

# Бесплатные полеты на другие планеты

**C&R Александр Болонкин**

<abolonkin@gmail.com>

## Абстракт

В предыдущих работах [1,2,8-24], основываясь на законах сохранения энергии и импульса, автор предложил необычный ракетный двигатель. Двигатель при своем движении извлекает энергию из атмосферы и использует ее для создания силы тяги. Автор показывает, что если масса газа, от которой отталкивается двигатель, в несколько раз больше, чем масса газа, которую тормозит двигатель при получении энергии, то тяга создаваемая таким двигателем, будет положительной. Такой двигатель может разогнать летательный аппарат до космических скоростей. Кроме этого, были изобретены прямоточные компрессор и двигатель-генератор, в которых сжатие и расширение – генерация электричества, производится электрическим полем. Автором также изобретен внешний ракетно-электрический двигатель. Все это способно сделать революцию не только в космосе, но и в авиации. Стоимость топлива составляет около половины стоимости билета пассажира в авиации и почти 90% стоимости космического запуска. Слово «бесплатный» полет или запуск, автор употребляет в смысле «без расхода топлива».

-----

Ключевые слова: дипольный электрический ракетный двигатель.

## Введение

Уже более полвека люди летают в космос и даже посетили спутник Земли – Луну. Но все эти достижения были связаны с такими огромными расходами и массой материала, что позволить себе это смогла только самая богатая страна мира США. Первая посадка 2-х космонавтов на Луну в 1969г стоила США 136 миллиардов долларов США (в ценах 2005г.). Каждый последующий запуск в 1.2 миллиарда долларов в ценах того времени. Всего до 1972г было сделано 6 запусков на Луну с космонавтами. Запуск осуществлялся 3-х ступенчатой ракетой «Сатурн-5». Первая ступень этой ракеты весила почти 3000 тонн, имела тягу 33400 кН и сообщала ракете скорость 2.86 км/сек. Вторая ступень имела тягу 5115 кН и увеличивала эту скорость до 6.84 км/сек, а высоту до 185 км. Третья ступень имела тягу 1000 кН и выводила массу 47 тонн на траекторию полета к Луне. Весь полет в одну сторону продолжался 12-13 суток, а время пребывания на Луне 1 – 3 суток. Это было грандиозное достижение, которое ни одна страна Мира не может повторить уже полвека.

Настоящее освоение космоса в смысле массовых полетов туристов на около-земную орбиту, ученых на Луну и Марс, автоматических спутников на дальние планеты и их спутники, может быть только в случае, если стоимость космического полета удастся снизить в сотни и тысячи раз. Этой цели и посвящены исследования и изобретения автора.

## Описание

Основная цель автора – максимально удешевить авиационные и космические полеты. Как автор пытается достичь этой цели? Первое. Он избавляется от огромного количества дорогостоящего,

криогенного или токсичного ракетного топлива. Жидкий кислород и водород нуждаются в криогенной установке и испаряются при длительном хранении. В случае аварии в кислороде горит даже железо. Демитилгидрозин ядовит. Догадливый читатель скажет – ядерный двигатель обеспечит неограниченное количество энергии! Но ядерный реактор дает мощное радиоактивное излучение. Так излучение неприемлемо не только для живых существ, но порождает радиоактивные изотопы в материалах космического корабля. Приходится применять тяжелую защиту от радиации, которая съедает преимущества ядерного реактора. Я уже не говорю о его гигантской сложности.

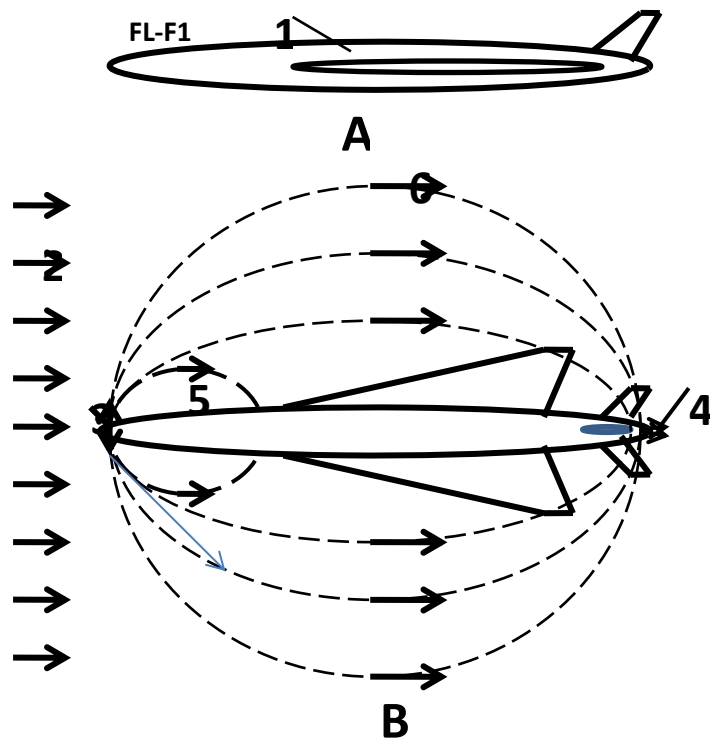
Автор решает эту проблему использованием удивительного двигателя [1,2, 8-24], который извлекает энергию из атмосферы и отталкивается от атмосферы. Практически предлагаемый двигатель может летать и разогнаться до космических скоростей в любой атмосфере. Почти все планеты солнечной системы, за исключением Меркурия (и спутника Земли - Луны) имеют атмосферы. Атмосфера Марса сильно разрежена и требует больше времени на разгон и торможение, но также может быть использована. Состав атмосферы не имеет значения.

