

# Электромагнитные системы запуска на геосинхронную экваториальную орбиту и расчет стоимости

Эрк Ингер (Erc Inger)  
Университет Атилим, 06836 Анкара, Турция

Исследована и оценена электромагнитная пусковая система (снаряд) как приемлемая альтернатива химическим двигательным установкам для космических перевозок. Метаемое тело было сконструировано таким образом, чтобы достигать своей орбитальной скорости на заданной высоте, при этом энергия передавалась снаряду извне на всем протяжении разгона через электромагнитный ускоритель. Многоступенчатая конструкция электромагнитного пускового устройства содержит конденсаторы для накопления энергии и передает эту энергию через переключаемый индуктор на ускоряемое тело, которое синхронно запитывается через колебательный LC-контур. В данной статье представлены зависимости конструктивных и рабочих параметров для соотношений, описывающих ускорение, и их оптимизация. Также рассчитаны затраты на электромагнитную пусковую систему в единицах удельной (на единицу массы) энергии.

## 1. ВСТУПЛЕНИЕ.

Для запуска и выведения космических аппаратов на заданную высоту за пределами атмосферы обычно используются многоступенчатые ракеты. Для того чтобы аппараты с химическими или ядерными двигательными установками могли разогнаться и достичь своих орбит, удаленных на сотни километров, требуется огромное количество топлива на которое приходится около 90% общего веса аппарата. Кроме того, ракеты, запускаемые химическим способом, являются дорогостоящими и трудоемкими в производстве, и после их запуска оборудование не может быть использовано повторно.

Электромагнитные космические пусковые установки (EMSL), принцип работы которых основан на создании тягового усилия в магнитном поле электромагнита, с другой стороны, обладают большими преимуществами перед ракетами на химическом топливе. EMSL могут запускать ракеты, которые могут нести большую полезную нагрузку и иметь более высокое значение ускорения. Их можно повторно использовать; они экономичны и более безопасны, чем химические пусковые системы.

В ближайшем будущем планируется межпланетная транспортировка сотен тонн грузов; системы EMSL будут более предпочтительными с точки зрения всех экономических, коммерческих и технических аспектов, поскольку в них будут использоваться многоступенчатые катушечные электромагнитные ускорители. Стоимость оборудования пусковой установки с системой накопления энергии и коммутационными блоками, оборудованием управления, основной системой электропитания, катушками и структурой EMLS, а также строительных работ оценивалась в 24 миллиона долларов США, устройство для накопления 76 ГДж с помощью генераторов и конденсаторов обойдется в 11 миллиардов долларов США. Энергетические затраты на запуск и амортизацию капитала даже в том случае, если пусковая установка использовалась для 120 запусков в день [1].

Предполагаемые затраты на запуск могут быть привлекательными (600 долларов США/кг) по сравнению со стоимостью космического челнока (20 000 долларов США/кг), при условии, что может быть достигнута приемлемая частота использования [2]. Необходимы дальнейшие оценки, чтобы с уверенностью определить техническую и экономическую целесообразность.

Потенциальное преимущество технологии электромагнитного ускорения заключается в том, что воздействующие на снаряд силы приводят к эффекту левитации, так что ему не нужно физически соприкасаться со стенками пусковой трубы. При скоростях и полезной нагрузке, необходимых для запуска в космос, это стало бы важным преимуществом.

## II. ТЕОРИЯ.

### *A. Электромагнитное ускорение.*

Цилиндрический якорь (снаряд) с полезной нагрузкой начинает ускоряться через замкнутые сегменты равномерно расположенных катушек без какого-либо контакта с проводами. В концептуальной модели проектирования требуемая скорость вычисляется математически с использованием различных напряжений, магнитного поля и различных размеров катушки [3]–[5].

Соотношение для индуктивности обмотки, используемое в данных расчетах, имеет вид:

$$L_{\text{circle}} = \mu_0 r \ln[1.39\bar{\omega}] \quad (1)$$

где  $L$  – индуктивность,  $\mu_0$  – магнитная проницаемость,  $r$  – средний радиус, а  $\bar{\omega}$  – отношение наружного и внутреннего радиусов катушки.

