



Science & Space LLC

Державне підприємство
«Виробниче об'єднання «Південний машинобудівний завод
ім. О. М. Макарова»

ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ГЛОБАЛЬНОЇ КОСМІЧНОЇ БЕЗПЕКИ

ОРБІТАЛЬНА РІДИННА ОДНОСТУПЕНЕВА АНТИАСТЕРОЇДНА КІНЕТИЧНА РАКЕТА –
УКРАЇНСЬКИЙ ВІНАХІД

Принципiальна технiчна iдея i її технiчна новизна викладенi в заявцi на отримання патенту на винахiд антиастероїдної ракети, заявка а202405722 вiд 03-12-24.

Дослiдження показали, що розмiри i можлива перiодичнiсть падiння астероїдiв на Землю зворотно пропорцiйнi: чим бiльше космiчне тiло, тим довша перiодичнiсть його можливої появи бiля Землi. Зважаючи на космiчну швидкiсть, небезпечними можуть бути космiчнi тiла розмiром вiд 50-70 м, падiння яких може мати катастрофiчнi наслiдки, оскiльки вони летять зi швидкiстю 10-17 км/с i бiльше. Фiксована перiодичнiсть появи таких кам'яних астероїдiв бiля Землi не бiльше одного разу на 100 рокiв, i ця перiодичнiсть є найбільшою серед астероїдiв i найнебезпечнiшою вiдповiдно. В 2032 році до Землi наблизиться саме такий астероїд.

Технiчна пропозицiя щодо розробки кiнетичної ракети має забезпечити забезпечувала можливiсть знищення астероїдiв, розмiрами 50-70 м до їх входу в щiльнi шари атмосфери. В цiй розробцi може використовуватися досвiд української космiчної галузi, зокрема – створений для участi в мiжнародних проєктах рiдинний ракетний двигун багаторазового запуску РД-861К.

В Україні запропонована спеціальна програма за участю Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України **OPEN WORLD – UKRAINE: HUMANKIND ORBITAL PROSPERITY BY SAFE AND INDUSTRIAL SPACE (HOPSIS)**. В тому числі підпрограма **ASTEROID IMPACT AVOIDANCE (2020) - Space Mission to Destroy Asteroids** (https://institutespaceindustrialization.yourwebsitespace.com/open_world_ukraine).

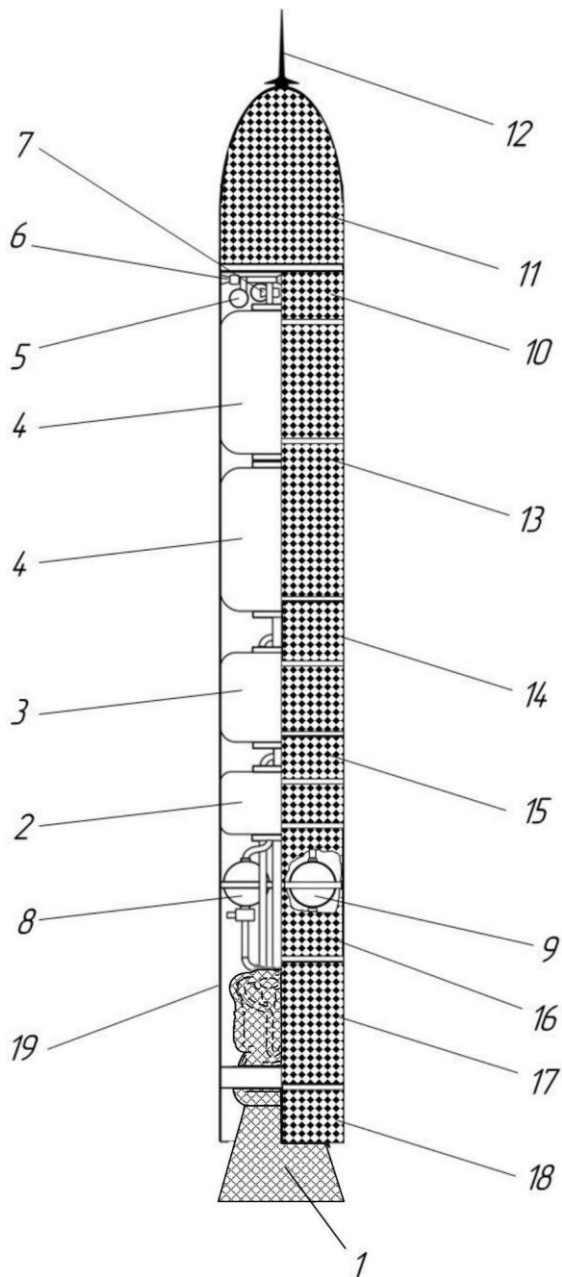
Програма **HOPSIS** була презентована в **Geneva Centre for Security Policy (GCSP, <https://www.gcsp.ch>)**, членом якого є i Україна (з 1995 року).

