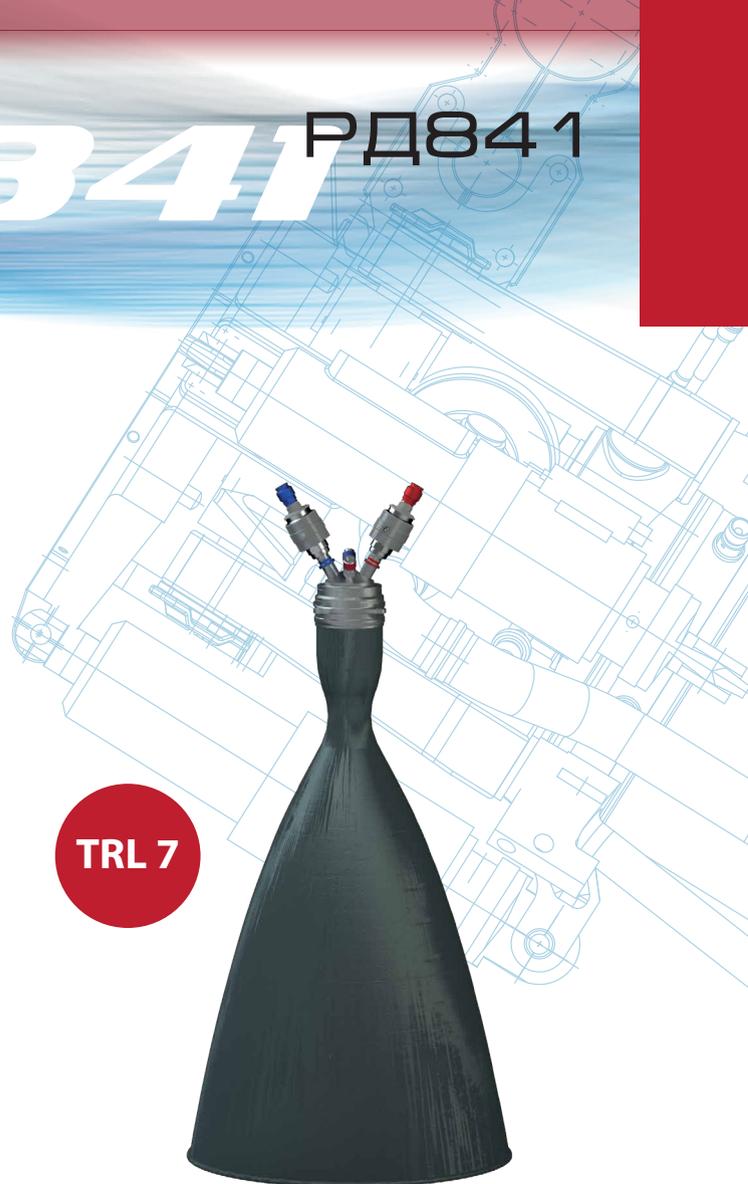
Двигун перебуває на завершальній стадії відпрацювання.

■ RD841 APOGEE MAIN ENGINE

RD841 is a single chamber-, single mode engine with a pressure-fed propellants supply system and multiple startup capability.

The apogee liquid rocket engine RD841 is designed for apogee stages (spacecraft) space motion under control system commands.

The engine is in the final development test phase.



TRL 7

Характеристика, розмірність	Значення / Value	Parameter, unit
Компоненти палива	АТ+НДМГ / NTO+UDMH	Propellants
Тяга в пустоті, кгс	40,7	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	315	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,05	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	100	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	17500	Burn time, s
Маса, кг	4,3	Mass, kg

