

УДК 629.78

С. І. КУШНІРЕНКО

*Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Україна*

## ПРОГРАМА РОЗРАХУНКУ МАКСИМАЛЬНОЇ ВИСОТИ СПУСКУ КА ЗАЛЕЖНО ВІД ТИПУ ДВИГУНА

*Стаття присвячена одному з напрямків вирішення проблеми космічного сміття – використанню рушійних установок для спуску космічних апаратів з робочих орбіт після завершення програми польоту. Запропоновано варіант вирішення проблеми утворення техногенного космічного сміття шляхом допрацювання конструктивно-компонувальних схем космічних апаратів та врахування додаткової маси підсистеми самоліквідації космічних апаратів на початкових етапах проектування. Описано алгоритм розрахунку максимальної висоти спуску космічних апаратів. Проведено аналіз та отримано залежності для знаходження питомої маси різного типу двигунів від номінальної тяги.*

**Ключові слова:** космічне сміття, відносний запас палива, висота спуску, космічний апарат, рушійна установка, питома маса двигуна, тяга.

### Вступ

Проблема утворення та розповсюдження техногенного космічного сміття (КС) існує ще з початку космічної ери. Однак ґрунтовні наукові дослідження у цьому напрямку ведуться лише з 90-х років ХХ-го століття.

Належним чином ставитись до проблеми КС науковці почали лише після декількох серйозних зіткнень на орбіті нових дорогих супутників із старими уламками техногенного космічного сміття.

Проблема боротьби з космічним сміттям неодноразово піднімалась на міжнародній арені протягом останніх десятиріч, її періодично намагались вирішити науковці різних космічних агентств, конструкторських бюро, інститутів та навіть військових відомств усього світу, неодноразово пропонувались різні методи її розв'язання.

Аналіз сучасного стану засміченості навколоземного космічного простору диктує необхідність розробки спеціальних заходів зниження рівня можливого утворення космічного сміття в результаті експлуатації ракетно-космічної техніки, або ж заходів збору та утилізації небезпечних космічних об'єктів, що перебувають у навколоземному просторі.

Обираючи той чи інший шлях вирішення проблеми космічного сміття, слід пам'ятати, що використання будь-якого методу на практиці - це завжди компроміс між його ефективністю та необхідністю, з одного боку, а також вартістю реалізації – з іншого.

Одним із способів боротьби з космічним сміттям, передбаченим рядом нормативних документів, є зміна орбіти космічного апарату (КА) чи орбіталь-

ного ступеню для входу їх в атмосферу Землі з метою нівелювання загрози, створюваної для інших космічних об'єктів, за допомогою прикладення гальмівного імпульсу, що створюється реактивною рушійною установкою [1].

Даний підхід має свої переваги та недоліки. Однак він відноситься до розряду таких, що можуть бути реалізовані на практиці, хоча при його впровадженні проектанту доведеться зіткнутися з цілим рядом питань: як конструктивних, так і фінансових.

### 1. Постановка задачі

Одним із найважливіших питань, що постає при розробці будь-якої космічної техніки, є визначення загальної маси космічного апарату та відносної маси підсистем, що входять до його складу.

При проектуванні КА та визначенні загальної маси підсистеми, призначеної для переведення апарату на траєкторію спуску з робочої орбіти, необхідно визначити її складові. Основним структурним елементом підсистеми самоліквідації КА (ПСКА) є двигун. Саме від характеристик двигуна (від його тяги) залежить маса конструкції кріплення двигуна та маса рульових приводів (якщо вони входять до складу підсистеми). Інша група складових ПСКА залежить від маси палива та його енергетичних характеристик.

Проектним параметром, що характеризує «вклад» рушійної установки в загальну масу КА є відносний запас палива на борту апарату. Розглянемо алгоритм розрахунку цього показника більш детально.

Оцінка висоти спуску КА може проводитись

виходячи з моделі ідеального гравітаційного поля Землі. Дія сонячних, планетарних, аеродинамічних та інших збурень на початковому етапі не враховується. Використаємо припущення, що рух КА відбувається по ідеальній коловій орбіті, яка не змінює своїх параметрів з часом.