У 2025 році **GCSP** вiдмiчає 30-рiччя своєї дiяльностi.

Проектні характеристики кінетичної орбітальної одноступеневої ракети наведені у наступній таблиці:

Тип ракети	Орбітальна
Користувач (потенційно)	Geneva Centre for Security Policy (GCSP)
Період виробництва	—
Прототип	Нуунтоо-V (бойова кінетична двоступенева твердопаливна ракета типу Minuteman вагою 36 т, прийнята на озброєння в Республіці Корея з 2024 року)
Кількість ступенів	Одна ступінь
Двигун	Рідинний
Тяга двигуна в вакуумі (при можливому використанні ракетних двигунів РД-861К)	7,916 тс
Стартова вага (і вага палива)	5,4-6 т (до 2,7 т)
Довжина	до 18,7 м (оцінково)
Діаметр	до 2 м
Дальність польоту	Необмежена
Висота орбіти	Кругова навколоземна орбіта, висотою 140 ± 20 км
Вага кінетичної головної частини (+ вага конструкції ракети) і сумарно	1,2 т (+ вага конструкції ракети 2,1 т), сумарно 3,3 т
Швидкість ураження цілі на будь якій висоті, мінімальна*	7,8 км/с

* Враження астероїду здійснюється на зустрічному курсі на висотах 80-140 км.



Конструкція антиастероїдної ракети

Кінетична енергія удару, що забезпечує пропоноване технічна пропозиція, виходячи з маси кінетичного вантажу 3300 кг і швидкості 7800 м/с, вираховується наступним чином:

$$E = \frac{1}{2} m \cdot V^2 = 100,386 \cdot 10^9 \text{ Дж},$$

де: m – маса кінетичного вантажу,
 V – швидкість.

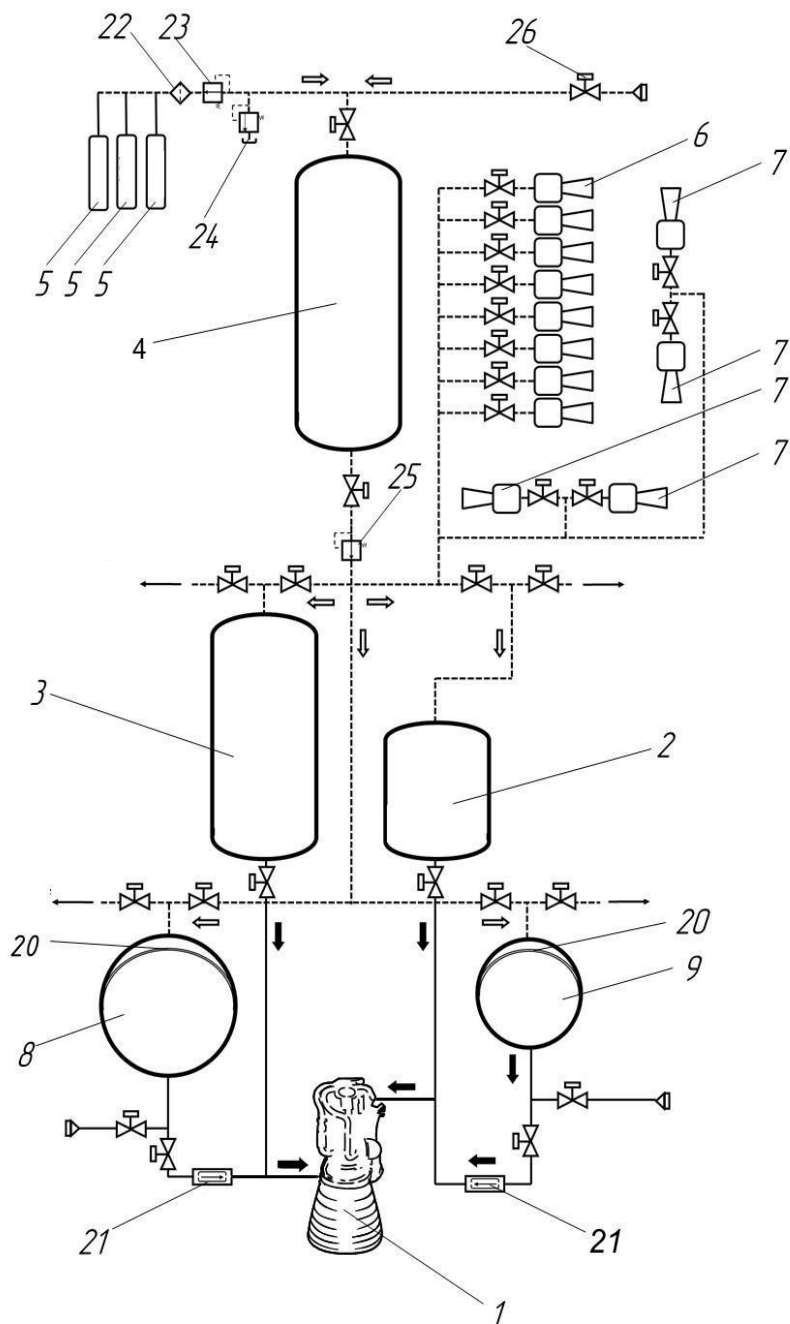
Відомо, що енергія, яка виділяється під час вибуху однієї тонни тринітротолуолу (тротилловий еквівалент) дорівнює $4,184 \cdot 10^9$ Дж. Максимальну енергію удару орбітальною ракетою за технічною пропозицією можна виразити в тротилловому еквіваленті ТНТ = 23,99 т.