НТО+УДМН

РД860

RD860



TRL 6

■ ДВИГУН РД860 ДЛЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ МОДУЛІВ

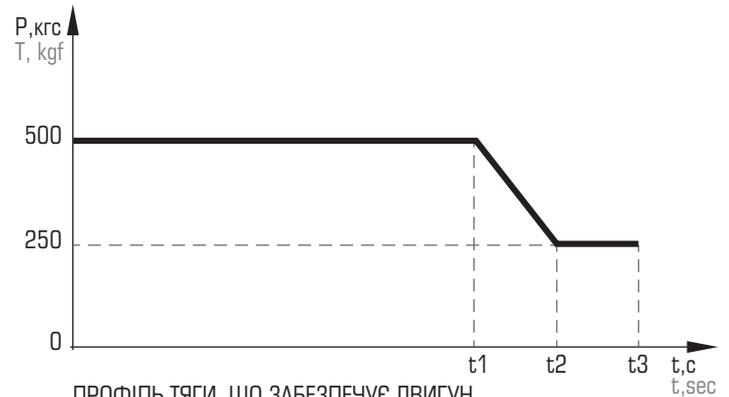
Двигун РД860 - однокамерний, багаторазового увімкнення з пневмонасосною системою подавання компонентів палива. Двигун призначено для верхніх ступенів, космічних буксирів і безпілотних злітно-посадкових модулів.

Двигун розроблено на базі вузлів, що виготовлялися серійно.

■ RD860 ENGINE FOR TAKEOFF-LANDING MODULES

RD860 is a single chamber engine with a pneumopump (PPA) propellant supply system and multiple startup capability. The engine is designed for upper stages, space tugs and unmanned takeoff-landing modules.

The engine is developed on the base of assemblies that were in a serial production.



ПРОФІЛЬ ТЯГИ, ЩО ЗАБЕЗПЕЧУЄ ДВИГУН
THRUST PROFILE PROVIDED BY THE ENGINE

NTO+UDMH

Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	OP / Main Mode	ДР / Throttling Mode	
Компоненти палива	АТ+НДМГ / NTO+UDMH		Propellants
Тяга в пустоті, кгс	500	250	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	322,5	316	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,25		Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	10		Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	700		Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 10		Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	34*		Mass, kg

*Без урахування маси рами і приводів хитання

*The mass of frame and gimbal actuators is not included

RD860L РД860L

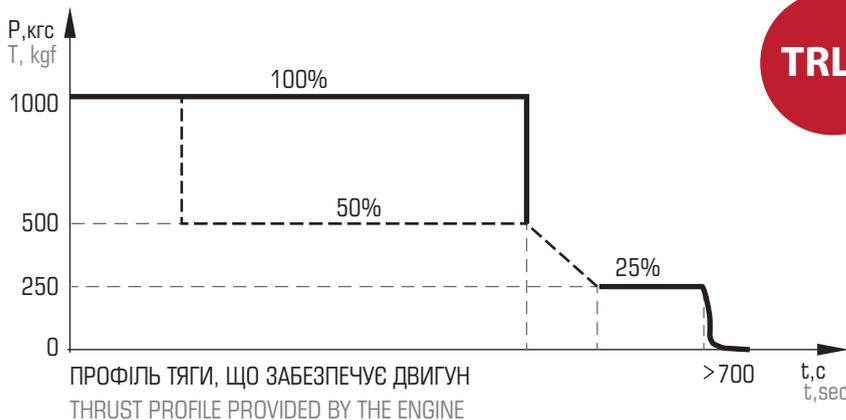
■ ДВИГУН РД860L ДЛЯ ЗЛІТНО-ПОСАДКОВИХ МОДУЛІВ

Двигун РД860L - двоблоковий, багаторазового увімкнення з пневмонасосною системою подавання компонентів палива. Двигун призначено для верхніх ступенів, космічних буксирів і безпілотних злітно-посадкових модулів. Двигун розроблено на базі вузлів, що виготовлялися серійно.