Второй важный момент заключается в том, что предлагаемый двигатель может быть внешним по отношению к летательному аппарату, связан с ним только электрическим полем и может охватывать большой объем.

Важное достоинство предлагаемого аппарата также в его универсальности и многократности. Один и тот же аппарат может без переделки летать на разные планеты и служить непрерывно много лет. Известно, что все гигантские и весьма дорогостоящие ракеты являются одноразовыми и возвращаются в кучу обломков после каждого полета. Правда Илон Маск обещает создать ракету, первая ступень которой будет совершать посадку и снизит стоимость запуска в 2-3 раза. Но это не кардинальное решение проблемы. И достигается оно за счет снижения полезной нагрузки.

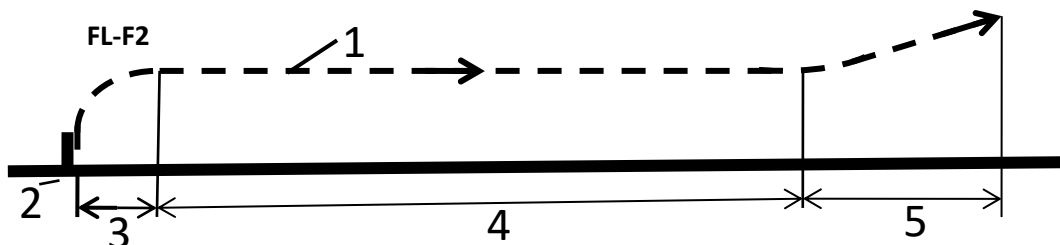
Предлагаемый летательный аппарат подобен самолету: он может лететь в любую точку и летать несколько лет.

Предлагаемый аппарат показан на Фиг. 1. Хотя летательный аппарат и походит внешне на сверхзвуковой самолет (Фиг.1А), он принципиально отличается от него. Внешний двигатель имеет дипольную схему, функционирует на принципе электрического поля и использует ток высокого напряжения. Электроды (полюса главного диполя) расположены в начале и конце фюзеляжа. Электроды вспомогательного диполя (вырабатывающего электроэнергию) расположены в носу и примерно на  $\frac{1}{4}$  -  $\frac{1}{2}$  длины фюзеляжа. Инжекторы 3 тяжелых зарядов (заряженные ионы) расположены в носовой части фюзеляжа. Инжекторы отрицательных зарядов (электронов) в районе вторых электродов диполей. Инжекторы 3 впрыскивают заряженные ионы. Ионы ускоряются и создают поток воздуха, который движет летательный аппарат и поддерживает его в режиме взлета, посадки и недвижимого висения в воздухе. Для нейтрализации заряда, в конце локального потока, инжектируются электроны. Легкий электростатический генератор, приводимый в движение обычным мотором, вырабатывает нужное количество электричества для висения. Благодаря большой площади дипольного двигателя расход топлива на висение меньше чем у вертолета. Регулируя тягу отдельных участков диполя летательный аппарат может управлять своим положением и совершать полет на небольшой скорости как вертолет. Для создания значительной горизонтальной скорости включаются концевые электроды 3-4, которые создают мощное электрическое поле 6 вокруг фюзеляжа (Фиг.1С). Инжекторы ионов 3, расположенные в передней части фюзеляжа, включаются и ионы ускоряют огромный поток воздуха, диаметр которого примерно равен длине фюзеляжа. Благодаря этому мы получаем очень малый расход топлива по сравнению с обычным винтовым, а тем более воздушно-реактивным (особенно специальным сверхзвуковым) двигателем. Эта схема целесообразна для самолетов небольшой дальности. Но она хороша и для массовых быстрых баллистических полетов на дальние дистанции и массовых или туристических полетов в космос.



