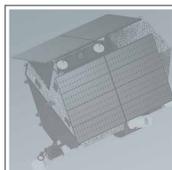




LOW THRUST
PROPULSION
SYSTEMS

■ РЕАКТИВНІ
РУШІЙНІ
УСТАНОВКИ
МАЛОЇ ТЯГИ



РУШІЙНІ УСТАНОВКИ НА «ЗЕЛЕНОМУ» МОНОПАЛИВІ

GREEN MONOPROPELLANT PROPULSION SYSTEMS



■ Рушійні установки на «зеленому» монопаливі призначені для створення імпульсів тяги з метою збільшення терміну служби космічних апаратів.

Рушійна установка та її складові пройшли весь обсяг автономних випробувань:

- кліматичні випробування;
- випробування на стійкість до механічних навантажень;
- вогневі випробування.

Експлуатацію рушійної установки буде реалізовано для місії супутника CubeSat GS-1.

■ Green monopropellant propulsion system is intended for generation of thrust impulse bits with purpose to increase spacecraft lifetime.

Propulsion system and its components have passed whole scope of autonomous tests:

- climatic tests;
- mechanical tests;
- firing tests.

The propulsion system will be installed on the CubeSat GS-1 satellite.

ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

BASIC SPECIFICATIONS

Робоче тіло – на основі HAN		Working medium – HAN based
Газ наддуву – ізобутан		Pressurant – isobutane
Сумарний імпульс тяги, кН·с	0,32	Total thrust impulse, kN·s
Сумарний імпульс тяги за одне включення, Н·с	not less than 1,0 не менше	Total thrust impulse in one work cycle, N·s
Маса монопалива, кг	0,15	Monopropellant mass, kg
Сумарне енергоспоживання за одне включення, Вт·ч	not less than 13,0 не менше	Total power consumption for single actuation, W·h
Тяга двигуна, Н	0,153	Thrust, N
Термін активного існування, років	not less than 1,0 не менше	Active existence period, year
Маса, кг	max 1,1 не більше	Mass, kg
Габаритні розміри, мм	100x100x135	Overall dimensions, mm

ГАЗОРЕАКТИВНІ РУШІЙНІ УСТАНОВКИ GAS-JET PROPULSION SYSTEMS

- Газореактивні рушійні установки призначено для гасіння початкових збурень космічних апаратів після відокремлення від ракети, їх просторової орієнтації, коригування орбіти та закручення навколо будь-якої осі КА.
- Gas-jet propulsion systems are designed to damp spacecraft initial post-separation disturbances and to provide attitude control, orbit correction, and spin about any spacecraft axis.



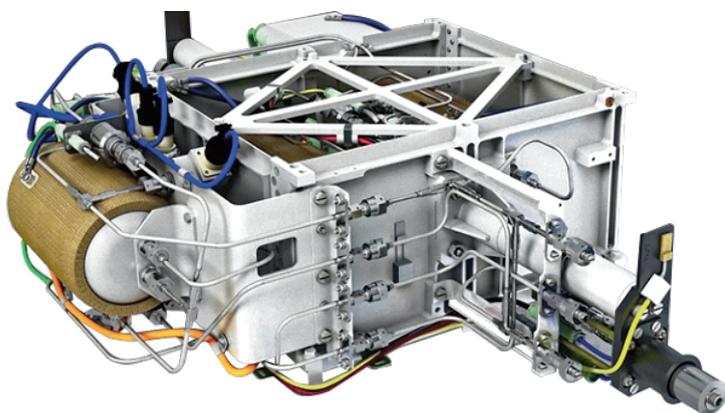
ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

BASIC SPECIFICATIONS

Робоче тіло - повітря, азот, аргон		Working medium - air, nitrogen, argon
Максимальний тиск газу в балонах за 20°C, МПа	23	Maximum bottle pressure at 20°C, MPa
Номінальний тиск газу перед двигунами, МПа	0,3	Nominal gas pressure upstream engines, MPa
Сумарний імпульс тяги, Н·с	250 - 7000	Total thrust impulse, N·s
Номінальна тяга двигунів, Н	0,1; 0,2; 8,5 - 55	Nominal engine thrust, N
Відхилення тяги від номінального значення в усіх умовах експлуатації, %, не більше	±25	Thrust deviation from nominal in all operating environments, %, no more than
Питомий імпульс тяги двигунів на повітрі за 20°C, м/с	710	Specific impulse in 20 °C air, m/s