Розрахунок енергії удару може бути уточнений з додаванням інших параметрів.

Для оцінки технічного результату, що його забезпечує кінетична ракета, важливим є співвідношення цієї пропозиції і найближчого аналогу за однією математичною моделлю.

За згадуваним розрахунком кінетичної енергії удару кінетичної орбітальної одноступінчастої ракети, технічне рішення такої ракети забезпечує більшу ніж удвічі (ТНТ=23,99) енергію удару згадуваної ракеті Нунтоо-V де коефіцієнт ТНТ = 11.

Таким чином забезпечується можливості руйнування кінетичною орбітальною одноступінчастою ракетою астероїду розміром до 70 м на окремі частини, які згорять в атмосфері і не долетять до Землі.



Пневматична і гідравлічна схема ракети, яка відповідає конструкції:

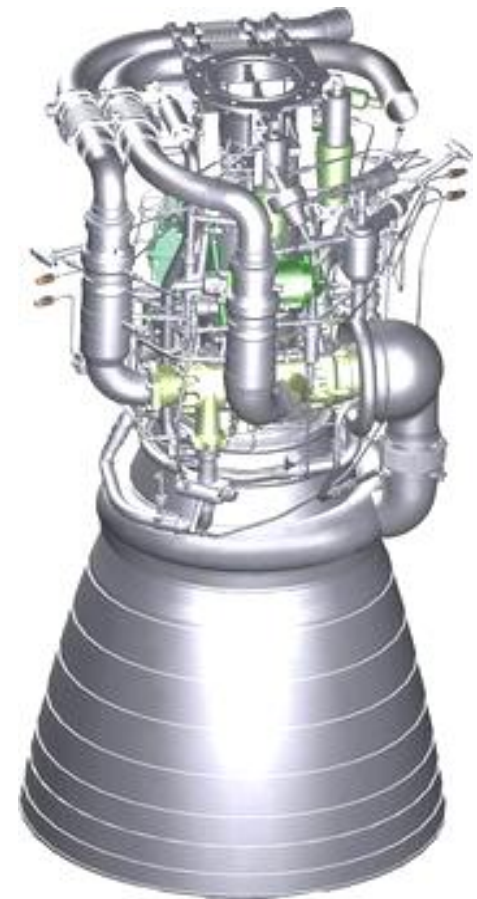
1 – ракетний двигун; 2 – бак пального; 3 – бак окислювача; 4 – бак-ресивер високого тиску; 5 – газогенератор; 6 – газове сопло поперечного управління; 7 – газове сопло обертання ракети; 8 – сферичний бак окислювача; 9 – сферичний бак пального; 10 – перехідний відсік між кінетичною головною частиною і баком-ресивером; 11 – кінетична головна частина; 12 – гіперзвукова аеродинамічна голка; 13 – перехідний відсік між баками-ресиверами високого тиску; 14 – перехідний відсік між баком-ресивером високого тиску і баком окислювача; 15 – перехідний відсік між баком окислювача і баком пального; 16 – відсік сферичних баків окислювача і пального; 17 – відсік ракетного двигуна; 18 – відсік сопла ракетного двигуна; 19 – корпус ракети; 20 – мембрана; 21 – компенсатор гідроудару; 22 – фільтр; 23 – редуктор; 24 – запобіжний клапан; 25 – понижуючий редуктор; 26 – електропневмоклапан.