**Fig.1.** Гиперзвуковой (космический) ионно-электрический дипольный аппарат с вертикальным взлетом и посадкой и с ионно-полевым двигателем. *Обозначения:* А – вид л.а. сбоку, В – вид л.а. сверху, 6 – электрическое поле вокруг крыла и траектории движения ионов. 1 - вид аппарата сверху, 2 – встречный поток атмосферы, 3 – впрыск ионов в электрическое поле в режиме полета и неподвижного висения в воздухе (взлет и посадка), 4 – впрыск электронов, 5-6 – линии электрического поля и движения ионов, 3 – инжектор ионов, 4 – инжектор электронов.

Стартует аппарат обычно следующим образом (Фиг.2). Он устанавливается вертикально или под углом около 45 градусов к горизонту. Над ним устанавливается мачта вертикально или под таким же углом, несущая скользящие контакты.



**Фиг.2.** Старт космического л.а. *Обозначения:* 1 – траектория разгона в атмосфере, 2 - Стартовая мачта со скользящими контактами, 3 – вертикальный старт, 4 – участок ускорения в атмосфере, 5 Выход в космос.

Мачта подает электрическую энергию необходимую для наклонного (или вертикального) старта). Стартуя со скоростью 100 -150 м/с или более траектория искривляется до горизонтального направления и включается предлагаемый полевой дипольный двигатель. На малых скоростях крыло поддерживает аппарат. На больших скоростях, когда центробежная сила превышает вес самолета, крыло

создает, наоборот, отрицательную подъемную силу, чтобы удержать летательный аппарат в горизонтальном полете и плотной атмосфере. Если аппарат содержит людей, то ускорение можно ограничить 3g. По достижению нужной скорости, крыло помогает выйти из атмосферы под нужным углом. Более детальные расчеты и оценки смотри в расчетах старта на Луну и Марс.

### Преимущества предлагаемого метода.

Эти преимущества, по сравнению с существующими самолетами и ракетным космическим запуском, обусловлены новым ионно-полевым двигателем:

1. Возможность разгона до комических скоростей без расхода топлива.
2. Возможность вертикального взлета, посадки и висения подобно вертолету.
3. Высокие дозвуковые и сверхзвуковые скорости полета с малым расходом топлива на старте.
4. Увеличение полезной нагрузки за счет меньшего количества потребного топлива и малого веса ионно-полевых двигателей. Экономичность.
5. Универсальность летательного аппарата. Один и тот же аппарат может быть использован для полета на малые, средние, большие расстояния и для космических полетов.
6. Способен летать на больших высота (20-40 км.).

### Теория.

The theory of the field high-speed electric motor proposed by the author was described by the author in many of his works [1,2, 8-24]. The main advantage of the proposed engine: at high speeds, the engine itself receives energy from part of the flow 1 and uses it to repel the device from another (larger) part of the flow 2. That is, the engine produces thrust at high speeds without fuel consumption. Conclusions based on the laws of conservation of energy and momentums are given in previous works [1,2, 8-24]. Here we produce final formulas for estimates.

$$P_1 = 0.5\eta\rho S_1 V^3, \quad T_2 = (P_1/\Delta V_2) = (0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3}, \quad D = P_1/V = 0.5\eta\rho S_1 V^2, \\ T = T_2 - D - Mg/K, \quad \Delta V_1 = (2P_1/\rho S_1)^{1/3}, \quad \Delta V_2 = (2P_2/\rho S_2)^{1/3}, \quad P_2 = P_1. \quad (1-2)$$

Here  $P_1$  – power getting from air flow 1, W;  $\eta \approx 0.5$  wind coefficient efficiency;  $\rho$  – air (gas) density, kg/m<sup>3</sup>;  $S_1$  – cross section braking flow 1, m<sup>2</sup>;  $S_2$  – cross section accelerated flow 2, m<sup>2</sup>;  $V$  – speed of flight, m/s;  $T_2$  – trust from flow 2, N;  $T$  – additional, useful trust, N;  $\Delta V_1$  – change speed of braking flow 1, m/s;  $\Delta V_2$  – change speed of accelerated flow 2, m/s;  $D$  – drag of flow 1, N (Flow 1 is a braking flow, flow 2 is an accelerating flow);  $M$  – mass of flight apparatus, kg;  $g = 9.81$  m/s<sup>2</sup> – Earth gravity;  $K$  – aerodynamic coefficient of flight apparatus.

