

# ПРИКЛАДНА МЕХАНІКА

---

УДК 629.78

Дронь Н.М., Дубовик Л.Г., Кондратьев А.И., Хорольский П.Г.

## **МАССОВЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМИЧЕСКИХ МУСОРОСОБИРАЮЩИХ АППАРАТОВ, ВЫВОДИМЫХ ИЗВЕСТНЫМИ РАКЕТАМИ-НОСИТЕЛЯМИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ**

В настоящее время одной из наиболее важных проблем использования околоземного космического пространства является образование и дальнейшее накопление на низких орбитах неисправных и нефункционирующих искусственных объектов и их фрагментов, так называемого космического мусора (КМ). Сегодня количество КМ столь велико, что создает реальную опасность для работающих там космических аппаратов и орбитальных станций. Причем, одинаково опасным является как крупный космический мусор, так и его мелкие частицы. Поэтому задача обеспечения безопасности космических полетов путем очистки космического пространства является весьма актуальной.

Как один из методов решения задачи сбора мелкого мусора с низких орбит можно рассматривать применение космических мусорособирающих аппаратов (КМА), имеющих на своем борту специальное устройство, улавливающее мелкие частицы космического мусора или поглощающее кинетическую энергию этих частиц, после чего они теряют высоту и входят в плотные слои атмосферы [1]. При этом представляет интерес анализ основных характеристик КМА при различных вариантах маневров их выведения и эксплуатации на требуемой орбите.

В работе [2] приведена оценка энергомассовых характеристик космических мусорособирающих аппаратов при выведении их на требуемую орбиту с опорной орбиты посредством разгонного блока с жидкостной ракетной двигательной установкой. На опорную орбиту эти аппараты выводятся с помощью ракет-носителей (РН).

Целью данной работы является оценка массовых характеристик космических мусорособирающих аппаратов, выводимых на требуемую орбиту известными РН с использованием электроракетной двигательной установки (ЭРДУ).

Рассматривается наиболее засоренный пояс космического пространства в диапазоне высот от 1200 до 500 км. При этом осуществляется следующий маневр выведения и эксплуатации КМА. С помощью РН мусорособирающий аппарат выводится на опорную орбиту ~200 км, затем с помощью разгонной ЭРДУ доводится на начальную орбиту высотой ~1200 км. На этой орбите раскрывается входящее в его состав специальное устройство для улавливания мелких частиц космического мусора, включается также входящая в состав КМА тормозная ЭРДУ, и аппарат спускается до конечной орбиты высотой ~500 км. В процессе спуска КМА совершает большое количество оборотов по орбите с постоянно уменьшающейся высотой, при этом улавливающее устройство либо захватывает мелкие частицы космического мусора, либо гасит их скорость. В обоих случаях КМ попадает в плотные слои атмосферы, тормозится и затем в результате действия аэродинамического сопротивления сгорает. Улавливающее устройство может быть представлено в виде полой сферы, способной складываться при ее упаковке под обтекателем РН. Жесткость устройства обеспечивается армируемой системой, находящейся на внутренней поверхности сферы.

Для выполнения данного маневра были рассмотрены известные в мире ракеты-носители грузоподъемностью  $M_0$  на орбите высотой 200 км. Время спуска с орбиты высотой 1200 км на орбиту высотой 500 км принималось равным 0,5 года, все используемые орбиты выбирались круговыми.

В качестве параметров, определяющих массовые характеристики КМА, были рассчитаны предельные для рассмотренных РН масса  $M$  мусорособирающего аппарата, масса  $M_{yu}$  и радиус  $R_{yu}$  устройства для улавливания космического мусора. Также было рассчитано время довыведения КМА на начальную орбиту  $T$ .

Масса мусорособирающего аппарата для данного маневра выведения его на требуемую орбиту определялась из выражения:

$$M = M_0 - M_{PT\text{ЭРД}_1} - M_{PB_{сух}},$$

где  $M_0$  – грузоподъемность РН на круговой орбите высотой 200 км;  $M_{PT\text{ЭРД}_1}$  – запас рабочего тела ЭРД, используемого для перевода космического мусорособирающего аппарата с орбиты высотой 200 км на орбиту высотой 1200 км;  $M_{PB_{сух}}$  – сухая масса разгонного блока, включающая массу конструкции разгонной ЭРДУ.

