

Оценка проектных параметров геостационарного космического аппарата-эвакуатора

© Г.А. Щеглов, А.А. Меркулова

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Рассмотрен космический аппарат-эвакуатор, предназначенный для эвакуации, т. е. активного увода группы крупных объектов космического мусора с геостационарной орбиты на орбиту захоронения. Приведены упрощенные аналитические соотношения для расчета массы основных подсистем аппарата в зависимости от типа используемой двигательной установки. Показано, что оснащенный электрореактивной двигательной установкой аппарат-эвакуатор, удовлетворяющий существующим ограничениям, которыми обладают имеющиеся средства выведения, сможет выполнить миссию по эвакуации тридцати отработавших ресурс разгонных блоков. Показано также, что при использовании маршевой двигательной установки с жидкостным ракетным двигателем на долговременных компонентах топлива при существенно меньшей стоимости разработки аппарат-эвакуатор может выполнить миссию по удалению половины имеющихся в группе объектов космического мусора. Использование двух аппаратов, с одной стороны, увеличивает затраты на выведение, но с другой — позволяет создать более простой, надежный и экономичный аппарат, а также ускорить процесс очистки геостационарной орбиты благодаря параллельной работе двух аппаратов. Дальнейшие исследования будут направлены на анализ технико-экономических показателей двух рассмотренных в работе вариантов.

Ключевые слова: объект космического мусора, космический аппарат-эвакуатор, геостационарная орбита, проектные параметры, проектный облик

Введение. В связи с резким ростом числа искусственных спутников Земли актуальной экологической проблемой становится техногенное засорение околоземного космического пространства как крупными объектами, так и мелкими фрагментами космического мусора. Для решения указанной проблемы принимаются новые требования к разрабатываемым космическим аппаратам (КА) [1], а также планируются миссии по активному удалению космического мусора. Исследования показали, что наиболее эффективен увод за одну миссию группы крупных объектов космического мусора (ОКМ) на орбиту захоронения [2]. Для осуществления данного вида космической деятельности необходима разработка специализированных КА-эвакуаторов (КАЭ), целевое назначение которых — увод ОКМ на орбиту захоронения. Анализ показывает, что есть два варианта возможных сценариев миссий КАЭ [3]. В рамках первого из них КАЭ выполняет перелеты между объектами, имея на борту несколько отделяемых двигательных модулей. При захвате очередного объекта один модуль фиксируется на его поверхности и после расстыковки

обеспечивает эвакуацию ОКМ. При втором варианте КАЭ играет роль буксира, эвакуируя ОКМ самостоятельно, а затем возвращается за новым объектом, что в случае разгонных блоков оказалось предпочтительнее для очистки геостационарной орбиты (ГСО) [3]. Для этих операций разработаны баллистические схемы облета групп таких ОКМ, как разгонные блоки, оставшиеся на ГСО после выведения спутников [4, 5]. Актуальной задачей является проектирование КАЭ, реализующих разработанные схемы.

Вопросы проектирования КА-буксировщика ОКМ рассматривались в различных работах, например в [6, 7], где теоретически показана эффективность применения на подобных аппаратах электрореактивных двигательных установок (ДУ). Однако в указанных статьях не представлены космические буксиры, предназначенные для работы на ГСО.

Цель данной работы — дать оценку проектных параметров геостационарного космического аппарата-эвакуатора.

Материалы и методы. Выбор проектных параметров КАЭ проводится на основе баллистического анализа и объемно-массового анализа, по результатам которых определяются массы подсистем аппарата, тип ДУ, площадь панелей солнечных батарей.

Рассматривается следующая схема миссии: КАЭ выводится на низкую околоземную орбиту (НОО) с помощью ракеты-носителя (РН) «Ангара А-5», стартующей с космодрома Восточный. С низкой околоземной орбиты разгонный блок (РБ) доставляет аппарат, чтобы не загрязнять ГСО, на орбиту захоронения, которая согласно стандарту [1] лежит приблизительно на 250 км выше защищаемой орбиты. После отделения от разгонного блока КАЭ начинает выполнять свою миссию: совершает перелет с орбиты захоронения к первому ОКМ в группе, а также маневры наведения, захвата объекта и его эвакуации на орбиту захоронения. Все перелеты осуществляются тогда, когда наклонение орбиты следующего объекта достигает минимума, т. е. происходят по описанной в [4] схеме В.

Целевые системы КАЭ отвечают за процессы наведения, захвата и удержания ОКМ при транспортировании [8]. Состав целевой аппаратуры, а также алгоритмы управления и наведения КАЭ в данной работе не рассматриваются. Принято, что масса целевой аппаратуры, включая элементы конструкции, систем электропитания, терморегулирования и радиосвязи, не превышает 1000 кг, а ее энергопотребление составляет не более 1000 Вт.

В качестве устройства захвата объекта используется многозвенный манипулятор, установленный на продольной оси аппарата. Такая схема позволяет осуществлять захват объектов аналогично известной системе стыковки «штырь — конус», где роль штыря выполняет манипулятор, а роль конуса — сопло маршевого ракетного двигателя ОКМ типа РБ [9].

Принцип работы манипулятора продемонстрирован на рис. 1. Когда КАЭ зависает вблизи ОКМ (РБ типа ДМ-SL), звенья манипулятора раскладываются. При захвате концевой эффектор манипулятора фиксируется в критическом сечении сопла разгонного блока [10], после чего ОКМ притягивается к КА-эвакуатору и закрепляется в удерживающих устройствах.