Электрическая потенциальная энергия есть произведение емкости на квадрат напряжения, и это соотношение равно произведению напряжения индукции, наведенного в катушках, на половину квадрата силы тока<sup>1</sup>. Наконец, сила тока выражается как

$$N_k I_k = Bw/\mu_0 \quad (2)$$

Где  $N_k$  –  $k$ -й сегмент катушки,  $I_k$  – соответствующая сила тока,  $B$  – индукция магнитного поля,  $w$  – ширина соответствующего сегмента.

Потенциальная энергия (PE) и ускорение ( $a$ ) равны, соответственно

$$PE = \frac{B^2 w^2 r \ln[1.39 \bar{\omega}]}{4\mu_0} \quad (3)$$

$$a = \frac{\eta(PE)}{mw} \quad (4)$$

где  $\eta$  - КПД системы и  $m$  – масса ускоряемого тела.

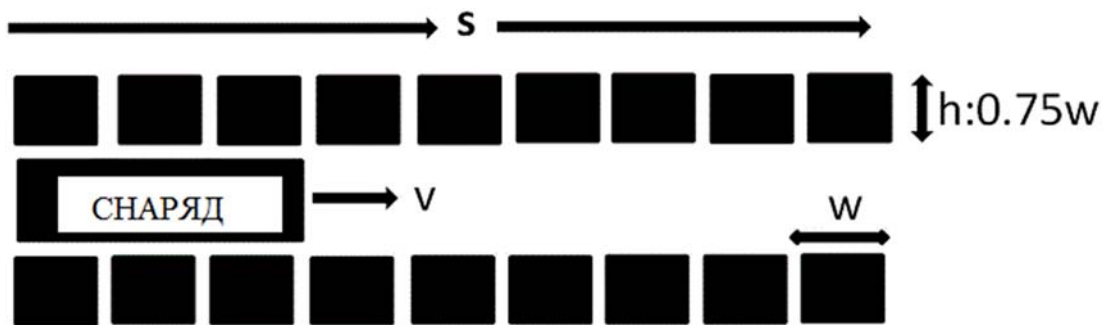


Рис.1. Катушечный ускоритель.

Емкость определяется как

$$C = \frac{w^2 B^2 r \ln[1.39 \bar{\omega}]}{2\mu_0 V^2}. \quad (5)$$

Постоянная разряда конденсатора  $\tau_k$  принимается равной длительности фронта тока в сегменте и выражается как

$$\tau_k = \frac{\pi}{2} N_k (\beta LC)^{1/2} \quad (6)$$

<sup>1</sup> Так в тексте (прим. перев.)

где  $\beta$  – коэффициент эффективности индуктивности. Скорость на выходе можно оценить как

$$v_L = \frac{2w}{\pi N_k \sqrt{\beta LC}}. \quad (7)$$

Подставляя (1) и (5) в (7) и принимая  $\beta = 1/2$ , можно получить

$$v_L N_k = \frac{4V}{\pi r B \ln[1.39\omega]}. \quad (8)$$

Тогда выходная скорость длина ускорителя, изображенного на рис. 1, равны, соответственно

$$v_L = \frac{2w}{\pi N_k \sqrt{\beta LC}} \quad (9)$$

$$s = \frac{v_L^2}{2a}. \quad (10)$$

Определенные согласно изложенным соотношениям параметры для соответствующих исходных данных приведены в Таблице 1.

Исходные данные	Значение	Выходные параметры	Значение
Масса снаряда (кг)	1 000	Ускорение (g)	76
Средний радиус (м)	0,4	Скорость (м/с)	8 187
Индукция поля (Тл)	25	Длина ускорителя (км)	43,7
Толщина (м)	0,15	Сила тока (МА)	5,97
Напряжение (кВ)	160	Количество сегментов	193 000
		Длительность разгона (сек)	10,85
		Мощность (МВт)	6 106
		Суммарная энергия (ГДж)	66,3

Таблица 1. Характеристики электромагнитного ускорителя.