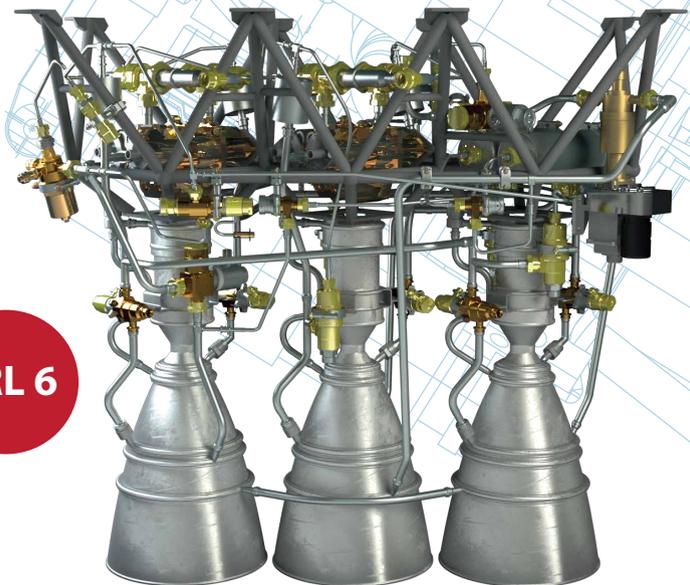
■ RD860L ENGINE FOR TAKEOFF-LANDING MODULES

RD860L is a dual-cluster engine with a pneumopump (PPA) propellants supply system and multiple startup capability. The engine is designed for upper stages, space tugs and unmanned takeoff-landing modules.

The engine is developed on the base of assemblies that were in a serial production.



TRL 6



Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	OP / Main Mode	ДР / Throttling Mode	
Компоненти палива	АТ+НДМГ / NTO+UDMH		Propellants
Тяга в пустоті, кгс	1000	250	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	322.5 / 316 **	316	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,25		Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	10		Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	700		Burn time, s
Кут хитання камери центрального рушійного блока, кут. град	± 10		Central engine unit chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	114*		Mass, kg

* Без урахування маси рами і приводів хитання
** Питомий імпульс тяги відповідає центральному та боковому двигунним блокам

*The mass of frame and gimbal actuators is not included
**Thrust specific impulse corresponds with the central and lateral engine modules

РД861К

RD861K



TRL 8

■ РІДИННИЙ РАКЕТНИЙ ДВИГУН РД861К

Двигун РД861К - однокамерний, п'ятиразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання, виконаний за схемою без допалювання генераторного газу, з вдуванням вихлопного генераторного газу в надзвукову частину сопла. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й курсання на активному відрізку польоту третього ступеня РН «Циклон-4». Двигун пройшов повний цикл наземного відпрацювання та його здано у серійне виробництво.

■ RD861K LIQUID ROCKET ENGINE

RD861K is a single chamber five-ignitions rocket engine, with a turbopump propellants supply system, an open cycle and generator exhaust gas injection into the supersonic nozzle part. RD861K rocket engine is designed to provide thrust and control along pitch and yaw channels of Cyclone-4 LV third stage powered flight phase. RD861K engine passed full cycle of development tests and was introduced into serial production.

NTO+UDMH

Характеристика, розмірність	Значення / Value	Parameter, unit
Компоненти палива	АТ+НДМГ / NTO+UDMH	Propellants
Тяга в пустоті, кгс	7916	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	330	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,41	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	5*	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	481	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 5	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	214	Mass, kg

* Кількість увімкнень обмежено бортовим запасом гелію

* Number of ignitions is limited by the onboard helium storage volume

RD805 РД805

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ВИСОТНОГО СТУПЕНЯ РД805

Маршовий двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й курсання на активному відрізку польоту висотного ступеня РН.

Двигун розробляють на базі відпрацьованих агрегатів високонадійного серійного рульового двигуна РД-8 РН «Зеніт».

■ RD805 UPPER STAGE MAIN ENGINE

RD805 is a single-chamber, single-mode engine with single ignition capability, a turbopump propellant supply system and an oxidizer-rich staged combustion cycle.

The engine is being developed based upon the proven units of a high-reliable serial Zenit LV RD-8 steering engine.



Характеристика, розмірність	Значення / Value	Parameter, unit
Компоненти палива	LOX+PF-1 / LOX+RG-1	Propellants
Тяга в пустоті, кгс	2150	Vacuum thrust, kgf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	345	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,5	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	600	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 10	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	80*	Mass, kg

*Без урахування маси приводів хитання

*The mass of gimbal actuators is not included

РД846
РД846В

RD846 RD846V



TRL 3



TRL 3

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН

РД846, РД846В

Маршовий двигун висотного ступеня РД846В - однокамерний, дворежимний, однократного увімкнення, з електронасосною системою подавання компонентів палива.