Таким чином, метою даної роботи є розробка алгоритму розрахунку максимальної висоти спуску космічних апаратів з різними типами рушійних установок.

## 2. Методика розрахунку максимальної висоти спуску КА

Розрахунки маси ПСКА проводяться на основі статистичних даних для комплектуючих підсистем рушійних установок (РУ) космічних апаратів.

Вихідними даними для розрахунку максимальної висоти спуску КА з робочої колової орбіти є: маса КА ( $G_{КА}$ ), радіус Землі ( $R_3 = 6371$  км), постійна Землі ( $K_3 = 4 \cdot 10^5 \text{ км}^3/\text{с}^2$ ), початкова висота орбіти КА ( $H_{кр1} = X$  км), кінцева висота орбіти КА ( $H_{кр2} = 0$  км).

Отже радіус початкової орбіти

$$R_{кр1} = R_3 + H_{кр1}.$$

Радіус кінцевої орбіти

$$R_{кр2} = R_3 + H_{кр2}.$$

Швидкість КА на початковій коловій орбіті

$$V_{кр1} = \sqrt{\frac{K_3}{R_{кр1}}}.$$

Кінцева висота колової орбіти може становити 50-100 км. Проводячи розрахунки в запас маси (через дію неврахованих збурень), приймаємо кінцеву висоту орбіти КА рівною нулю кілометрів.

Спуск з кругової орбіти на Землю відбувається за схемою одноімпульсного переходу між компланарними орбітами по гомонівській траєкторії. Імпульс, необхідний для зміни орбіти КА, надається на висоті  $R_{кр1}$ , при цьому  $R_{кр1} = R_A$ , тобто висота робочої орбіти КА дорівнює висоті точки апогею перехідної орбіти

$$V_A = \sqrt{\frac{2 \cdot K_3}{R_{кр1}} - \frac{K_3}{a}},$$

де  $a = \frac{R_{кр1} + R_{кр2}}{2}$  – велика піввісь перехідної орбіти.

Імпульс, необхідний для зміни орбіти складає

$$\Delta V = |V_{кр1} - V_A|.$$

Відносний запас палива, необхідний для спуску КА

$$\mu_{П} = 1 - \exp\left(-\frac{\Delta V}{g_0 \cdot P_{пит.п}}\right).$$

Після цього, розраховується маса двигуна ( $G_{ДВ}$ ) і підсистем ( $\sum G_{підс.}$ ), що входять до складу рушійної установки КА на основі статистичних даних за безрозмірними ваговими коефіцієнтами.

На основі аналізу статистичних вагових коефіцієнтів підсистем КА [2; 3] можна зробити висновок, що, варіюючи комплектуючими підсистемами апарату, можна резервувати близько 7-10% для ПСКА. При цьому максимальна висота спуску КА ( $H_C$ ) з кругової орбіти визначається, виходячи з умови

$$\mu_{П} + \alpha_{систем} \approx 0,1,$$

де  $\alpha_{систем} = \frac{G_{ПСКА} - G_{пал.АКА}}{G_{АКА}}$  – вага підсистем

без урахування палива.

Розрахунок максимальної висоти орбіти спуску КА носить ітераційний характер. Програма послідовно змінює початкову висоту колової орбіти КА з певним кроком  $\Delta H$  доки сума  $\mu_{П}$  та  $\alpha_{систем}$  не буде максимально близькою до 10 % загальної маси апарату.

Блок-схему алгоритму розрахунку максимальної висоти спуску космічних апаратів приведено на рис. 1.

Із даного алгоритму видно, що маса підсистеми самоліквідації КА повинна дорівнювати 10% маси активного КА (АКА). Якщо відносна маса підсистеми менша 10%, то необхідно збільшити початкову висоту орбіти на величину  $\Delta H$ . Якщо вона більша 10%, то початкову висоту необхідно зменшити на  $\Delta H$ .

Слід також зазначити, що в даному конкретному прикладі відносна маса підсистеми самоліквідації КА становить  $0,1G_{КА}$ . Однак, відносна маса підсистеми може змінюватись за різних початкових умов, таких як: висота робочої колової орбіти КА, тип двигуна для ПСКА чи тип палива.