From equations (1-2) and  $T = 0$ , we can get the maximum start mass of aircraft, which started vertical and having the ion lift wing, for given power or need the engine power for given mass.

$$M = (1/g)(0.5\rho S P_1^2)^{1/3} \quad \text{or} \quad P = [(Mg)^3/0.5\rho S]^{0.5}, \quad (3)$$

where  $S$  – area of the ion lift wing, m<sup>2</sup>;  $P$  – power of the lift ion engine, W. In flight equation  $M$  (3) and maximum  $V$  are next (for  $T = 0$ ):

$$M = (K/g)[T_2 - D] = (K/g)[(0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} - P_1/V], \quad V = P_1(0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} - Mg/K, \\ \text{or} \quad V = P_1(0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} - X, \quad X = C_d \rho a V^2 S. \quad (4)$$

Where  $X$  is drag the flight apparatus,  $N$ ;  $a$  is speed of sound, m/s;  $C_d \approx 0.1 \div 1$ . – coefficient of wave drags. The power needed to hover in place like a helicopter and minimal landing speed is

$$P_0 = \left[ \frac{(Mg)^3}{0.5\rho S} \right]^{1/2}, \quad V_m = \frac{1}{\eta^{1/3}} \left( \frac{Mg}{0.5\rho S_2} \right)^{1/2}. \quad (5)$$

**Flight time.** The time of flight from orbit to orbit along the trajectory of the minimum pulse is approximately equal to half the time of the full rotation of the planet. The time of the full rotation of the planet can be found in Table 1 or calculated using the formula

$$t = \frac{2\pi}{\sqrt{K_0}} a^{3/2}. \quad (6)$$

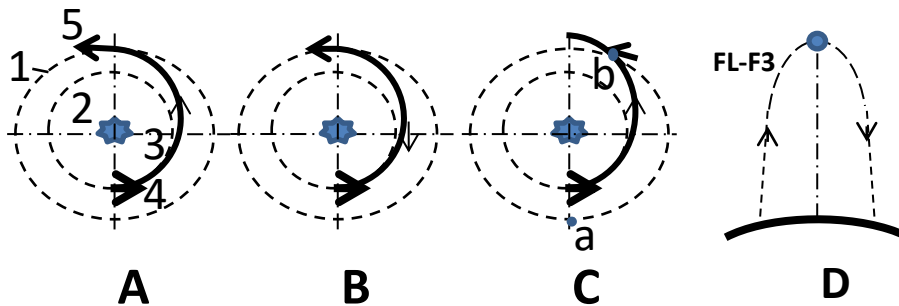
Here  $t$  is period of the planet's rotation, sec;  $a$  is the semi-major axis of the ellipse, m;  $K_0 = g_0 R_p^2$  (where  $R_p$  is radius of planet) is the planet's constant. For Earth  $K_0 = 3.9862 \cdot 10^{14} \text{ m}^2/\text{s}^2$ .

#### Calculation of minimum impulses for the transition from orbit to orbit.

Необходимые импульсы (изменения скорости) для перехода с орбиты на орбиту можно рассчитать при помощи следующих формул

$$V_p = \sqrt{\frac{V_1^2 + V_2^2}{2}}, \quad \Delta V = V_1 \left( \frac{V_1}{V_p} - 1 \right), \quad \Delta V' = V_2 \left( 1 - \frac{V_2}{V_p} \right). \quad (7)$$

Here  $V_1$  is speed of the first orbit, m/s;  $V_2$  is speed of the second orbit, m/s;  $V_p$  is the average speed of the orbits.



**Fig.3.** Calculation of minimum impulses for the transition from orbit to orbit. Обозначения: А – переход на более высокую орбиту (например, Земля-Марс). 1 – более высокая орбита, 2 – низкая орбита, 3 – центральное тело вокруг которого вращаются планеты или спутники, 4- ускорительный импульс, 5 – тормозной импульс у планеты. В – переход на более низкую орбиту (например, возвращение с Марса на Землю). Здесь первый тормозной импульс делается на орбите Марса, а второй импульс на орбите Земли. С – сокращение времени полета при за счет большей скорости, D – полет к спутнику планеты (например, с Земли на Луну).

Фиг. 1С показывает почему уменьшается время полета при небольшом превышении минимального импульса. Время полета сокращается не только за счет увеличения скорости, но и за счет уменьшения пути. Длина полуорбиты 1 от точки "а" до точки "в" может быть на 15-25% меньше, чем половина орбиты.

Если известны только отношение радиусов орбит  $r = R_2/R_1$ , то импульсы можно вычислить по формулам

$$r = \frac{R_2}{R_1}, \quad \Delta V = V_1 \left( \sqrt{\frac{2r}{r+1}} - 1 \right), \quad \Delta V' = V_1 \frac{1}{\sqrt{r}} \left( 1 - \sqrt{\frac{2}{r+1}} \right). \quad (7)'$$

Знак “-“ у импульса говорит о том, что это тормозной импульс.