На базі двигуна РД846В можливе створення двигуна першого ступеня РД846.

Маршові двигуни РД846В і РД846 призначено для створення тяги й керування двома каналами стабілізації ступенів РН і розгінних блоків.

■ MAIN ENGINES

RD846, RD846V

RD846V is the main engine designed for the high-altitude stages of launch vehicles. It is a single-chamber, dual-mode, single-start engine with an electrical pump propellant feed system.

RD846V can be the basis for the RD846 engine for the first stages of launch vehicles.

The RD846V and RD846 main engines are designed to produce thrust and control the motion of the launch vehicle and booster stages about two stabilization axes.

KEROSENE+OXYGEN

Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	РД846 / RD846	РД846В / RD846V	
Компоненти палива	LOX+PF-1 / LOX+RG-1		Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, кгс	1835 / 2269.5	- / 2420	Thrust: sea level / vacuum, kgf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	250,0 / 309,2	- / 340,3	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,5	2,5	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с, не більше	430	430	Burn time, not exceeding, s
Кут хитання камери, кут. град	± 6	± 3,5	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	48*	54,5*	Mass, kg

* Включаючи масу електродвигунів насосів окиснювача і пального (14 кг)

* Including the mass of the electrical motors of the oxidizer and fuel pumps (14 kg)

RD807 РД807

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ВИСОТНОГО СТУПЕНЯ РД807

Маршовий двигун - однокамерний, однорежимний, багаторазового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту висотного ступеня РН.

Двигун розроблено на базі відпрацьованих агрегатів високонадійного серійного рульового двигуна РД-8 РН «Зеніт». Завершено наземне експериментальне відпрацювання вузлів та агрегатів двигуна

■ RD807 UPPER STAGE MAIN ENGINE

RD807 is a single-chamber-, single-mode engine, with multiple ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV upper stage powered flight phase.

The engine is based on serially produced, tried-and-tested, and high-reliable steering engine RD-8 of Zenit launch vehicles. A development test of the engine assemblies and units is completed.



TRL 6

Характеристика, розмірність	Значення/ Value	Parameter, unit
Компоненти палива	LOX+PF-1 / LOX+RG-1	Propellants
Тяга в пустоті, тс	10	Vacuum thrust, tf
Питомий імпульс тяги в пустоті, с	352	Isp in vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,62	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	до 4 / about 4	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	600	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 5	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	360*	Mass, kg

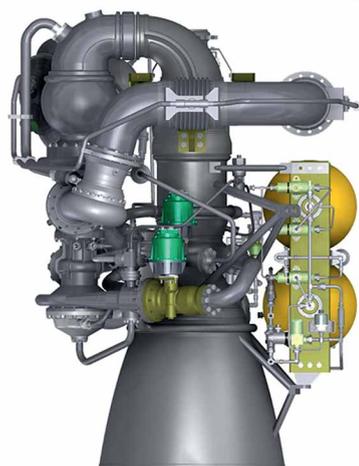
*Без урахування маси приводів хитання

*The mass of gimbal actuators is not included

KEROSENE+OXYGEN

РД836 RD836

РД835 RD835



TRL 3

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РД836

Маршовий двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту першого ступеня РН. Двигун розробляють на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт».

■ RD836 FIRST STAGE MAIN ENGINE

RD836 is a single-chamber-, single-mode engine, with single ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is intended to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV first stage powered flight phase. The engine is being developed based upon Zenit LV proven technologies.



TRL 3

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ДРУГОГО СТУПЕНЯ РД835

Маршовий двигун - однокамерний, однорежимний, дворазового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту висотного ступеня РН. Двигун розробляють на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт». Маршовий двигун РД835 - модифікація двигуна РД836 для висотних ступенів РН.