Вага рушійної установки, а, отже, й підсистеми самоліквідації КА, залежить від номінального запаса палива на борту апарату, що, у свою чергу, залежить від проектного параметру  $\mu_{П}$  та від маси самого двигуна.

Для характеристики ваги двигуна в ракетно-космічній техніці використовується проектний параметр  $\gamma_{ДВ}$  – питома вага двигуна. Він виступає в якості проектного параметру двигуна та КА в цілому і показує залежність ваги двигуна ( $G_{ДВ}$ ) від тяги ( $P$ ), яку він розвиває

$$\gamma_{ДВ} = \frac{G_{ДВ}}{P}.$$

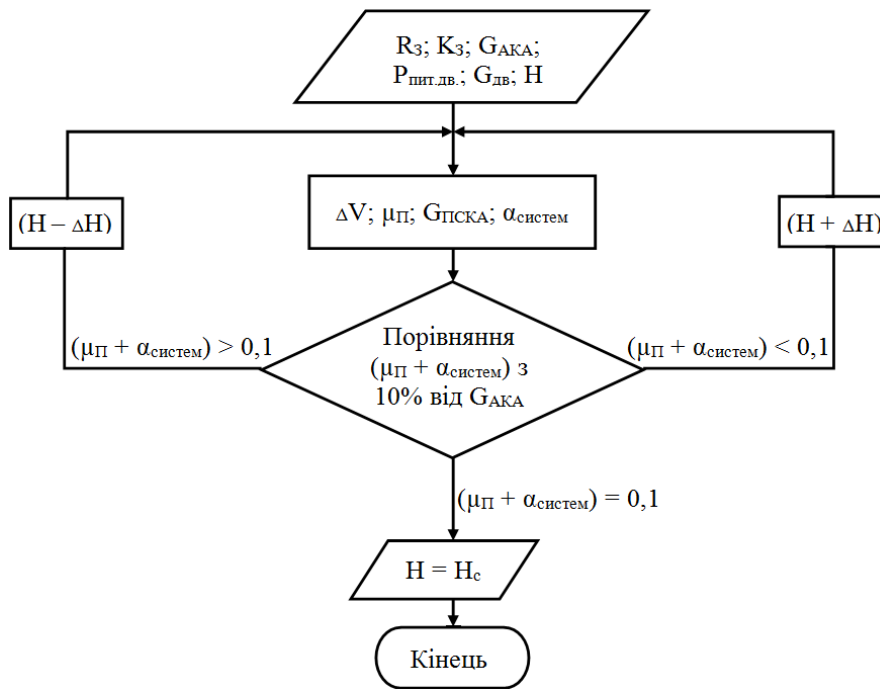


Рис. 1. Алгоритм розрахунку висоти спуску КА

При розрахунках висоти спуску КА за наведеним вище алгоритмом, необхідно знати масу двигуна. На сьогоднішній день цей показник не завжди можна знайти, адже у якості характеристик двигуна, як правило, використовуються значення тяги, режим роботи, час роботи та інше. А тому при проектуванні ПСКА необхідно мати математичну залежність, яка б характеризувала масу двигуна при різних значеннях його номінальної тяги. Такі закони повинні бути розроблені для рушійних установок залежно

від їхнього типу (типу палива, що використовується).

Для знаходження відповідних законів розподілу використовувались статистичні дані розроблених двигунів різних аерокосмічних компаній та було знайдено необхідні для проектування залежності відносної ваги двигуна від номінальної тяги.

Результати розрахунків за статистичними даними наведено на рис. 2.