Приобретаемая скорость и расход массы обычной ракеты вычисляются по формулам

$$V = -w \ln \frac{M_k}{M_0}, \quad \mu = \frac{M_k}{M_0} = e^{-V/w}, \quad f = \frac{M_0 - M_k}{M_0}, \quad (8)$$

where  $V$  – приращение скорости ракеты, м/с;  $w$  – скорость истечения газов из ракеты, м/с;  $M_k$  – final mass of rocket, kg;  $M_0$  initial mass of rocket, kg;  $\mu$  – relative mass of rocket body;  $f$  – relative mass of rocket fuel.

Если начальный разгон до скорости  $v_o = 100$  м/с, происходит вдоль мачты с перегрузкой  $n=3g$  и ускорением  $a=30$  м/с<sup>2</sup>, то длина мачты и время разгона равны

$$S = \frac{v_o^2}{2a} = \frac{100^2}{2 \times 30} = 167 \text{ m}, \quad t = \frac{v_o}{a} = \frac{100}{30} = 3.3 \text{ sec}. \quad (9)$$

Если используется наклонный старт и скорость не превышает 100 м/с, то в первом приближении можно пренебречь атмосферой и расстояние до вершины траектории, максимальная высота и скорость в вершине вычисляются по формулам

$$s = \frac{v_o^2 \sin^2 \alpha}{2g}, \quad H = \frac{v_o^2 \sin^2 \alpha}{2g}, \quad v_k = v_o \sin \alpha, \quad (10)$$

where  $s$  is distance to top point (Fig.2, distance “3”), m;  $\alpha$  is the start angle,  $v_o$  is start speed, m/s;  $g$  is gravity constant, m/s<sup>2</sup>;  $v_k$  is final speed, m/s. For  $v_o=100$  м/с and  $\alpha = 45^\circ$  we get  $s = 500$  m,  $H = 250+167= 417$  m,  $v_k = 70$  м/с.

For a ship with ordinary people, the overload cannot exceed  $n=3g$ ,  $a=30$  м/с<sup>2</sup>. At this overload and final speed, the acceleration length and time will be

$$s = \frac{V^2}{2a}, \quad t = \sqrt{\frac{2s}{a}}, \quad (11)$$

As a result, we get:

$V= 6$  km/s,  $s = 600$  km,  $t = 245$  sec. Ballistic trajectory.

$V= 8$  km/s,  $s = 1000$  km,  $t = 258$  sec. Satellite.

$V= 12$  km/s,  $s = 2400$  km,  $t = 283$  sec. Exit from the Earth gravitation.

$V=16$  km/s,  $s = 8533$  km,  $t = 569$  sec. Exit from Solar System gravitation.

Полезные формулы. Для быстрой оценки тяги и длины пробега ионов (молекул) полезны формулы:

$$T = \frac{1}{2} \eta \rho S_1 V^2 \left[ \left( \frac{S_2}{\eta S_1} \right)^{1/3} - 1 \right] - X, \quad l = \frac{kT}{\sqrt{2\pi\sigma^2 p}}, \quad \text{If } X \approx 0, \text{ then } T > 0, \text{ if } \frac{S_2}{\eta S_1} > 1, \quad (11a)$$

where  $l$  is ion run, m;  $k = 5.67$  W/(m<sup>2</sup>,K) Boltzman constant;  $T$  is temperature, K;  $\alpha \approx (0.3 \div 0.35) \cdot 10^{-9}$  m is diameter of ion, m;  $p$  is pressure, Pa.

## Полеты на другие планеты.

Предлагаемый способ дает огромные возможности для полетов на другие планеты с Земли. Это прежде всего полностью бесплатные **пролеты** около всех планет Солнечной системы и их спутников. Бесплатная **доставка спутников** на планеты и их спутники, имеющие хотя бы слабые атмосферы (как Марс), (из всех планет солнечной системы только Меркурий не имеет атмосферы). Практически бесплатная **доставка грузов** на планеты и их спутники, имеющие атмосферы с вертикальной посадкой. Практически в десятки десятки и сотни раз сокращается потребное горючее при полетах с возвращением на Землю.

Кроме того, метод имеет прекрасную перспективу для развития, над которой работают ученые в автомобильной промышленности: если создать легкие накопители электрической энергии, то предлагаемый аппарат сможет аккумулировать энергию торможения в атмосфере и любые полеты в космосе станут бесплатными (в смысле практически без расхода топлива).

### Полет на Марс.

Оценим основные параметры полета на Марс (стартовая масса корабля 100 тонн).