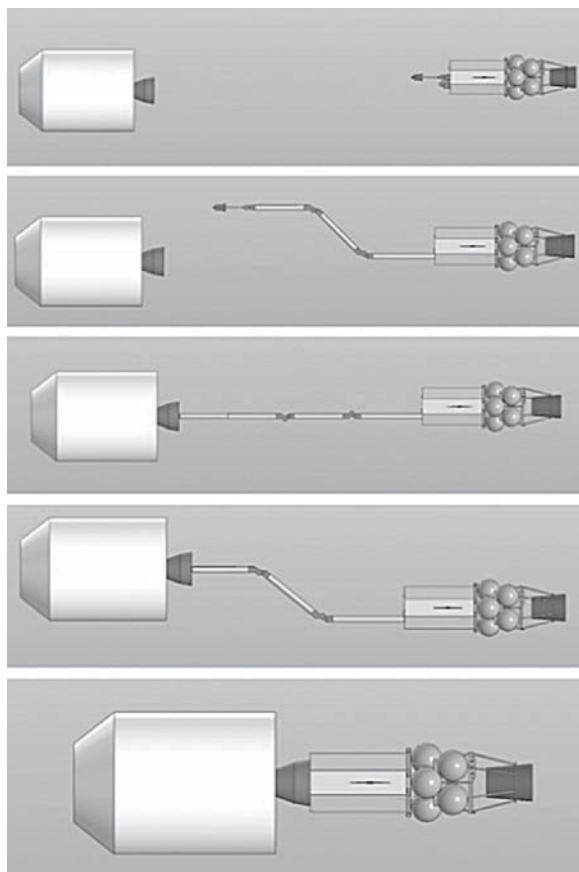


Рис. 1. Принцип работы манипулятора, фазы процесса захвата ОКМ (изображен слева) показаны сверху вниз

При выборе проектных параметров КАЭ были приняты следующие характеристики манипулятора (рис. 2): максимальная длина — 13,946 м и масса 500 кг, которые близки соответствующим параметрам манипулятора ЭРА для МКС [11]. Описание строения манипулятора представлено в табл. 1.

При проведении анализа массы КАЭ предполагается, что стартовая масса заправленного КАЭ определяется как сумма его сухой массы M_0 и массы топлива M_T :

$$M = M_0 + M_T. \quad (1)$$

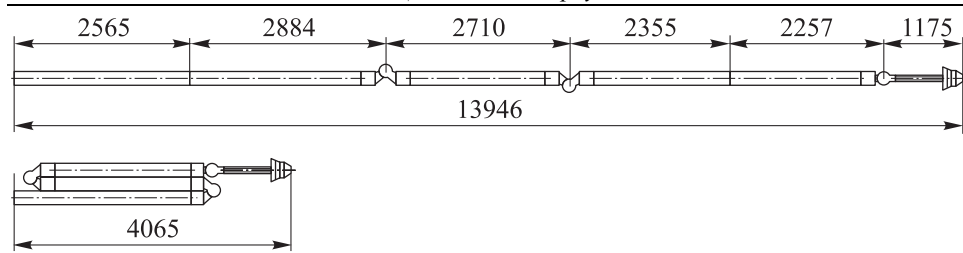


Рис. 2. Схема манипулятора КАЭ в рабочем (вверху) и транспортном (внизу) положении

Таблица 1

Параметры звеньев манипулятора КАЭ

Звено	Длина, мм	Угловое перемещение	Диапазон перемещения, град
Первое звено (телескопическое)	2565×2	Крен	±180
Второе звено (сплошное)	2000	Тангаж	0–180
Третье звено (телескопическое)	2000×2	Тангаж	0–180
Концевой эффектор (сплошное)	1200	Тангаж	±90

Сухая масса КАЭ представляется как сумма масс его основных элементов:

$$M_0 = M_{ц} + M_{б} + M_{д} + M_{э} + M_{к}, \quad (2)$$

где $M_{ц}$ — масса целевых систем; $M_{б}$ — масса топливных баков; $M_{д}$ — масса двигателя; $M_{э}$ — масса системы энергоснабжения; $M_{к}$ — масса конструкции.

Для определения каждой из масс, входящих в сухую массу КАЭ (2), в работе приняты упрощенные математические модели. Предполагается, что масса целевых систем задана, а масса элементов системы терморегулирования входит в каждое слагаемое выражения для сухой массы (2). Масса баков пропорциональна массе топлива:

$$M_{б} = \gamma_{б} M_{т}. \quad (3)$$

Масса двигательной установки назначается пропорционально массе топлива и потребляемой электрической мощности $N_{д}$:

$$M_{д} = \gamma_{д}^t M_{т} + \gamma_{д}^э N_{д}. \quad (4)$$

Масса системы энергоснабжения пропорциональна располагаемой электрической мощности $N_{э}$:

$$M_{э} = \gamma_{э} N_{э}. \quad (5)$$

Масса баков пропорциональна массе заправленного КА:

$$M_k = \gamma_k M. \quad (6)$$

В формулах (3)–(6) коэффициенты масс γ_b , γ_z , γ_k , γ_d^T , γ_d^z выбираются на основе анализа прототипов [8, 12, 13].