■ RD835 SECOND STAGE MAIN ENGINE

RD835 is a single-chamber-, single-mode engine, with two-fold ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV upper stage powered flight phase. The engine is being developed based upon Zenit LV proven technologies. RD835 main engine is a modification of RD836 engine and is designed for LV upper stages.

KEROSENE+OXYGEN

Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	РД836 / RD836	РД835 / RD835	
Компоненти палива	LOX+PG-1 / LOX+RG-1		Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, тс	43,2 / 46,9	- / 50	Thrust: sea level / vacuum, tf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	306,8 / 333	- / 355	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,6	2,6	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	2	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	330	465	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 5	± 5	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	615*	830*	Mass, kg

*Без урахування маси приводів хитання

*The mass of gimbal actuators is not included

RD870 RD872

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ПЕРШОГО СТУПЕНЯ RD870

Маршовий двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту першого ступеня РН.

Двигун розроблено на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт». Більшість вузлів та агрегатів двигуна пройшли наземне експериментальне відпрацювання. Випущено конструкторську документацію на двигун.

■ RD870 FIRST STAGE MAIN ENGINE

RD870 is a single-chamber, single-mode engine, with single ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is intended to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV first stage powered flight phase.

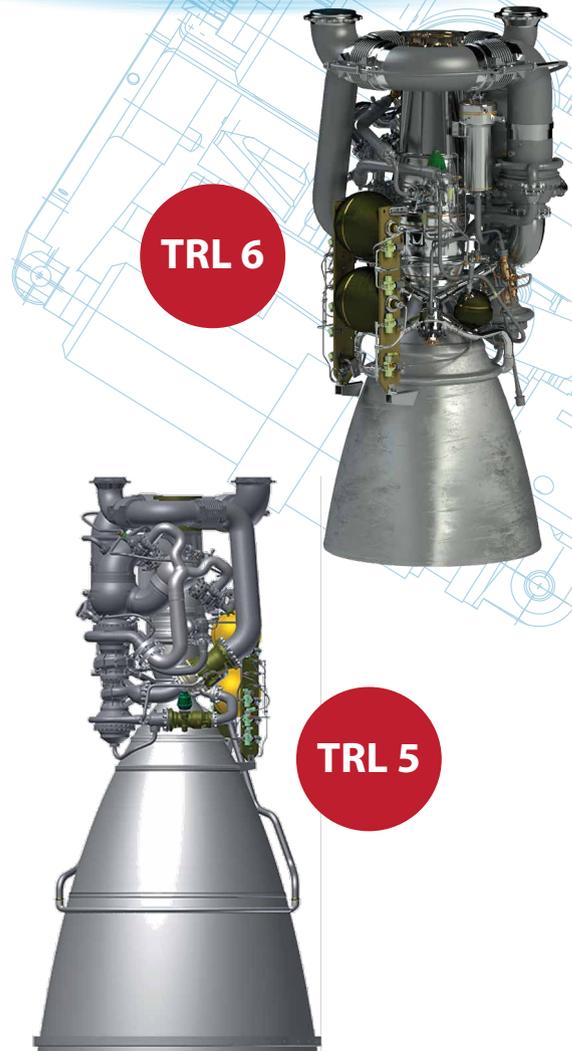
The engine is based on tried-and-tested technologies of Zenit launch vehicles. Preproduction is in progress. Most part of the engine units and assemblies were performed development tests. The engine design documentation is issued.

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ДРУГОГО СТУПЕНЯ RD872

Маршовий двигун другого ступеня RD872 – модифікація двигуна RD870 для висотних ступенів РН.

■ RD872 SECOND STAGE MAIN ENGINE

RD872 main engine is a modification of RD870 engine and is designed for LV upper stages.



Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	RD870 / RD870	RD872 / RD872	
Компоненти палива	LOX+RP1 / LOX+RP1		Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, тс	79,8 / 89,1	- / 93	Thrust: sea level / vacuum, tf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	303,2 / 338,7	- / 351,9	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,68	2,68	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	275	300	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 6	± 6	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	1420	1636	Mass, kg

KEROSENE+OXYGEN

РД801

RD801



TRL 3

■ **МАРШОВИЙ ДВИГУН ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РД801**

Двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту першого ступеня РН.