1) Для выхода из поля тяготения Земли на траекторию к Марсу нам нужна скорость:

$$V = V_2 + V_{11} = 11200 + 3100 = 14300 \text{ m/s} = 14.3 \text{ km/s}, \quad (12)$$

where  $V_2$  is the second space speed of Earth, m/s;  $V_{11}$  is the speed of the first impulse переходной орбиты, m/s.

2) При вертикальном старте с мачтой 170 м, ускорением 3g, аппарат получит скорость  $V=100$  м/с.

При этой скорости он без труда перейдет в горизонтальный полет и от двигателя АВ ( $S_1=706 \text{ m}^2$ ,

$S_2=2860 \text{ m}^2$ ,  $\rho=1 \text{ kg/m}^3$ ) получит ускорение 1.67g (see (1-2)):

$$P_1 = 0.5\eta\rho S_1 V^3 = 0.5 \cdot 0.5 \cdot 1 \cdot 706 \cdot 100^3 = 1.76 \cdot 10^8 \text{ W}; \quad T_2 = (0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} = 353 \text{ ton}, \quad D = P_1/V = 176 \text{ ton}, \quad X = 10 \text{ ton}, \quad T = T_2 - D - X = 353 - 176 - 10 = 167 \text{ ton}, \quad a = 16.7 \text{ m/s}^2, \quad n = 16.7/100 \approx 1.67g. \quad (13)$$

Что вполне достаточно для начального ускорения.

3) Проверим, может ли двигатель АВ обеспечить ускорение 3g на среднем участке траектории разгона на скорости  $V = 6 \text{ km/s}$  и высоте полета  $H = 40 \text{ km}$  ( $\rho = 4 \cdot 10^{-3} \text{ kg/m}^3$ )?

$$P_1 = 0.5\eta\rho S_1 V^3 = 0.5 \cdot 0.5 \cdot 4 \cdot 10^{-3} \cdot 706 \cdot 6000^3 = 152 \cdot 10^9 \text{ W}; \quad T_2 = (0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} = 5100 \text{ ton}, \quad D = P_1/V = 2530 \text{ ton}, \quad X = 0.78 \text{ ton}, \quad T = T_2 - D - X = 5100 - 2530 - 0.78 \approx 2570, \quad a = 257 \text{ m/s}^2, \quad n = 257.0/100 \approx 25.7g > 3g. \quad (14)$$

4) Проверим тягу на финальной скорости  $V=14.3 \text{ km/s}$  на высоте  $H = 80 \text{ km}$  ( $\rho = 1.85 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m}^3$ )

$$P_1 = 0.5\eta\rho S_1 V^3 = 0.5 \cdot 0.5 \cdot 1.85 \cdot 10^{-5} \cdot 706 \cdot 14300^3 = 9.53 \cdot 10^9 \text{ W}; \quad T_2 = (0.5\rho S_2 P_1^2)^{1/3} = 134.8 \text{ ton}, \quad D = P_1/V = 66.8 \text{ ton}, \quad X = 237 \text{ N}, \quad T = T_2 - D - X = 134.8 - 66.8 - 0.024 \approx 67.8, \quad a = 6.78 \text{ m/s}^2, \quad n = 67.8/100 \approx 0.678g. \quad (15)$$

Регулируя расход ионизера и высоту мы можем обеспечить ускорение 3g на всей траектории ускорения в атмосфере Земли.

По правильном прибытии в гравитационное поле Марса аппарат будет захвачен гравитационным полем Марса и при падении на его атмосферу разовьет вторую космическую скорость Марса около  $V_2 = 5 \text{ km/s}$ . Покажем, что эта скорость при помощи АВ двигателя можем быть поглощена торможением в атмосфере Марса. Примем плотность атмосферы Марса (газ  $\text{CO}_2$ ),  $\rho = 10^{-2} \text{ kg/m}^3$ . Тогда при торможении

двигателем

$$P_2 = 0.5\eta\rho S_2 V^3 = 0.5 \cdot 0.5 \cdot 10^{-2} \cdot 2860 \cdot 5000^3 = 89.4 \cdot 10^{10} \text{ W}; D = P_2/V = 17900 \text{ ton},$$

$$X \approx 0 \text{ ton}, a = 179 \text{ m/s}^2, n = 17.9g. \quad (16)$$

Это решение неприемлемо по двум причинам: выделится огромное количество энергии, которую невозможно быстро рассеять. Во-вторых, ускорение торможения превышает допустимое для человека 3g.

Поэтому мы применим другой метод, торможение парашютом. Этот метод был разработан автором в одной из его работ [25] и расчеты показали его эффективность в разреженной атмосфере. Возьмем площадь парашюта  $S=3000 \text{ м}^2$  (диаметр = 61.8 м). Тогда сопротивление парашюта и ускорение будут

$$X = 0.5 C_{\text{пара}} V S = 0.5 \cdot 1 \cdot 10^{-2} \cdot 3 \cdot 10^2 \cdot 5 \cdot 10^3 \cdot 3 \cdot 10^3 = 22.5 \cdot 10^6 \text{ N} = 2250 \text{ ton}, a = 22.5 \text{ m/s}^2, n = 2.25g. \quad (17)$$

Что приемлемо.