Масса и радиус улавливающего устройства рассчитывались по методике [3]. Из уравнения баланса КМА определялась масса полезной нагрузки  $M_{ПН}$ , в качестве которой рассматривалась масса устройства для улавливания космического мусора:

$$M_{ПН} = M - M_{СПУ} - M_{Д} - M_{СА} - M_{ЭУ} - M_{СХПРТ} - M_{К} - M_{PT\text{ЭРД}_2},$$

где  $M_{СПУ}$  – масса системы преобразования и управления (принималась равной 10 кг);  $M_{Д}$  – масса двигателя (принималась равной 10 кг);  $M_{СА}$  – масса служебной аппаратуры (принималась равной 260 кг [3]);  $M_{ЭУ}$ ,  $M_{СХПРТ}$ ,  $M_{К}$  – соответственно масса энергетической установки, масса системы хранения и подачи рабочего тела в ЭРДУ, масса конструкции КМА,  $M_{PT\text{ЭРД}_2}$  – запас рабочего тела ЭРД тормозной ЭРДУ, определяемые согласно [3].

При выборе улавливающего устройства в виде сферы

$$M_{yu} = M_{ПН} = 4\pi R_{yu}^2 \cdot \delta,$$

откуда

$$R_{yu} = \sqrt{M_{ПН} / 4\pi\delta},$$

где  $\delta$  – плотность оболочки сферы (задавалась равной 0,2 кг/м<sup>2</sup> [3]).

Время довыведения КМА на начальную орбиту рассчитывалось по формуле:

$$T = \frac{J_{удЭРД_1}^2 \cdot M_{РТ_{ЭРД_1}}}{2 \cdot \eta_T \cdot N_1},$$

где  $J_{удЭРД_1}$  – удельный импульс тяги двигателя разгонной ЭРДУ;  $\eta_T$  – тяговый КПД разгонного двигателя;  $N_1$  – потребляемая мощность.

Полученные результаты сведены в таблицу 1.

Таблица 1

Название РН	Страна-разработчик	Грузоподъемность на орбите высотой ~200 км, т	$M$ , т	$M_{УУ}$ , т	$R_{УУ}$ , м	$T$ , Г
«Днепр-1»	Украина	3,82	3,71	3,29	36,19	0,24
«Циклон-3»	—«—	4,00	3,88	3,46	37,11	0,25
«Зенит-2»		13,00	12,62	11,91	68,87	0,82
«Зенит-3»	—«—	17,30	16,80	15,95	79,69	1,09
«Молния»	Россия	2,50	2,43	2,05	28,56	0,16
«Союз 2-1Б»	—«—	7,85	7,62	7,08	53,07	0,49
«Протон-М»	—«—	21,00	20,39	19,43	87,95	1,32
«Ангара»	—«—	35,00	33,98	32,58	113,89	2,21
«CZ-2С»	Китай	2,75	2,67	2,28	30,16	0,17
«CZ-2D»	—«—	3,35	3,25	2,85	33,67	0,21
«CZ-4В»	—«—	4,16	4,04	3,61	37,90	0,26
«CZ-3»	—«—	4,80	4,66	4,21	40,94	0,30
«CZ-3А»	—«—	6,00	5,83	5,34	46,10	0,38
Long March	—«—	7,40	7,19	6,65	51,46	0,47
«CZ-2Е»	—«—	8,80	8,54	7,97	56,32	0,55
«CZ-3С»	—«—	9,30	9,03	8,44	57,96	0,59
«CZ-3В»	—«—	11,20	10,87	10,22	63,79	0,71
«Н-1»	Япония	3,20	3,11	2,71	32,83	0,20
«Н-2А/202»	—«—	9,75	9,47	8,86	59,39	0,61
«Н-2А/2022»	—«—	10,60	10,29	9,66	62,01	0,67
PSLV	Индия	3,70	3,59	3,18	35,56	0,23
GSLVMK1(KVD-1)	—«—	5,35	5,19	4,73	43,38	0,34
«Arian-40»	Франция	4,85	4,71	4,26	41,17	0,31
«Arian-42Р»	—«—	6,00	5,83	5,34	46,10	0,38
«Arian-44Р»	—«—	6,80	6,60	6,09	49,24	0,43
«Arian-42L»	—«—	7,30	7,09	6,56	51,10	0,46
«Arian-44LP»	—«—	8,25	8,01	7,45	54,46	0,52
«Arian-44L»	—«—	9,60	9,32	8,72	58,92	0,60
«Arian-5G»	—«—	19,45	18,9	17,97	84,59	1,23
«Titan-2-SLV»	США	2,36	2,29	1,92	27,63	0,15
«Titan-34В»	—«—	3,60	3,50	3,08	35,03	0,23
«Delta-2(7920)»	—«—	3,72	3,61	3,19	35,64	0,23
«Atlas-2»	—«—	6,60	6,41	5,90	48,47	0,42
«Atlas-2А»	—«—	7,00	6,80	6,28	49,99	0,41
«Delta-4М»	—«—	8,22	7,98	7,42	54,34	0,52
«Delta-3/8930»	—«—	8,30	8,06	7,49	54,64	0,52
«Atlas-3А»	—«—	8,66	8,41	7,84	55,85	0,55
«Atlas-33»	—«—	10,00	9,71	9,10	60,17	0,63
«Delta-4М+(4,2)»	—«—	11,02	10,70	10,05	63,26	0,69