Масса топлива КАЭ складывается из массы топлива M_{Π} , необходимого для выполнения программы перелетов, и массы топлива M_M , требующегося для выполнения маневров при динамических операциях с ОКМ — при ближнем наведении, захвате объекта, стабилизации связки, отделении объекта на орбите захоронения и т. д.:

$$M_T = M_{\Pi} + M_M. \quad (7)$$

Масса топлива для перелетов вычисляется по взятой из работы [3] приближенной зависимости

$$M_{\Pi} = n M_0 \frac{Z(\Delta V_z, J)(1+m) + Z(\Delta V_b, J)}{1 - Z(\Delta V_z, J) \left(\frac{1}{2+m} + \frac{n-1}{2} \right) - Z(\Delta V_b, J) \frac{n-1}{2}}, \quad (8)$$

где n — количество эвакуируемых ОКМ; m — относительная масса ОКМ, $m = M_{\text{ОКМ}}/M_0$; ΔV_z — затраты характеристической скорости, необходимые для перевода КАЭ с ОКМ на орбиту захоронения; J — удельный импульс ДУ; ΔV_b — затраты характеристической скорости, необходимые для возвращения КАЭ за новым объектом с учетом коррекции большой полуоси и коррекции угла некомпланарности:

$$Z(\Delta V, J) = \exp\left(\frac{\Delta V}{J}\right) - 1. \quad (9)$$

Масса топлива для выполнения маневров вычисляется приближенно на основании запаса характеристической скорости для маневрирования во время эвакуации одного объекта космического мусора ΔV_M и удельного импульса маневровой двигательной установки J_M по формуле К.Э. Циолковского

$$M_M = n M_0 Z(\Delta V_M, J_M). \quad (10)$$

Формула (10) обеспечивает запас по массе топлива, так как по мере удаления ОКМ масса КАЭ уменьшается вследствие расхода топлива. Величина ΔV_M задается на основании данных о прототипах.

Подставив формулы (10) и (8) в (7), получим

$$M_T = n M_0 \mu, \quad (11)$$

$$\mu = \frac{Z(\Delta V_3, J)(1+m) + Z(\Delta V_B, J)}{1 - Z(\Delta V_3, J) \left(\frac{1}{2+m} + \frac{n-1}{2} \right) - Z(\Delta V_B, J) \frac{n-1}{2}} + Z(\Delta V_M, J_M). \quad (12)$$

Подставив (3)–(6) в (2), получим с учетом (11) формулу

$$M_0 = \frac{M_{\text{ц}} + \gamma_{\text{д}}^3 N_{\text{д}} + \gamma_{\text{э}} N_{\text{э}} + \gamma_{\text{к}} M}{1 - (\gamma_{\text{б}} + \gamma_{\text{д}}^{\text{T}}) n \mu}. \quad (13)$$

Подставив формулы (11) и (13) в (1), для массы КАЭ получим выражение

$$M = \frac{[M_{\text{ц}} + \gamma_{\text{д}}^3 N_{\text{д}} + \gamma_{\text{э}} N_{\text{э}}](1+n\mu)}{\gamma_{\text{к}} + (\gamma_{\text{к}} + \gamma_{\text{б}} + \gamma_{\text{д}}^{\text{T}}) n \mu - 1}. \quad (14)$$

Для определения массы заправленного КАЭ на основе формулы (14) можно получить нелинейное уравнение для относительной массы

$$M_{\text{ОКМ}} \frac{\gamma_{\text{к}} + (\gamma_{\text{к}} + \gamma_{\text{б}} + \gamma_{\text{д}}^{\text{T}}) n \mu(m) - 1}{[M_{\text{ц}} + \gamma_{\text{д}}^3 N_{\text{д}} + \gamma_{\text{э}} N_{\text{э}}][1+n\mu(m)]} - m = 0. \quad (15)$$

Уравнение (15) может быть решено численно. Кроме того, полагая, что масса ОКМ приблизительно равна массе заправленного КАЭ, можно разложить выражение (14) в ряд Тейлора в окрестностях $m = 1$ с точностью до линейного слагаемого, что даст приближенное решение

$$m = \frac{D - AC}{D - BC^2}, \quad (16)$$

где коэффициенты определяются по формулам

$$A = M_{\text{ОКМ}} \left[(\gamma_{\text{б}} + \gamma_{\text{д}}^{\text{T}}) n (Z_m (Z_z (3n-1) - 3(n-1)Z_w - 6) - 6z_3) + \gamma_{\text{к}} (b_3 - nb_1 - b_2) - 3nz_1 + b_2 \right];$$

$$B = [M_{\text{ц}} + \gamma_{\text{д}}^3 N_{\text{д}} + \gamma_{\text{э}} N_{\text{э}}], \quad C = [b_2 + nb_1 - b_3];$$

$$D = 2nM_{\text{ОКМ}}Z_z (1 + \gamma_{\text{б}} + \gamma_{\text{д}}^{\text{T}}) ((9n-7)Z_w + Z_z (9n+1) - 18);$$

$$z_1 = Z_w + Z_z, \quad z_2 = (Z_w + 2)Z_m + Z_w, \quad z_3 = Z_w + 2Z_z;$$

$$b_1 = 3z_2 + (Z_m + 9)Z_z, \quad b_2 = 3Z_w + Z_z + 6, \quad b_3 = 3n^2 z_1 Z_m;$$

$$Z_m = Z(\Delta V_M, J_M), \quad Z_w = Z(\Delta V_B, J), \quad Z_z = Z(\Delta V_3, J).$$