Как видим торможение значительное и при достаточно длинном пути затормозится можно. Найдем минимальную скорость аппарата (скорость висения при вертикальной посадке, (5)) в атмосфере Марса

$$V_m = \frac{1}{\eta^{1/3}} \left( \frac{Mg}{0.5\rho S_2} \right)^{1/2} = \frac{1}{0.5^{1/3}} \left( \frac{10^5 \cdot 3.7}{0.5 \cdot 10^{-2} \cdot 2860} \right)^{1/2} = 203 \approx 200 \text{ m/s}. \quad (18)$$

Формула (8) дает, что для мягкой вертикальной посадки на ЖРД с данной скорости потребуется примерно 3.5% от массы ракеты (скорость истечения продуктов сгорания взята  $w=3000 \text{ м/с}$ ).

**Итог:** Ракета АВ требует всего 6.5% массы обычного топлива для мягкой доставки груза на Марс.

### Возрат с Марса.

Рассмотрим теперь возвращение космонавтов с Марса на этом же корабле. Здесь ситуация значительно сложнее. Дело в том, что при переходе на ее низкую орбиту импульсы должны быть тормозные. А тормозной импульс нельзя вычитать из второй космической скорости, пока космический корабль не выйдет из поля тяготения планеты. Т.е. первый тормозной импульс надо давать вне атмосферы. Создание же тяги двигателем АВ в пустоте - невозможно. Эти импульсы согласно формулы (7) равны

$$V_p = \sqrt{\frac{V_1^2 + V_2^2}{2}} = \sqrt{\frac{24^2 + 30^2}{2}} = 27.2 \text{ km/s}, \quad \Delta V = V_1 \left( \frac{V_1}{V_p} - 1 \right) = 24 \left( \frac{24}{27.2} - 1 \right) = -2.81 \text{ km/s},$$

$$\Delta V' = V_2 \left( 1 - \frac{V_2}{V_p} \right) = 30 \left( 1 - \frac{30}{27.2} \right) = -3 \text{ km/s}. \quad (19)$$

Напомним,  $V_1$  and  $V_2$  орбитальные скорости планет (см. Таблицу 1). Второй импульс относится к земной орбите. Этот импульс может быть поглощен земной атмосферой. А первый импульс  $-2.81 \text{ км/с}$ , в настоящее время, мы можем сделать обычным ЖРД двигателем. Расход топлива при этом будет (Формула (8),  $w = 3 \text{ км/с}$ ):

$$\mu = \frac{M_k}{M_0} = e^{-\Delta V/w} = 2.72^{-2.81/3} = 0.39. \quad (20)$$

Это значит, что на импульс потребуется  $1 - 0.39 = 0.61$  доля топлива от массы аппарата. Если к этому мы добавим 0.065 на вертикальные посадку и на Марсе и 0.01 на вертикальную посадку на Земле, то доля обычного топлива составит  $0.685 = 68.5\%$  или  $2/3$  от массы космического аппарата 100 тонн. Сравните это с 99% от массы в 3000 тонн ракеты Арролон для полета на Луну.

Максимальная скорость входа в атмосферу Земли может  $V_{2\pm 3} = 11.2 \pm 3 = 14.2 \text{ км/с}$ . Но АВ двигатель в принципе может погасить любую скорость, удлиняя путь торможения до скорости

вертикального висения 30 м/с. Согласно формулы (20) вертикальная посадка на Земле потребует топлива около 1% от массы аппарата в данный момент, т.е.  $350 \div 400$  кг.

**Итог:** Предлагаемый аппарат способен доставлять с мягкой посадкой на Марс 96% своей массы и возвращать на Землю 30% своей начальной массы. Ни один космический аппарат даже в фантастике не способен это сделать в настоящее время. Время ускоренного полета на Марс (и обратно) составит по 7-8 месяцев.

### Полет на Луну.

Международное сообщество планирует сначала создать Международную базу на Луне и только после этого планировать полет на Марс. С точки зрения современной техники это единственный путь к освоению Марса. Луна в тысячи раз ближе к Земле и кажется более доступной. Трудность только в деньгах и пользе от освоения Луны (и Марса). Мы хорошо знаем условия на всех планетах и Луне. Жить там согласятся только некоторые ученые и то временно.