Двигун розроблено на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт». Випущено конструкторську документацію на двигун.

■ **RD801 FIRST STAGE MAIN ENGINE**

RD801 is a single-chamber, single-mode engine, with single ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is intended to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV first stage powered flight phase.

The engine is based on tried-and-tested technologies of Zenit launch vehicles. The engine design documentation is issued.

KEROSENE+OXYGEN

Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	Ver. 00 / Ver. 00	Ver. 01 / Ver. 01	
Компоненти палива	LOX+PF-1 / LOX+RG-1		Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, тс	123,1 / 135,2	122,2 / 136,6	Thrust: sea level / vacuum, tf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	302,9 / 332,7	300,7 / 336	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,65	2,65	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	260	200	Burn time, s
Кількість площин хитання	1	2	Number of gimbal planes
Кут хитання камери, кут. град	± 6	± 6	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	1502	1630	Mass, kg

RD810 РД810

■ МАРШОВИЙ ДВИГУН ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РД810

Двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й ристання на активному відрізку польоту першого ступеня РН.

Двигун розроблено на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт». Випущено конструкторську документацію на двигун.

■ RD810 FIRST STAGE MAIN ENGINE

RD810 is a single-chamber-, single-mode engine, with single ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is intended to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV first stage powered flight phase.

The engine is based on tried-and-tested technologies of Zenit launch vehicles. The engine design documentation is issued.



Характеристика, розмірність	Значення / Value		Parameter, unit
	Ver. 00 / Ver. 00	Ver. 01 / Ver. 01	
Компоненти палива	LOX+PG-1 / LOX+RG-1		Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, тс	194,2 / 211,3	191,3 / 214,6	Thrust: sea level / vacuum, tf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	303,6 / 330,3	299 / 335,5	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,65	2,65	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	151	300	Burn time, s
Кількість площин хитання	1	2	Number of gimbal planes
Кут хитання камери, кут. град	± 4	± 8	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	2450	2800*	Mass, kg

*З урахуванням маси рами

*The mass of frame is included

РД815

RD815



TRL 4

■ **МАРШОВИЙ ДВИГУН ПЕРШОГО СТУПЕНЯ РД815**

Двигун - однокамерний, однорежимний, одноразового увімкнення, з турбонасосною системою подавання компонентів палива, виконаний за схемою з допалюванням окиснювального генераторного газу. Двигун призначено для створення тяги та керування за каналами тангажа й курсання на активному відрізку польоту першого ступеня РН.

Двигун розроблено на базі відпрацьованих технологій РН «Зеніт». Випущено конструкторську документацію на двигун.

■ **RD815 FIRST STAGE MAIN ENGINE**

RD815 is a single-chamber-, single-mode engine, with single ignition capability, a turbopump propellant feed system and an oxidizer-rich staged combustion cycle. The engine is intended to generate thrust and control along pitch and yaw channels during LV first stage powered flight phase.

The engine is based on tried-and-tested technologies of Zenit launch vehicles. The engine design documentation is issued.

KEROSENE+OXYGEN

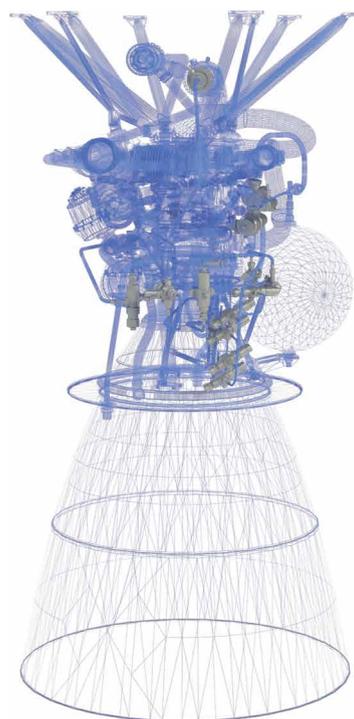
Характеристика, розмірність	Значення / Value	Parameter, unit
Компоненти палива	LOX+PG-1 / LOX+RG-1	Propellants
Тяга: на Землі / у пустоті, тс	251,3 / 274,5	Thrust: sea level / vacuum, tf
Питомий імпульс: на Землі / у пустоті, с	306,7 / 335	Isp: sea level / vacuum, s
Співвідношення компонентів палива	2,7	Propellant mixture ratio
Кількість увімкнень	1	Number of ignitions
Час роботи двигуна, с	340	Burn time, s
Кут хитання камери, кут. град	± 6	Combustion chamber gimbal angle, angular deg
Маса, кг	3200	Mass, kg