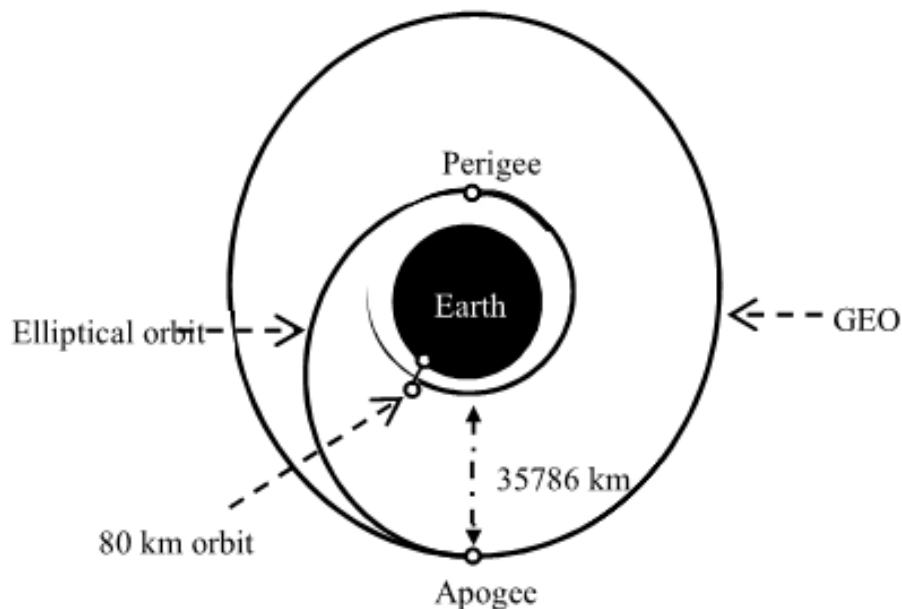
Электрическая потенциальная энергия преобразуется в кинетическую, и все расчеты основаны на этом преобразовании. Индуктивность, сила тока и емкость рассчитываются для заданного магнитного поля, напряжения и физических размеров, таких как радиус катушки, высота и ширина сегмента. Кроме того, также рассчитываются ускорение,

скорость, длина пускового устройства и количество катушечных сегментов. Чтобы рассчитать скорость запуска, вычисляется приемлемая орбитальная скорость на заданной высоте, как показано в таблице I. В дополнение к этим расчетам, определяется КПД путем деления кинетической энергии, достигаемой в EMLS, на электрическую потенциальную энергию:

$$\eta = \frac{Fw}{PE}. \quad (11)$$

*Б. Перемещение на геостационарную орбиту.*

Космический снаряд, положение которого в небе остается неизменным для стационарного наблюдателя на земле, должен быть переведен на геостационарную орбиту (высота 35 786 км). Орбитальные станции на высоте 35 786 км над Землей, период обращения которых составляет 24 часа, создают впечатление, что они парят над фиксированной точкой на экваторе, как показано на рис. 2.



*Рис. 2. Иллюстрация вывода на ГСО.*

Орбитальная скорость на высоте  $h_i$  (км) составляет

$$v_{hi} = \sqrt{\frac{GM_{EARTH}}{r_{EARTH} + h_i}} \quad (12)$$

где  $G$  – гравитационная постоянная,  $r_{EARTH}$  и  $M_{EARTH}$  – радиус и масса Земли. Поскольку снаряд имеет свой собственный потенциал  $2gh_1$ , он должен быть прибавлен в уравнение для скорости:

$$v_L = \sqrt{\frac{GM_{EARTH}}{r_{EARTH} + h_1} + 2gh_1}. \quad (13)$$

Выход на эллиптическую орбиту в перигее с круговой орбиты, скорость в перигее и дополнительная скорость, которая должна быть сообщена снаряду, рассчитываются следующим образом:

$$a_{MAJOR} = r_{EARTH} + \frac{h_1 + h_2}{2} \quad (14)$$

$$v_{PER} = \sqrt{\frac{2GM_{EARTH}}{r_{EARTH} + h_1} - \frac{GM_{EARTH}}{a_{MAJOR}}} \quad (15)$$

$$\Delta v_1 = v_{PER} - v_{h1}. \quad (16)$$

Здесь  $a_{MAJOR}$  – главная ось,  $h_1$  – высота перигея,  $h_2$  – высота апогея,  $v_{per}$  – скорость в перигее.