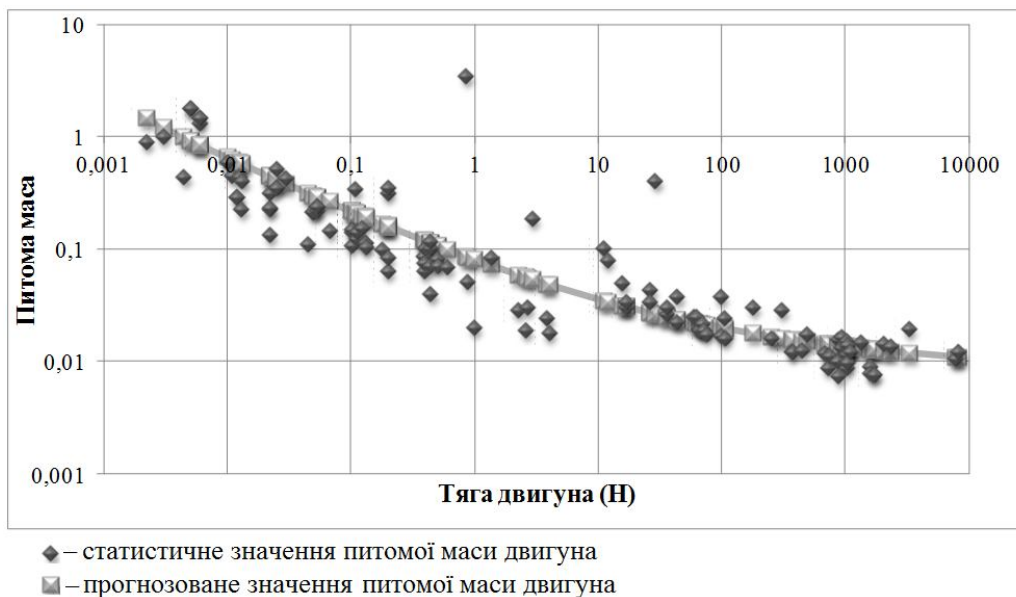


Рис. 2. Залежність питомої маси рідинних двигунів від тяги

Осі на діаграмі представлені у логарифмічному масштабі за основою 10.

На рис. 2 крива показує прогнозовану залежність питомої маси від тяги двигуна. Закон розподілу точок на діаграмі знайдено, використовуючи метод прогновної екстраполяції в середовищі Microsoft Excel. У даному середовищі для вирішення задач нелінійної оптимізації з обмеженнями чи без них використовується опція «Пошук рішення». Фактично вирішення задачі зводиться до визначення невідомих оціночних коефіцієнтів  $a$ ,  $b$ ,  $c$ . Оптимізація цільової функції проводилась методом мінімізації суми квадратів відхилень (різниця між дійсними значеннями параметрів та прогнозованими).

Для проектних розрахунків ваги рідкопаливних двигунів можна використовувати наступну залежність між тягою та питомою вагою

$$y = \frac{a}{\ln(x)} + bx^{-c},$$

де  $x$  – тяга двигуна ( $P$ );

$y$  – функція, що є питомою вагою двигуна ( $\gamma_{ДВ}$ );

$a = 0,162$  – оціночний коефіцієнт;

$b = 1,873$  – оціночний коефіцієнт;

$c = 0,506$  – оціночний коефіцієнт.

Остаточна формула матиме наступний вигляд

$$\gamma_{ДВ} = \frac{0,162}{\ln(P)} + 1,873 \cdot P^{-0,506}.$$

Аналогічні розрахунки було проведено для твердопаливних, електрореактивних та газореактивних двигунів. Однак номенклатура електрореактивних та газореактивних двигунів не така широка, як номенклатура рідинно-паливних РУ, тому отримані для цих типів математичні залежності можна використовувати лише для оціночних розрахунків маси двигуна КА.

Осі на діаграмі представлені у логарифмічному масштабі за основою 10.

На рис. 3 представлено залежність питомої маси двигуна від тяги, що описується рівнянням

$$y = a\sqrt{x} + b,$$

де  $x$  – тяга двигуна в Ньютонах;

$y$  – функція, що є питомою вагою двигуна ( $\gamma_{ДВ}$ );

$a = 3,5 \cdot 10^{-5}$  – оціночний коефіцієнт;

$b = 0,00802$  – оціночний коефіцієнт.