АМІАЧНІ РУШІЙНІ УСТАНОВКИ

AMMONIA PROPULSION SYSTEMS



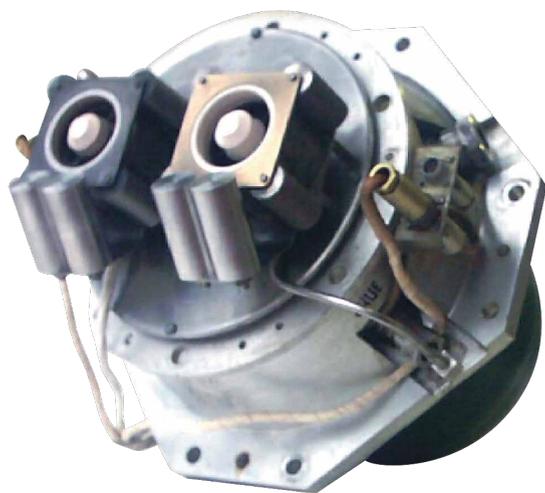
- Амiачнi рушiйнi устанoвки призначено для гасiння початкових збурень космiчних апаратiв пiсля видокремлення вiд ракети, їх просторової орієнтації, коригування орбіти КА. Усі кваліфікаційні випробування амiачних рушiйних установок, що входять до складу супутника MicroSat-M, було виконано з позитивними результатами. До складу кваліфікаційних випробувань увійшли:
 - кліматичні випробування;
 - випробування на стійкість до механічних навантажень;
 - вогневі випробування;
 - вогневі випробування на ресурс.
- Ammonia propulsion systems are designed to damp spacecraft initial post-separation disturbances and to provide spacecraft attitude control and orbit correction. All qualification testing of ammonia propulsion systems, installed on the MicroSat-M satellite, was successfully completed. The qualification tests included:
 - climatic tests;
 - mechanical tests;
 - firing tests;
 - firing endurance tests.

ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

BASIC SPECIFICATIONS

Сумарний імпульс тяги, Н·с (кгс·с):		Total thrust pulse, N·s (kgf·s):
у гарячому режимі	7000 (714)	in hot mode
у холодному режимі	2500 (255)	in cold mode
Тяга одного двигуна у гарячому і холодному режимах, Н (гс)	0,049 (5)	One engine thrust in hot and cold modes, N (gf)
Відхилення тяги двигуна від номінального значення, %:		Thrust deviation from nominal value, %:
у гарячому режимі	±15	in hot mode
у холодному режимі	±22	in cold mode
Кількість увімкнень АРУ протягом САІ	до 500	Number of APS firings during ALT
Кількість двигунів, шт	2	Number of engines, pcs
Тривалість одного увімкнення двигуна, мин	15, не більше no more	Duration of one firing, min
Питомий імпульс тяги двигуна, м/с (с):		Specific impulse of engine thrust, m/s (s):
у гарячому режимі	2500 (255)	in hot mode
у холодному режимі	882 (90)	in cold mode
Напруга живлення постійним електричним струмом, В	от 24 до 34	Direct-current power voltage, V
Максимальне енергоспоживання АРУ за номінальної напруги живлення 28 В, Вт	375	Maximum power consumption of APS at nominal power voltage of 28 V, W
Маса АРУ (суха), кг	24	APS mass (dry), kg

ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНІ РУШІЙНІ УСТАНОВКИ НА БАЗІ ХОЛЛІВСЬКИХ ДВИГУНІВ HALL-ENGINE-BASED ELECTRIC JET PROPULSION SYSTEMS



■ Електрореактивні рушійні установки на базі холлівських двигунів призначено для забезпечення стабілізації, коригування орбіти й орбітальних перельотів КА.

■ Hall-engine-based electric jet propulsion systems are designed for spacecraft stabilization, orbit correction and orbital transfer.

ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

BASIC SPECIFICATIONS

Робоче тіло - ксенон		Working medium - xenon
Максимальний тиск газу в балонах за 50°C, МПа	13	Maximum bottle pressure at 50°C, MPa
Сумарний імпульс тяги, кН·с	50 - 1000	Total thrust impulse, kN·s
Номінальна тяга двигунів Холла, мН	1 - 66	Nominal thrust of Hall engines, mN
Відхилення тяги від номінального значення в усіх умовах експлуатації, %	15	Thrust deviation from nominal in all operating environments, %
Питомий імпульс тяги двигунів Холла в безперервному режимі роботи за номінальних умов, м/с	2200 - 22000	Specific impulse of Hall engines in continuous running mode in nominal environment, m/s
Співвідношення потужності й тяги двигунів, Вт/мН	16-20	Engine power-to-thrust ratio, W/mN

HYPERGOLIC LIQUID-PROPELLANT JET ENGINES



РРД МТ РН «Циклон-4»
тягою 30 Н

Cyclone-4 LV
30-NEWTON
THRUSTER

Рідинні реактивні двигуни малої тяги (РРД МТ) на самозаймистих компонентах палива призначено для створення тягових зусиль під час витікання продуктів згоряння компонентів палива через надзвукове сопло.

Усі кваліфікаційні випробування двигунів було проведено з позитивними результатами. До складу кваліфікаційних випробувань увійшли:

- кліматичні випробування;
- випробування на стійкість до механічних навантажень;
- вогневі випробування;
- вогневі випробування на ресурс.

Реактивні двигуни тягою 30 Н використовували для орієнтації та руху КА протягом усієї місії «Океан-О». Двигуни тягою 100 та 30 Н використовували для керування орієнтацією та стабілізацією верхніх ступенів РН «Циклон-3», кількість успішних пусків якої більше 100. Нові двигуни тягою 30 Н з більш низьким значенням вхідного тиску буде використано для верхніх ступенів РН

Hypergolic liquid-propellant jet engines are designed to generate thrust by propellant exhaust through a supersonic nozzle.

All engine qualification tests were successfully completed. The qualification tests included:

- climatic tests;
- mechanical tests;
- firing tests;
- firing endurance tests.

30N thrust producing jet engines have been used for spacecraft orientation and orbiting over a period of the Ocean-O mission. 100N and 30N thrust producing engines have been used for attitude and stabilization control of the Cyclone-3 Upper Stage, with more than 100 successful launches. New 30N thrust producing engines with lower inlet pressure will be installed on Cyclone-4 and Cyclone-4M upper stages.



РРД МТ РН «Циклон-3»
тягою 30 Н

Cyclone-3 LV
30-NEWTON
THRUSTER



РРД МТ РН «Циклон-3»
тягою 100 Н

Cyclone-3 LV
100-NEWTON
THRUSTER



РРД МТ КА «Океан-О»
тягою 30 Н

Ocean-O SC
30-NEWTON
THRUSTER

РІДИННІ РЕАКТИВНІ ДВИГУНИ НА САМОЗАЙМИСТИХ КОМПОНЕНТАХ ПАЛИВА

ОСНОВНІ ТЕХНІЧНІ ХАРАКТЕРИСТИКИ

BASIC SPECIFICATIONS

Найменування параметрів	РРД МТ РН «Циклон-3» Cyclone-3 LV thruster	РРД МТ РН «Циклон-3» Cyclone-3 LV thruster	РРД МТ КА «Океан-О» Ocean-O SC thruster	РРД МТ РН «Циклон-4» Cyclone-4 LV thruster	Parameter
Компоненти палива:					Propellants:
окиснювач «О»	азотний тетроксид nitrogen tetroxide				- oxidizer
пальне «Г»	несиметричний диметилгідрозин unsymmetrical dimethylhydrazine				- fuel
Номинальна тяга, Н	100	30	30	30	Nominal thrust, N
Питомий імпульс тяги двигуна в безперервному режимі роботи за номінального тиску компонентів палива на вході, м/с	2600			2000	Specific impulse in continuous running mode at nominal propellant inlet pressure, m/s
Тиск у камері, МПа	0,7			0,1	Chamber pressure, MPa
Номинальний тиск компонентів палива на вході, МПа	1,35			«О» - 0,53 «О» - 0,53 «Г» - 0,25 «Г» - 0,25	Nominal propellant inlet pressure, MPa
Номинальне значення співвідношення компонентів палива	1,6	1,3	1,6	1,85	Nominal mixture ratio
Гарантована кількість увімкнень	1300		50000	30000	Guaranteed number of ignitions
Сумарна тривалість роботи, с	200		3600	5600	Total running time, s
Тривалість одного увімкнення, с	0,21-165		0,21- 600	0,21- 2000	Duration of single ignition, s
Напруга живлення, В	28				Supply voltage, V
Маса, кг	1,45	1,3		1,16	Mass, kg



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