Для выхода на круговую геостационарную экваториальную орбиту (ГСО) из апогея эллиптической орбиты расчет ведется аналогично:

$$v_{APO} = \sqrt{\frac{2GM_{EARTH}}{r_{EARTH} + h_2} - \frac{GM_{EARTH}}{a_{MAJOR}}} \quad (17)$$

$$\Delta v_2 = v_{h2} - v_{APO}. \quad (18)$$

Масса топлива, необходимого для смены орбит, может быть вычислена как

$$m_p = m \left( 1 - e^{-\frac{\Delta v}{g I_{SP}}} \right) \quad (19)$$

где  $I_{SP}$  – удельный импульс горючего,  $g$  – гравитационная константа, а  $\Delta v$  – суммарное потребное изменение скорости, которое равно

$$\Delta v = \Delta v_1 + \Delta v_2. \quad (20)$$

*В. Характеристики двигателя для перемещения в космосе.*

Параметры перемещения с низкой околоземной орбиты (НОО) на низкую окололунную при помощи двигателей низкой постоянной тяги мощностью 5, 10 и 15 кВт в диапазоне удельных импульсов топлива от 1500 до 5000 с были оценены в работах [6] и [7].

*Г. Оценки энергоёмкости EMLS.*

Мощность системы (SYSP) рассчитывается из исходных параметров (масса снаряда  $m$ , результирующая скорость и ускорение согласно Табл. 1):

$$SYSP = (P)_{\text{sys}} = magv(W). \quad (21)$$

Таким образом, потребная удельная мощность на единицу массы может быть записана как

$$(P)_{\text{sys}}/m = agv(W). \quad (22)$$

*Д. Средний по сегментам EMLS КПД.*

Общий КПД может быть найден через мощность, время использования, кинетическую энергию, массу и скорость запуска:

$$\eta_{\text{sys}} = \frac{KE}{P_{\text{sys}}t} = \frac{100v}{2agt} (\%) \quad (23)$$

### III. РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ.

Выведены алгебраические выражения, представляющие качественное объяснение работы катушечного ускорителя. Такие параметры как индуктивность, магнитная площадь, индуктивный ток и емкость выражены с помощью радиуса катушки, толщины и высоты ускорительного тракта. Приложенное напряжение играет важную роль в определении начальной скорости пусковой установки. Затем были рассчитаны сила тяги, ускорение, длина пусковой установки и количество катушек. В этой статье приведены полезные показатели для определения характеристик и проиллюстрирована взаимосвязь параметров системы с электромагнитным запуском.

Космический снаряд массой 1000 кг с исходными параметрами - средним радиусом витка, электромагнитным полем, толщиной катушки и электромагнитной скоростью на высоте 80 км должен достигать орбитальной скорости 8178 м/с.

Мощность привода (кВт)	Вес батареи (кг)	Блок распределения мощности (кг)	Подсистема управления мощностью (кг)	Солнечная антенна (кг)	Суммарная масса (кг)
5	25	20	30	88	163
				39	114
				35	110
10	25	30	50	162	267
				72	177
				65	170
15	25	40	70	250	385
				111	246
				100	235

Таблица 2. Энергетические системы.

Масса изделия	Масса топлива для выхода в перигей	Масса топлива для выхода в апогей	Масса двигателя	Полезная нагрузка
1000 кг	156 кг	38 кг	256 кг	560 кг

Таблица 3. Распределение масс конструкции и полезной нагрузки.