Для проектних розрахунків питомої маси двигуна можна використовувати наступну залежність

$$\gamma_{ДВ} = 3,5 \cdot 10^{-5} \cdot \sqrt{P} + 0,00802.$$

На рис. 4 представлено залежність питомої маси електрореактивних двигунів від тяги, що описується рівнянням

$$y = -a \ln x + b,$$

де  $x$  – тяга двигуна в Ньютонах;

$y$  – функція, що є питомою вагою двигуна ( $\gamma_{ДВ}$ );

$a = 47,344$  – оціночний коефіцієнт;

$b = 216,783$  – оціночний коефіцієнт.

Для проектних розрахунків маси двигуна залежно від питомої маси можна використовувати наступну залежність

$$\gamma_{ДВ} = -47,344 \ln(P) + 216,783.$$

На рис. 5 приведено залежність питомої маси газореактивних двигунів від тяги, що описується рівнянням

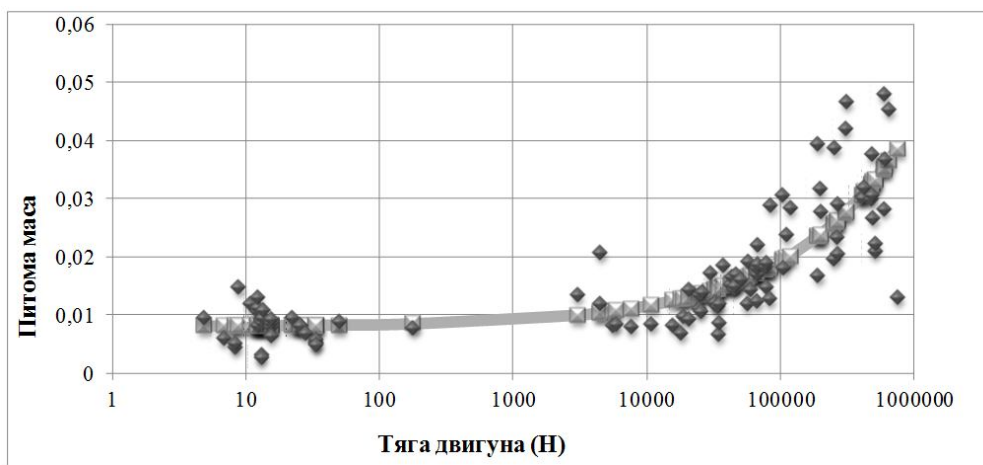
$$y = -a \ln x + b,$$

де  $x$  – тяга двигуна в Ньютонах;

$y$  – функція, що є питомою вагою двигуна ( $\gamma_{ДВ}$ );

$a = 1,664$  – оціночний коефіцієнт;

$b = 4,139$  – оціночний коефіцієнт.



◆ – статистичне значення питомої маси двигуна  
 ■ – прогнозоване значення питомої маси двигуна