LRE ASSEMBLIES AND UNITS

АГРЕГАТИ ТА ВУЗЛИ РРД

ДП «КБ «Південне» пропонує співробітництво щодо розроблення окремих агрегатів і вузлів РРД різного призначення.

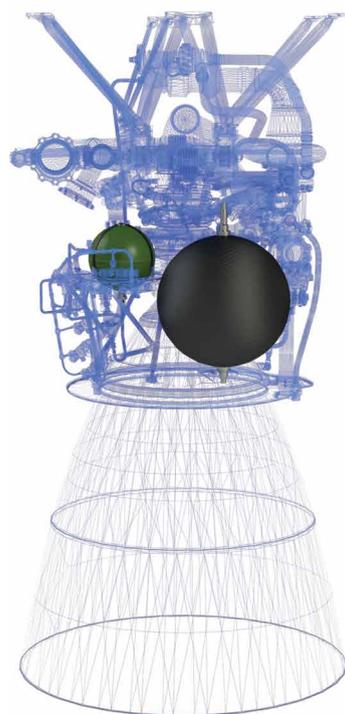
Yuzhnoye specialists can also propose cooperation in development of RE aunits and parts various applications, such as:



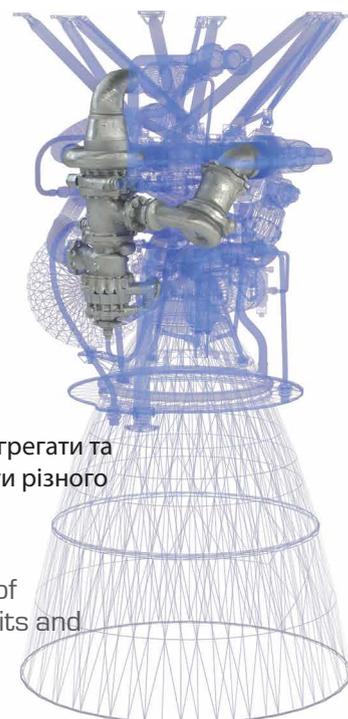
- агрегати автоматики для криогенних та висококиплячих компонентів, високотемпературних газів і газів з високим тиском
- control units for cryogenic and hypergolic propellants, high-temperature and high-pressure gases



- турбонасосні агрегати та насосні агрегати різного типу
- various types of turbopump units and pump units



- балони високого тиску та паливні баки, які використовують у рідинних двигунах та рушійних установках з витиснювальною системою постачання
- high-pressure bottles and propellant tanks used in pressure-fed liquid-propellant engines and thrusters



- газогенератори та камери рідинних ракетних двигунів
- Preburners, gas generators and combustion chambers of liquid-propellant rocket engines



ДЕРЖАВНЕ ПІДПРИЄМСТВО
«КОНСТРУКТОРСЬКЕ БЮРО «ПІВДЕННЕ»

вул. Криворізька, 3, м. Дніпро
49008, УКРАЇНА
тел. +38 (0562) 372-00-22
факс +38 (056) 792-50-41
e-mail: info@yuzhnoye.com

YUZHNOYE STATE
DESIGN OFFICE

3, Kryvorizka Street
Dnipro, 49008, UKRAINE
phone +38 (0562) 34-23-19
fax +38 (056) 792-50-41
e-mail: space@yuzhnoye.com