По заданной относительной массе ОКМ из (15) также можно найти массу целевых систем

$$M_{ц} = \frac{M_{ОКМ}}{m} \frac{\gamma_k + (\gamma_k + \gamma_6 + \gamma_d^r) n \mu(m) - 1}{[1 + n \mu(m)]} - [\gamma_d^3 N_d + \gamma_3 N_3]. \quad (17)$$

При проведении анализа проектных параметров КАЭ важно определить площадь панелей солнечных батарей $S_{с.б}$, которую можно найти по формуле [12]

$$S_{с.б} = \frac{N_d + N_3}{q_c \eta F_{с.б} \cos \Gamma}, \quad (18)$$

где q_c — солнечная постоянная у Земли; η — коэффициент эффективности солнечной батареи, отражающий КПД фотоэлектрических преобразователей и долю площади, которую занимают преобразователи на панели; $F_{с.б}$ — коэффициент деградации фотоэлектрических преобразователей; $\cos \Gamma$ — ориентация панели относительно Солнца.

Результаты моделирования. В ходе исследования рассматривался КАЭ, предназначенный для увода с ГСО на орбиту захоронения группы из $n = 30$ ОКМ типа РБ ДМ-SL. Сухая масса РБ ДМ-SL составляет 3500 кг [14]. Примеры параметров орбит подобных объектов, взятые на 10.11.2023 из каталога космических объектов NORAD [15], приведены в табл. 2.

Таблица 2

Параметры орбит ОКМ

Параметры орбит ОКМ	NORAD 46091	NORAD 55507
Высота орбиты $h_{КМ}$, км	34 361,8	34 595,4
Наклонение орбиты $i_{КМ}$, град	2,9432	0,2512
Эксцентриситет орбиты $e_{КМ}$	0,0149634	0,0094820
Аргумент перицентра орбиты $\omega_{КМ}$, град	198,6566	217,1813
Долгота восходящего узла орбиты $\Omega_{КМ}$, град	85,8241	91,6452

Для указанных в табл. 2 объектов запасы характеристической скорости, необходимые при захоронении ОКМ и возврате КАЭ, были вычислены в двух случаях.

Расчетный случай 1, при котором предполагается, что КАЭ оснащен ДУ с жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) на долгохранимых компонентах топлива НДМГ+АТ. Такие небольшие импульсы могут быть выданы двигателями маневрирования типа 11Д428, имеющими удельный импульс $J_m = 2850$ м/с. В этом случае принята электрическая мощность ДУ $N_d^* = 100$ Вт. Затраты характеристической скорости для перелетов, вычисленные для двух рассмотренных выше ОКМ, приведены в табл. 3. Расчет перелета с орбиты захоронения к ОКМ, обозначенный в таблице как «Возврат на ГСО», проводился с учетом некомпланарности орбит по методике, изложенной в [5]. Расчет перелета КАЭ с ОКМ на орбиту захоронения, обозначенный в таблице как «Захоронение ОКМ», выполнялся как компланарный гомановский двухимпульсный перелет. На основании полученных данных были приняты такие значения: $\Delta V_3^* = 10$ м/с и $\Delta V_B^* = 60$ м/с (с запасом 1,5).

Таблица 3

Результаты баллистического расчета

Перелет	1		2	
	ΔV , м/с	t , ч	ΔV , м/с	t , ч
Расчетный случай	1		2	
Тип ДУ	ЖРД		ЭРД	
Возврат на ГСО NORAD 46091	64	11,7	84	82,5
Захоронение ОКМ NORAD 46091	10	11,4	3	8,3
Возврат на ГСО NORAD 55507	52	11,5	74	71,5
Захоронение ОКМ NORAD 55507	10	11,5	3	8,2

Расчетный случай 2 предполагает оснащение КАЭ ДУ с холловским электрореактивным двигателем (ЭРД) типа КМ-7. При этом был выбран удельный импульс ДУ $J^{**} = 21800$ м/с [16] и электрическая мощность двигателя 4500 Вт. С учетом КПД элементов энергосистемы, который принят равным 0,6 [17], взята электрическая мощность ДУ $N_d^{**} = 7500$ Вт. Как и в предыдущем расчетном случае 1, расчет перелета с орбиты захоронения к ОКМ проводился с учетом некомпланарности орбит, а расчет перелета КАЭ с ОКМ на орбиту захоронения — как расчет компланарного гомановского двухимпульсного перелета. По изложенной в [18, 19] методике расчета перелетов с малой тягой были определены величины ΔV , приведенные в табл. 3. На основании полученных данных были приняты следующие значения: $\Delta V_3^{**} = 10$ м/с и $\Delta V_B^{**} = 80$ м/с.