Рис. 3. Залежність питомої маси твердопаливних двигунів від тяги

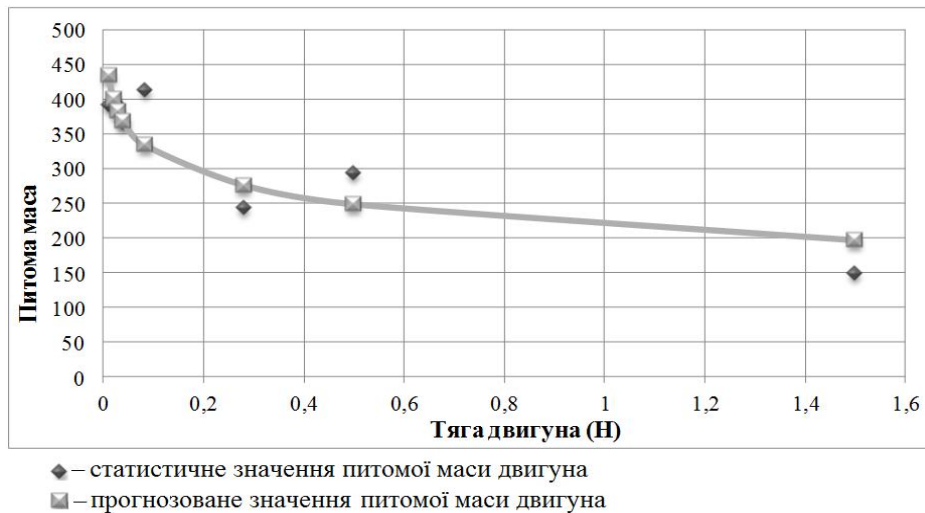


Рис. 4. Залежність питомої маси електрореактивних двигунів від тяги

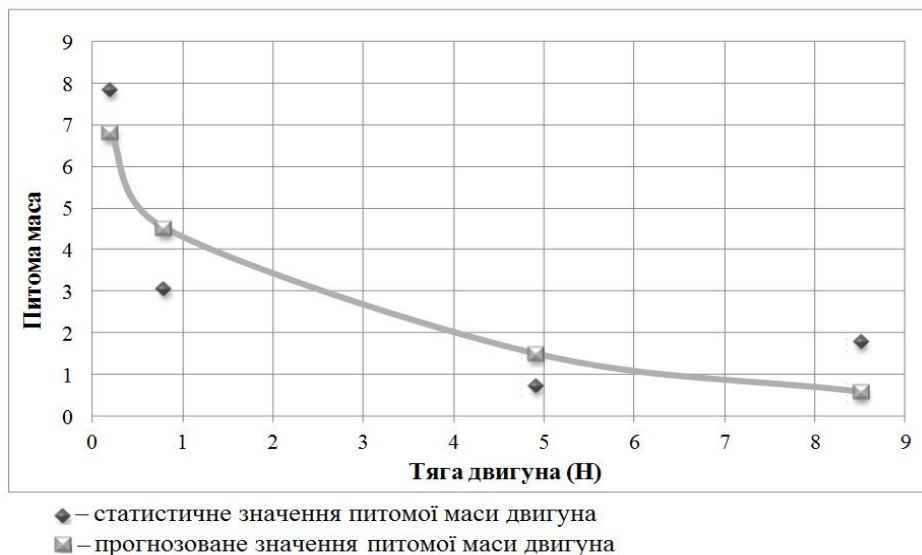


Рис. 5. Залежність питомої маси газореактивних двигунів від тяги

Для проектних розрахунків питомої маси газореактивних двигунів можна використовувати наступну залежність

$$\gamma_{ДВ} = -1,664 \ln(P) + 4,139 .$$

### Висновки

Описано методику розрахунку максимальної висоти спуску КА з робочих колових орбіт у рамках програми боротьби з техногенним засміченням навколоземного космічного простору.

Поряд з цим, було вирішено задачу знаходження відносної маси двигунів залежно від номінальної тяги та побудовано графіки залежності цих параметрів на основі зібраних статистичних даних.

Результати проведених розрахунків можна бути використовувати при проектуванні КА та розра-

хунках загальної маси рушійних установок активних КА. Отримані залежності можуть бути використані на етапах попередньої оцінки загальної маси КА при розробці його концептуальної схеми. Так як залежності носять емпіричний характер, то їх можна застосовувати лише для оціночних розрахунків. Для уточнення даних закономірностей та їх більш ефективного використання на практиці, необхідно створити досить широку базу даних, зокрема для електрореактивних і газореактивних РУ.

Крім того, отримані дані можна використовувати для попереднього аналізу можливості зміни параметрів орбіти КА за допомогою рушійної установки певного типу з метою підтримання необхідної робочої орбіти та при виконанні операцій орієнтації, стабілізації чи націлюванні КА на місце зйомки.