Опис конструкції ракети:

- ракета-носій одноступенева з головною частиною, що не відокремлюється;
- баки ракети на всьому протязі польоту знаходяться під високим тиском азоту і не втрачають жорсткості конструкції при поверненні в атмосферу Землі;
- подача палива до камери згоряння ракетного двигуна здійснюється видавлюванням з паливних баків тиском азоту з бака-ресивера, якій заправляється азотом під тиском 190 кг/см^2 ;
- підтримка тиску азоту в баку-ресивері здійснюється низькотемпературними газогенераторами азоту, що працюють на розкладанні азиду натрію, який використовується в подушках безпеки легкових автомобілів;
- головна частина містить 1000 кг тринітротолуолу (ТНТ) кумулятивного тандемного заряду і 200-кілограмовий сталевий ударник;
- додаткові розгінні сферичні баки пального та окислювача призначені для багаторазового включення двигуна в умовах невагомості для виходу на навколоземну орбіту (з використанням перехідних Гоманівських орбіт), сходу з орбіти та для орієнтації на ціль у космосі; це сферичні баки з проміжною мембраною, компоненти витісняються з баків подачею азоту під тиском;
- управління польотом ракети по тангажу, ризиканню і крену здійснюється на всіх ділянках польоту (в атмосфері та космічному просторі) газовими соплами, розташованими по периметру ракети в головній частині ракети, використовується газ азот під тиском 190 кгс/см^2 з бака-ресивера азоту.
- проведене балістичне проектування з розрахунком польоту з використанням проміжних траєкторій Гомана, підтвердило можливість виходу ракети на навколоземну кругову орбіту вистою 140 км зі швидкістю $7,8 \text{ км/с}$;
- при польоті в щільних шарах атмосфери Землі аеродинамічний удар на швидкості $7,8 \text{ км/с}$, яка підтримується працюючим двигуном, сприймає надзвукова аеродинамічна голка з карбіду танталу-гафнію, температура експлуатації цього матеріалу до 4000 °K , діаметр основи аеродинамічної голки 140 мм – саме він визначає аеродинамічний супротив при польоті ракети діаметром 2000 мм , бо на цьому діаметрі здійснюється відрив газового потоку, який обтікає поверхню ракети, поверхня ракети покривається теплозахисним покриттям на основі гуми.

Може бути використаний ракетний двигун РД-861К (проект ГП КБ «Південне») для створення тяги і управління польотом. Управління вектором тяги може здійснюється поворотом камери двигуна в карданному підвісі у двох взаємно перпендикулярних площинах – при необхідності за проектом. Двигун може використовуватися в нерухомому стані. Може використовуватися з турбонасосним агрегатом чи з використанням витіснювальної системи подання палива в камеру згоряння. Виготовлення Південмаш. Двигун розроблений на базі вузлів серійного двигуна РД-861 третього ступеня ракети-носія Циклон-3. Планується створити модифікацію цього двигуна з переходом на безпечні компоненти палива “Гас – закис азоту” (з системою запалювання компонентів пусковим паливом по аналогії “Гас – кисень”), із заміною металевого сопла з охолодженням на “вуглець-вуглецеве” висотне універсальне сопло Лаваля без охолодження.

Рідинний ракетний двигун РД-861К	
Паливо	НДМГ + N ₂ O ₄
Співвідношення	2,41
Цикл	відкритий
Тяга в вакуумі	7,916 тс
Тиск в камері згоряння	16,2 МПа (165,194 кгс/см ²)
Питомий імпульс у вакуумі	330 с
Тривалість роботи	370 с
Кількість вмикань	3
Розміри	
Довжина	3,872 м
Діаметр	1,954 м
Суха маса	194 кг



ТОВ “Саєнс енд спейс”
Адреса: 03035, Україна, м. Київ, вул. Георгія Кірпи, будинок 2^а



Державне підприємство “Виробниче об’єднання “Південний машинобудівний завод імені О. М. Макарова”
Адреса: вул. Криворізька, 1, Дніпро, Україна, 49008. Канцелярія: тел.: +38 (0562) 34-40-07, факс: +38 (0562) 39-95-00
e-mail: umz@yuzhmash.com.