Вычисление проектных параметров проводилось с учетом ограничений, накладываемых на КАЭ со стороны ракеты-носителя. Известно, что масса КА, выводимого на ГСО, ракетой-носителем «Ангара-5» с РБ ДМ составляет 3900 кг [20]. С учетом необходимости доставки КАЭ на орбиту захоронения в работе принято, что

$$M \leq 3500 \text{ кг.} \quad (19)$$

В расчетах также принято, что для выполнения маневров при динамических операциях с ОКМ используются двигатели малой тяги на высококипящих компонентах типа 11Д428 [21], имеющие удельный импульс $J_M = 2850$ м/с. На основании оценок запаса характеристической скорости для выполнения маневрирования при стыковке, требующего около 3 м/с [22], и для обслуживания КА, на что приходится около 1,5 м/с [23], с учетом необходимого запаса было выбрано значение запаса $\Delta V_M = 5$ м/с.

Коэффициенты массы для конструкции и баков на основе данных из [12] приняты $\gamma_6 = \gamma_k = 0,1$. Коэффициент массы ДУ в данной работе также был задан $\gamma_d^T = 0,1$, а удельные массы систем энергоснабжения были взяты $\gamma_9 = \gamma_d^3 = 0,1$ кг/Вт [18].

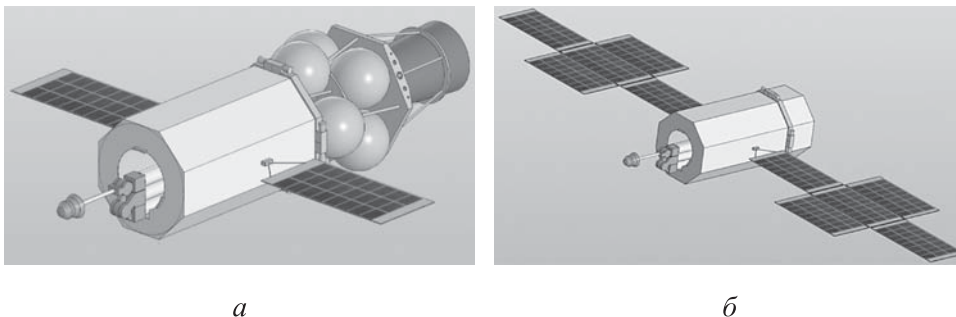
В ходе расчета масса КАЭ определялась для заданной массы целевых систем $M_{ц}$ и располагаемой электрической мощности $N_9 = 1000$ Вт. Путем численного решения нелинейного уравнения (15), а также по формуле (16) вычислялась относительная масса m , а затем рассчитывались остальные характеристики КАЭ. Согласно расчетам, при рассмотренных значениях параметров погрешность приближенного определения величины m по формуле (16) не превышает 0,5 %. Проведенный анализ показал, что масса КАЭ в расчетном случае 1 (с использованием ЖРД) оказывается в 1,8–2,5 раза больше, чем в расчетном случае 2 (с использованием ЭРД).

При сравнении ограничения (19) с массой ОКМ оказывается, что в данном случае можно положить $m = 1$. Тогда для расчетного случая 1 вычисленная по формуле (17) масса целевых систем $M_{ц}^* = 493$ кг, а для расчетного случая 2 — $M_{ц}^{**} = 1584$ кг. Таким образом, применение ЭРД позволяет более чем в 3 раза увеличить массу целевой аппаратуры КАЭ. Результаты расчета проектных параметров КАЭ для $M_{ц}^*$ и $M_{ц}^{**}$ приведены в табл. 4. Для расчетных случаев 1 и 2 были определены площади панелей солнечных батарей по формуле (18) с параметрами $q_c = 1366$ Вт/м², $\eta = 0,25$, $F_{сб} = 0,886$, $\cos \Gamma = 0,999$. Результаты расчета даны в табл. 4.

Результаты расчета параметров КАЭ

Параметр	Расчетный случай					
	1	2	1	2	1	1
Число уводимых ОКМ n , шт.	30	30	30	30	21	15
Тип ДУ	ЖРД	ЭРД	ЖРД	ЭРД	ЖРД	ЖРД
Масса целевой аппаратуры $M_{ц}$, кг	493,0	493,0	1584,0	1584,0	1035,0	1471,0
Масса топлива M_T , кг, в том числе: на маневры M_M , кг на перелеты M_P , кг	2028,6	298,20	4895,4	529,3	1585,5	1228,3
Масса ДУ $\gamma_d^T M_T$, кг	202,9	29,8	489,5	52,9	158,6	122,8
Масса баков $M_б$, кг	243,4	35,8	587,4	63,5	190,3	147,4
Полная масса энергосистемы $M_э + \gamma_d^3 N_d$, кг	110,0	850,0	110,0	850,0	110,0	110,0
Масса конструкции M_k , кг	419,7	232,8	1045,4	420,0	419,9	419,9
Сухая масса КАЭ M_0 , кг	1469,0	1641,4	3816,4	2970,4	1913,7	2271,2
Стартовая масса КАЭ M , кг	3497,6	1939,6	8711,8	3499,7	3499,2	3499,4
Относительная масса ОКМ t	1,00	1,81	0,40	1,00	1,00	1,00
Площадь панелей солнечных батарей $S_{с.б.}$, м ²	3,6	28,1	3,6	28,1	3,6	3,6

По данным, полученным на основе объемно-массового анализа, для двух расчетных случаев построены геометрические модели КАЭ (рис. 3).