## Література

1. Техногенное засорение околоземного космического пространства [Текст] / А. П. Алпатов, В. П. Басс, С. А. Баулин, В. И. Бразинский, В. П. Гусынин, Ю. Ф. Даниев, С. А. Засуха. – Днепропетровск : Пороги, 2012. – 378 с.
2. Шевцов, В. Ю. Проектування космічних апаратів [Текст] : навч. посібник / В. Ю. Шевцов. – Дніпропетровськ : РВВ ДНУ, 2008. – 100 с.
3. Larson, W. J. Space Mission Analysis and Design [Text] / W. J. Larson. – Third Edition. – Space Technology Library, 2005. – 504 p.
4. Кушниренко, С. И. Анализ возможности использования различных типов двигательных установок для борьбы с засорением космического пространства [Текст] / С. И. Кушниренко, В. Ю. Шевцов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2013. – № 9/106. – С. 38-42.
5. ATK Space Propulsion Products Catalog : September 2012 [Электронный ресурс] / ATK Company. – Режим доступа : <http://www.atk.com>. – 22.12.2014.
6. Turner, Martin J. L. Rocket and Spacecraft Propulsion. Principles, Practice and New

*Developments. Third Edition [Text] / Martin J. L. Turner. – Department of Physics and Astronomy University of Leicester, UK, 2009. – 413 p.*

7. Двигатели [Электронный ресурс] / НПО Энергомаш им. акад. В. П. Глушко. – Режим доступа: <http://www.npoenergomash.ru/deyatelnost>. – 22.12.2014.
8. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги от 0,5 кгс до 250 кгс [Электронный ресурс] / Конструкторское бюро химического машиностроения им. А. М. Исаева. – Режим доступа: <http://kbhmisaeva.ru/main.php?id=33>. – 22.12.2014.
9. Жидкостные ракетные двигатели малой тяги [Электронный ресурс] / Конструкторское бюро «Южное». – Режим доступа: <http://www.yuzhnoye.com/technique/rocket-engines/low-thrust>. – 22.12.2014.
10. Космонавтика [Текст] : энциклопедия / гл. ред В. П. Глушко ; ред. коллегия : В. П. Бармин, К. Д. Бушуев, В. С. Верещетин и др. – М. : Сов. энциклопедия, 1985. – 528 с.
11. Продукция ОКБ «Факел». Направление СПД [Электронный ресурс] / ОКБ «Факел». – Режим доступа: <http://www.fakel-russia.com/products.html>. – 22.12.2014.

Надійшла до редакції 22.12.2014, розглянута на редколегії 20.03.2015

ПРОГРАММА РАСЧЕТА МАКСИМАЛЬНОЙ ВЫСОТЫ СПУСКА  
КА В ЗАВИСИМОСТИ ОТ ТИПА ДВИГАТЕЛЯ

С. И. Кушниренко

Статья посвящена одному из способов решения проблемы космического мусора – использование двигательных установок для спуска космических аппаратов с рабочих орбит после завершения программы полета. Предложен вариант решения проблемы образования техногенного космического мусора путем доработки конструктивно-компоновочных схем космических аппаратов и учета дополнительной массы подсистемы самоликвидации космического аппарата на начальных этапах проектирования. Описан алгоритм расчета максимальной высоты спуска космических аппаратов. После проведенного анализа были получены зависимости для расчета удельной массы различных типов двигателей от номинальной тяги.

**Ключевые слова:** космический мусор, относительный запас топлива, высота спуска, космический аппарат, двигательная установка, удельная масса двигателя, тяга.

THE PROGRAM FOR CALCULATION THE MAXIMUM HEIGHT  
OF DESCENT SPACECRAFTS DEPENDING ON ENGINE

S. I. Kushnirenko

The article is devoted to one of the solutions method to the problem of space debris its use propulsion systems for spacecraft descent from working orbits after the completion of the mission. The variant of solution the problem of creation man-made space debris by improvement of the design-arrangement schemes of the spacecrafts and considering the extra mass of the subsystem self-destruction of the spacecraft in the early stages of design is proposed. An algorithm for calculating the maximum height of the descent of spacecrafts is described. Dependences for calculating the specific mass of the various types of engines from the nominal thrust were obtained after analyses.

**Keywords:** space debris, the relative supply of fuel, a descent height, spacecraft, propulsion system, specific weight of the engine, thrust.

Кушніренко Сергій Іванович – аспірант кафедри Проектування та конструкцій, Дніпропетровський національний університет ім. Олеся Гончара, Дніпропетровськ, Україна, e-mail: kushnirenko.s@yandex.ua.