Мощность системы рассчитана на уровне 6106 МВт, но лучше предусмотреть возможности оборудования EMLS на уровне 9000 МВт. Хотя время запуска составляет 10,85 с, если предположить, что система работает в общей сложности 100 с при каждом запуске, количество энергии, потребляемой на килограмм массы транспортного средства, составит 250 кВт\*ч/кг. Общая эффективность системы может быть оценена из соотношения полученной кинетической энергии к потребляемой потенциальной энергии 50%.

Космический аппарат будет перенаправлен ГСО (35 786 км). Для ввода на эллиптическую орбиту в перигее и входа в ГСО в апогее используется небольшое количество топлива и малогабаритный двигатель, представленные в таблицах 2 и 3.



#### IV. ЗАКЛЮЧЕНИЕ.

Протестирована математическая модель для космического снаряда, запускаемого с земли на орбиту, основанная на алгебраических соотношениях для катушечного ускорителя. Снаряд успешно достигает орбитальной скорости НОО на расстоянии 80 км от Земли. Снаряд был спроектирован для успешного полета в космосе с 56%-ной конструктивной и полезной нагрузкой, что является очень важным для космических перевозок. Но, как бы ни проверялись результаты запуска, ускорение в 76 g является довольно высоким, хотя соответствующая дистанция запуска невелика. Снаряд будет “сжат” в радиальном направлении, чтобы обеспечить высокую ускорения в осевом направлении (при запуске). При уменьшении ускорения значительно увеличиваются дистанция разгона и инвестиционные затраты на пусковую установку.

Для быстрого включения приводных катушек, пока снаряд находится поблизости, необходимы очень высокие коммутационные напряжения. Наличие таких высоких напряжений, потери энергии через катушки и трудности с изоляцией проводов являются основными практическими проблемами этой технологии. Конечно, большая величина магнитного поля является еще одной трудностью, которая также ограничивает диаметр цилиндрического снаряда.

Для полученных параметров нашей EMLS системы, рассчитаны стоимостные характеристики, инвестиции и затраты на электроэнергию: 27 долларов США на каждый выстрел, амортизация оборудования за 10 лет, 365 дней, 120 выстрелов и затраты на электроэнергию в размере 250 кВт\*ч/кг, стоимость электроэнергии в размере 50 долларов США, если считать, что 1 кВт\*ч энергии равен 20 центам при разгоне снаряда до орбитальной скорости.

Наконец, энергетические и инвестиционные затраты на единицу массы снижаются за счет увеличения массы космического аппарата, что приведет к уменьшению ускорения и увеличению полезной массы космического аппарата.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

- [1] H. Kolm. (Sep. 1980). *Mass Driver Up-Date*. [Online]. Available: <http://www.nss.org/settlement/L5news/1980-massdriver.htm>
- [2] R. I. McNab, "Launch to space with an electromagnetic railgun," *IEEE Trans. Magn.*, vol. 39, no. 1, pp. 295–304, Jan. 2003.
- [3] B. Marder, "A coilgun design primer," *IEEE Trans. Magn.*, vol. 29, no. 1, pp. 701–705, Jan. 1993.
- [4] S.-W. Kim, H.-K. Jung, and S.-Y. Hahn, "Optimal design of multistage coilgun," *IEEE Trans. Mag.*, vol. 30, no. 2, pp. 505–508, Apr. 1994.
- [5] B. Marder, "Slingshot coil gun," Sandia Nat. Lab., Livermore, CA, USA, Sandia Rep. SAND2001-1780, Sep. 2001.
- [6] C. Casaregola, K. Geurts, P. Pergola, L. Biagioni, and M. Andrenucci, "A VEGA dedicated electric propulsion transfer module to the moon," in *Proc. 30th Int. Electr. Propuls. Conf.*, Sep. 2007, pp. 1–10.
- [7] P. A. Czysz and C. Bruno, *Future Spacecraft Propulsion System*, 1st ed. Chichester, U.K.: Springer-Praxis, 2009.

WWW.COILGUN.UK