а

б

Рис. 3. Облик КАЭ:

а — расчетный случай 1 (с ЖРД); б — расчетный случай 2 (с ЭРД)

Поскольку полученная в первом расчетном случае масса целевых систем $M_{\text{ц}}^*$ получилась меньшей в предполагаемой массе манипулятора, для данного расчетного случая с использованием выражения (17) при условии $m = 1$ были проведены расчеты возможного числа уводимых ОКМ для $M_{\text{ц}}^* \approx 1000$ кг и $M_{\text{ц}}^* \approx 1500$ кг. Результаты расчетов, приведенные в табл. 4, свидетельствуют, что число уводимых ОКМ уменьшается до 21 и 15 соответственно.

Заключение. Проведенные расчеты подтверждают известный теоретический результат, что для транспортного КА, выполняющего функции межорбитального буксира на большом удалении от Земли (в отдалении от так называемой гравитационной ямы), наиболее эффективной является двигательная установка с ЭРД. Оснащенный ДУ такого типа один КАЭ, удовлетворяющий существующим ограничениям, которыми обладают имеющиеся средства выведения, сможет выполнить миссию по эвакуации 30 отработавших ресурс разгонных блоков с ГСО на орбиту захоронения. Однако следует отметить сложность конструкции подобного КАЭ, которая должна, помимо специфической целевой аппаратуры, включать значительный запас дорогостоящего топлива (ксенона), мощную энергетическую установку с панелями солнечных батарей большой площади и ДУ с ЖРД для выполнения маневрирования вблизи ОКМ. Низкий уровень готовности технологий (отсутствие отработанного прототипа) может привести к увеличению затрат на разработку и осуществление миссии, а также конечной стоимости захоронения одного ОКМ.

Расчеты показывают, что при использовании маршевой двигательной установки с ЖРД при существенно меньшей стоимости разработки КАЭ может выполнить миссию по удалению половины группы имеющихся ОКМ. Использование двух КАЭ, с одной стороны, увеличивает затраты на выведение, но, с другой — позволяет создать более простой, надежный и экономичный КАЭ, а также ускорить процесс очистки ГСО за счет параллельной работы двух аппаратов. Следовательно, дальнейшая работа будет направлена на анализ технико-экономических показателей двух рассмотренных вариантов КАЭ. Отдельное исследование потребуется для анализа динамики процесса захвата массивного ОКМ манипулятором с учетом возможности возникновения низкочастотных колебаний панелей солнечных батарей большой площади.

*Работа выполнена при поддержке гранта РФФ № 23-29-00419,
<https://rscf.ru/project/23-29-00419/>*

ЛИТЕРАТУРА

- [1] ГОСТ Р 52925–2008. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. Москва, Стандартинформ, 2008, 8 с.
- [2] Baranov A.A., Grishko D.A. Review of path planning in prospective multi-target active debris removal missions in low earth orbits. *Progress in Aerospace Sciences*, 2024, vol. 145, ID.100982. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.100982>
- [3] Grishko D.A., Baranov A.A., Shcheglov G.A. Altitude optimality boundary of two variants of large space debris removal to disposal orbits. *Acta Astronautica*, 2024, vol. 223, pp. 328–341. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.07.016>
- [4] Baranov A.A., Grishko D.A., Khukhrina O.I., Chen D. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 169, pp. 23–31. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.001>
- [5] Гришко Д.А., Васильков Б.О. О некомпланарном переходе второго типа между двумя круговыми орбитами. *Авиационная техника*, 2018, № 3, с. 35–41.
- [6] Улыбышев С.Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 1. *Труды МАИ*, 2019, № 106, 28 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105746>
- [7] Улыбышев С.Ю. Математическое моделирование и сравнительный анализ схем применения аппарата-буксировщика для решения задачи увода объектов космического мусора на орбиту захоронения. Часть 2. *Труды МАИ*, 2019, № 107, 28 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=107855>
- [8] Леонов А.Г., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Космические аппараты для утилизации космического мусора*. Москва, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2019, 48 с.
- [9] Щеглов Г.А., Стогний М.В. *Космический комплекс для утилизации группы объектов крупногабаритного космического мусора*. Патент РФ на изобретение RU 2695155, 2019, бюл. № 21.
- [10] Стогний М.В., Щеглов Г.А. Выбор параметров системы амортизации манипулятора для спутника-утилизатора объектов космического мусора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 9. DOI: 10.18698/2308-6033-2020-9-2013
- [11] Krainski M., Girardin P., Aziz S., Englert C., Tagliapietra F., Marwaha V. Design of a hardware-in-the-loop simulation testbed for the camera and lighting unit of the European robotic arm. In: *14th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation*. ASTRA 2017.
- [12] Туманов А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. *Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов*. 3-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, 572 с.
- [13] Ермолаев В.И. *Проектирование транспортных космических аппаратов*. Санкт-Петербург, Изд-во БГТУ, 2019, 65 с.
- [14] Block D. *Russian space web*. URL: https://www.russianspaceweb.com/n1_d.html (дата обращения 24.11.2024).
- [15] *Space-track* URL: <https://www.space-track.org> (дата обращения 24.11.2024).
- [16] Васин А.И., Коротеев А.С., Ловцов А.С., Муравлев В.А., Шагайда А.А., Шутов В.Н. Обзор работ по электроракетным двигателям в Государственном научном центре ФГУП «Центр Келдыша». *Труды МАИ*, 2012, № 60, 9 с. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35335>
- [17] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Синявский В.В. О влиянии энергооборуженности корректирующей двигательной установки низкоорбитального