Продолжение таблицы 1

«Atlas-5(401)»	—«—	12,50	14,64	13,87	74,30	0,79
«Titan-405A»	—«—	13,40	13,01	12,29	69,95	0,84
«Atlas-5(521)»	—«—	15,08	14,64	13,87	74,30	0,95
«Titan-403A»	—«—	17,70	17,18	16,33	80,63	1,12
«Atlas-5(551)»	—«—	20,52	19,92	18,98	86,92	1,29
«Titan-402A»	—«—	21,00	20,39	19,43	87,95	1,32
«Delta-4H»	—«—	24,00	23,30	22,25	94,11	1,51
«Ares-I»	—«—	25,00	24,27	23,19	96,08	1,57
«Space Shuttle»	—«—	28,80	27,96	26,76	103,21	1,82
«Ares-V»	—«—	188,00	182,5	176,32	264,94	11,85

Как видно из приведенной таблицы, для данного маневра выведения мусорособирающих космических аппаратов на требуемую орбиту, массовые характеристики КМА растут с увеличением грузоподъемности используемых ракет-носителей. Такие мощные РН, как «Зенит-3» (Украина), «Протон-М», (Россия), «Arian-5G» (Франция), «Titan-402A», «Delta-4H», «Ares-I», «Space Shuttle» (США) могут вывести на требуемую орбиту космические мусорособирающие аппараты массой от 16 до 28 т, имеющие в своем составе сферические устройства для улавливания космического мусора с предельно возможным радиусом от 80 до 96 м. РН России «Ангара» и США «Ares-V» грузоподъемностью, превышающей максимальную из указанного ряда в 1,2 и 6,5 раз, могут вывести на орбиту КМА массой 34 и 182,5 т соответственно. Радиусы их улавливающих устройств при этом составят почти 114 и 265 м.

Что касается времени довыведения КМА с помощью ЭРДУ, то оно исчисляется месяцами и даже годами, а для РН «Ares-V» может составить почти 12 лет. Если в качестве критерия выбора РН принять близость времен довыведения и собственно маневра очистки при запуске одного аппарата, то предпочтительным является использование РН «Союз 2-1Б», «Long March», «CZ-2E», «Arian-42L», «Arian-44LP», «Delta-3/8930» и «Atlas-3A».

В процессе дальнейших исследований имеет смысл рассмотреть и другие двигательные установки и возможные маневры выведения и эксплуатации космических мусорособирающих аппаратов, оценив как массовые характеристики выводимых КМА, так и экономические затраты на осуществления этих маневров.

Литература: 1. Шевцов А. В. Мелкий космический мусор. Анализ развития и способы борьбы / А. В. Шевцов, А. С. Макарова // Космічна наука і технологія. Додаток до журналу. – Д.: ДНУ, 2002. – Т. 8, № 1. – С. 176–179. 2. Кондратьев А. И. Оценка характеристик мусорособирающих космических аппаратов с ЭРДУ для улавливания космического мусора / А. И. Кондратьев, П. Г. Хорольский, Л. Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: "ХАИ", 2009. – № 9 (66). – С. 45–47. 3. Кондратьев А.И. Методика расчета тяговых и энергомассовых характеристик мусорособирающего космического аппарата с электродвигательной установкой / А.И. Кондратьев, П.Г. Хорольский, Л.Г. Дубовик // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: "ХАИ", 2009. – № 10 (67). – С. 82-84.

Дронь М.М., Дубовик Л.Г., Кондратьев О.І., Хорольський П.Г.

**МАСОВІ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОСМІЧНИХ СМІТТЄЗБИРАЛЬНИХ АПАРАТІВ, ЯКІ ВИВОДЯТЬСЯ ВІДОМИМИ РАКЕТАМИ-НОСІЯМИ З ВИКОРИСТАННЯМ ЕЛЕКТРОРАКЕТНОЇ РУШІЙНОЇ УСТАНОВКИ**

Наведено результати розрахунків основних характеристик космічних сміттєзбиральних апаратів (КСА) для відомих у світі ракет-носіїв при здійсненні маневру виведення і експлуатації КСА за допомогою електроракетних рушійних установок.

Dron M., Dubovik L., Kondratyev A., Horolsky P.

MASS CHARACTERISTICS OF SPACE DEBRIS COLLECTOR VEHICLES,  
WICH INJECT BY THE KNOWN CARRIER ROCKETS BY MEANS OF  
ELECTRIC PROPULSION SYSTEM

Results of calculations of the basic characteristics space debris collector vehicles (SDV) for the known in the world carrier rockets at maneuver performance of SVD injection and operation by means of electric propulsion systems are considered.

---