- космического аппарата на его срок активного существования. *Известия РАН. Энергетика*. 2019, № 4, с. 119–129.
- [18] Салмин В.В., Четвериков А.С., Гоголев М.Ю. *Расчет проектно-баллистических характеристик и формирование проектного облика межорбитальных транспортных аппаратов с электрореактивной двигательной установкой с использованием информационных технологий*. Самара, Изд-во Самарского ун-та, 2019, 196 с.
- [19] Лебедев В.Н. *Расчет движения космического аппарата с малой тягой*. Москва, Вычислительный центр АН СССР, 1968, 108 с.
- [20] Ракета-носитель «Ангара-А5». *Роскосмос*. URL: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (дата обращения 24.11.2024).
- [21] АО «Научно-исследовательский институт машиностроения». *Каталог продукции 2022*. URL: https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf (дата обращения 24.11.2024).
- [22] Final report on a study of automated rendezvous and docking for ATS 5 despin, vol. 1. *NASA Technical Report. SD-71-286-VOL-1. NASA-CR-119001*. URL: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710019685> (дата обращения 24.11.2024).
- [23] Shawn Baxter McCamish, Marcello Romano, Xiaoping Yun. Autonomous distributed control of simultaneous multiple spacecraft proximity maneuvers. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2010, vol. 7, no. 3, pp. 630–644. DOI: 10.1109/TASE.2009.2039010

Статья поступила в редакцию 25.11.2024

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Щеглов Г.А., Меркулова А.А. Оценка проектных параметров геостационарного космического аппарата-эвакуатора. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 12. EDN BBLGGY

Щеглов Георгий Александрович — д-р техн. наук, профессор кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: shcheglov_ga@bmsu.ru

Меркулова Александра Александровна — студентка кафедры «Аэрокосмические системы» МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: maa20m488@student.bmsu.ru

Evaluation of design parameters of the geostationary tow truck spacecraft

© G.A. Shcheglov, A.A. Merkulova

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

The paper considers a tow truck spacecraft designed for active removal of a group of large space debris from the vicinity of geostationary orbit. It proposes simplified analytical formulae to evaluate the masses of spacecraft main subsystems depending on the type of propulsion used. The spacecraft should satisfy existing limitations to the available launch vehicles. The paper shows that a spacecraft equipped with electric propulsion is able to perform a mission of removing thirty spent upper stages. In case of chemical propulsion, a significantly lower development costs can be achieved, but the spacecraft is able to remove only half of the considered debris group. On the one hand, two spacecraft yield more expensive launch costs; but on the other hand, each of them is simpler, more reliable and cost-effective. At the same time, if operating in parallel, two spacecraft are more efficient in the geostationary orbit clean-up process. Further research should be focused on the analysis of technical and economic indicators typical for the two propulsion options considered in the paper.

Keywords: space debris object, tow truck spacecraft, geostationary orbit, design parameters, design appearance

The work was supported by the Russian Science Foundation Grant No. 23-29-00419, <https://rscf.ru/project/23-29-00419/>

REFERENCES

- [1] GOST R 52925–2008. *Izdeliya kosmicheskoy tekhniki. Obshchie trebovaniya k kosmicheskim sredstvam po ogranicheniyu tekhnogennogo zasoreniya okolozemnogo kosmicheskogo prostranstva*. [GOST R 52925–2008. Space technology items. General requirements for mitigation of near-earth space debris population]. Moscow, Standartinform Publ., 2008, 8 p.
- [2] Baranov A.A., Grishko D.A. Review of path planning in prospective multi-target active debris removal missions in low earth orbits. *Progress in Aerospace Sciences*, 2024, vol. 145, ID 100982. <https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2024.100982>
- [3] Grishko D.A., Baranov A.A., Shcheglov G.A. Altitude optimality boundary of two variants of large space debris removal to disposal orbits. *Acta Astronautica*, 2024, vol. 223, pp. 328–341. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2024.07.016>
- [4] Baranov A.A., Grishko D.A., Khukhrina O.I., Chen D. Optimal transfer schemes between space debris objects in geostationary orbit. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 169, pp. 23–31. <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.001>
- [5] Grishko D.A., Vasilkov B.O. O nekomplanarnom perekhode vtorogo tipa mezhdru dvumya krugovymi orbitami. [On the non-coplanar transfer of the type II between two circular orbits]. *Aviatsionnaya tekhnika — Russian Aeronautics*, 2018, no. 3, pp. 35–41.
- [6] Ulybyshev S.Yu. Matematicheskoe modelirovanie i sravnitelnyi analiz skhem primeneniya apparata-buksirovshchika dlya resheniya zadachi uvoda obyektov kosmicheskogo musora na orbitu zakhroneniya. Chast 1 [Mathematical modeling and comparative analysis towing vehicle schemes application to solve the

- problem of space debris objects removal to the disposal orbit. Part 1]. *Trudy MAI*, 2019, no. 106, 28 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=105746>
- [7] Ulybyshev S.Yu. Matematicheskoe modelirovanie i sravnitelnyi analiz skhem primeneniya apparata-buksirovshchika dlya resheniya zadachi uvoda obyektov kosmicheskogo musora na orbitu zakhroneniya. Chast 2. [Mathematical modeling and comparative analysis towing vehicle schemes application to solve the problem of space debris objects removal to the disposal orbit. Part 2]. *Trudy MAI*, 2019, no. 107, 28 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=107855>
- [8] Leonov A.G., Zelentsov V.I., Shcheglov G.A. *Kosmicheskie apparaty dlya utilizatsii kosmicheskogo musora* [Spacecraft for the space debris disposal]. Moscow, VPK "NPO Mashinostroyeniya" Publ., 2019, 48 p.
- [9] Shcheglov G.A., Stogniy M.V. *Kosmicheskii kompleks dlya utilizatsii gruppy obyektov krupnogabaritnogo kosmicheskogo musora. Patent RF na izobretenie RU 2695155* [Space complex for disposal of a group of objects of the large-sized space debris. Patent of the RF on Invention RU2695155], 2019, bull. no. 21.
- [10] Stogniy M.V., Shcheglov G.A. Vybory parametrov sistemy amortizatsii manipulyatora dlya sputnika-utilizatora obyektov kosmicheskogo musora. [Selection of manipulator shock-absorbing system parameters for the space debris disposal spacecraft]. *Inzhenernyy zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2020, iss. 9. <https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-9-2013>
- [11] Krainski M., Girardin P., Aziz S., Englert C., Tagliapietra F., Marwaha V. Design of a hardware-in-the-loop simulation testbed for the Camera and Lighting Unit of the European Robotic Arm. In: *14th Symposium on Advanced Space Technologies in Robotics and Automation*, ASTRA 2017.
- [12] Tumanov A.V., Zelentsov V.I., Shcheglov G.A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of layout of the spacecraft onboard equipment]. Moscow, BMSTU Publ., 2018, 572 p.
- [13] Ermolaev V.I. *Proektirovanie transportnykh kosmicheskikh apparatov* [Design of the transport spacecraft]. St. Petersburg, BG TU Publ., 2019, 65 p.
- [14] Block D. *Russian space web*. Available at: https://www.russianspaceweb.com/n1_d.html (accessed November 24, 2024).
- [15] *Space-track*. Available at: <https://www.space-track.org> (accessed November 24, 2024).
- [16] Vasin A.I., Koroteev A.S., Lovtsov A.S., Muravlev V.A., Shagayda A.A., Shutov V.N. Obzor rabot po elektroraketnym dvigatelyam v Gosudarstvennom nauchnom tsentre FGUP "Tsentr Keldysha". [Review of works on electric propulsion at Keldysh Research Center]. *Trudy MAI*, 2012, no. 60, 9 p. Available at: <https://trudymai.ru/published.php?ID=35335>
- [17] Onufrieva E.V., Onufriev V.V., Sinyavskiy V.V. O vliyaniy energovoorozhennosti korrrektiruyushchey dvigatelnoy ustanovki nizkoorbitalnogo kosmicheskogo apparata na ego srok aktivnogo suschestvovaniya [On the influence of power corrective propulsion low-orbit spacecraft in his active lifetime]. *Izvestiya RAN. Energetika — Proceedings of the Russian Academy of Sciences, Power Engineering*, 2019, no. 4, pp. 119–129.
- [18] Salmin V.V., Chetverikov A.S., Gogolev M.Yu. *Raschet proektno-ballisticheskikh kharakteristik i formirovanie proektnogo oblika mezhorbitalnykh transportnykh apparatov s elektroeaktivnoy dvigatelnoy ustanovkoy s ispolzovaniem informatsionnykh tekhnologiy* [Computation of design ballistic characteristics and formation of design appearance of the interorbital transport

- vehicles with an electric propulsion system using the information technology]. Samara, Samara University Publ., 2019, 196 p.
- [19] Lebedev V.N. *Raschet dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloy tyagoy* [Calculation of the low-thrust spacecraft motion]. Moscow, Vychislitelnyi Tsentr AN SSSR Publ., 1968, 108 p.
- [20] Raketa-nositel “Angara-A5” [Angara-A5 launch vehicle]. *Roscosmos*. Available at: <https://www.roscosmos.ru/36320/> (accessed November 24, 2024).
- [21] AO “Nauchno-issledovatel'skiy institut mashinostroeniya”. *Katalog produktov 2022* [JSC Research Institute of Machine Building. Product catalogue 2022]. Available at: https://www.niimashspace.ru/files/2020/Katalog-NIIMash-2020_compressed.pdf (accessed November 24, 2024).
- [22] Final report on a study of automated rendezvous and docking for ATS 5 despin, vol.1. *NASA Technical Report*. SD-71-286-VOL-1. NASA-CR-119001. Available at: <https://ntrs.nasa.gov/citations/19710019685> (accessed November 24, 2024).
- [23] Shawn Baxter McCamish, Marcello Romano, Xiaoping Yun. Autonomous distributed control of simultaneous multiple spacecraft proximity maneuvers. *IEEE Transactions on Automation Science and Engineering*, 2010, vol. 7, no. 3, pp. 630–644. <https://doi.org/10.1109/TASE.2009.2039010>

Shcheglov G.A., Dr. Sc. (Eng.), Professor, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: shcheglov_ga@bmstu.ru

Merkulova A.A., Student, Department of Aerospace Systems, Bauman Moscow State Technical University. e-mail: maa20m488@student.bmstu.ru