Рассмотрим кратко основные данные лунного полета аппарата с предлагаемым двигателем. В качестве космического корабля возьмем тот же, что и для полета на Марс с начальной массой 100 тонн. Вертикальный взлет, посадку и разгон (торможение) в атмосфере Земли до второй космической скорости Земли  $V_2=11.2$  km/s рассматривать не будем. Они полностью аналогичны полету на Марс. Отличие от Марса в том, что Луна не имеет атмосферы и спуск (и взлет) с нее потребуют расхода топлива на гашение (создание) второй космической скорости Луны  $V_2=2.4$  km/s.

Этот расход равен

$$\mu = \frac{M_k}{M_0} = e^{-\Delta V/w} = 2.72^{-2.4/3} = 0.44; \quad \mu = \frac{M_k}{M_0} = e^{-\Delta V/w} = 2.72^{-4.8/3} = 0.2. \quad (21)$$

Первый результат показывает, что при доставке груза  $100-0.44=56\%$  массы корабля должно быть обычное топливо для ЖРД. Второй результат, что, если космонавты хотят вернуться или доставить лунные материалы на Землю, то топливо должно составлять  $100-20=80\%$  от массы корабля или 80 тонн. Полет ракеты Аполлон на Луну потребовал более 3000 тонн топлива. Сравните это также с 6.5% для доставки груза и 70% массы топлива для возврата с Марса. Вы видите, что полет на Марс на предлагаемом двигателе более выгоден, чем полет на Луну, благодаря тому, что Марс имеет атмосферу. Время полета на Луну около 12-13 суток.

### Estimation of flow of mass and energy of the ionizer.

**The mass of the Ion.** Let's assume that the engine power is 5 MW. Let's take Lithium-7 as an ionizer.

Consumption of  $N_1$  ions per 1 kg of air

$$N_1 = Q/q = 5.74/1.6 \cdot 10^{-19} = 3.59 \cdot 10^{19}, \quad 1/s,$$

here  $Q$  is the charge of 1 kg of air, C;  $q = 1.6 \cdot 10^{-19}$  C the charge of ion 1, C. Mass of ions in 1 kg of air is

$$M_1 = N_1 n m_p = 3.59 \cdot 10^{19} \cdot 7 \cdot 1.67 \cdot 10^{-27} = 4.19 \cdot 10^{-7} \text{ kg/kg, air.},$$

where  $n$  is number of neutrons the Lithium-7;  $m_p$  is mass of 1 neutron, kg.

Therefore, the power of the 5 MW ionizer consumption will be

$$G_f = G_a M_f = 7.62 \cdot 4.19 \cdot 10^{-7} = 3.15 \cdot 10^{-6} \text{ kg/s} = 11.4 \text{ gr/hour} .$$

Here  $G_a = 7.62 \text{ kg/sec}$  is the air consumption of an engine 5 MW. The fuel consumption of an aircraft engine with a power of 5 MV is equal to (при 100% к.п.д. обычного двигателя)

$$G_f = P/q = 5 \cdot 10^6 / 40 \cdot 10^6 = 0.125 \text{ kg/s} = 450 \text{ kg/hour}.$$

where  $q$  is the calorific value of kerosene MJ/kg.

**Energy of ionization.** The ionization energy is  $v = 5 \text{ eV}$ . For an engine with a power of 5 MV, i.e. current  $i = 43.74 \text{ A}$  the energy of ionization is

$$P_i = iv = 43.74 \cdot 5 = 219 \text{ W}.$$

Therefore, the influence of the mass and energy consumption of the ionizer on the flight characteristics of the engine can be ignored. Many elements can be ionizers.

Note that to launch 1 metric ton of cargo in the low orbite, you need at least 16 – 20 tons of expensive, toxic and explosive fuel. The cost of launching 1 ton of cargo into space is 10 -15 million USA dollars. Even if Elon Musk reduces the cost of a normal launch by 2-3 times – this is not the solution to the financial expense problem, because the old method needs to drastically reduce the cost of launching, for example, by 100 times is simply impossible.

In addition, the proposed method would allow launches and operations of a spacecraft for years, like durable commercial and military airplanes.

The space flight of one rich human tourist (100 kg) cost 30-40 million USA dollars a decade ago. So far, only about even tourists have actually visited space. By now, the price has risen to \$100 million, but the queue is still growing. Companies are developing new services: flying around the moon, going into space, relaxing in an inflatable space hotel, flying around the Earth, etc.

High-speed cheap flights from continent to continent. The proposed apparatus can be used for flights to any long distances near the Earth, for example, New York – London, Paris, Moscow, Beijing, travel around the Earth, etc. The flight is performed in the same way as the spacewalk. The aircraft accelerates in the atmosphere to a high speed (for example, up to 6 km/s). In the final section the trajectory due to the wings and thrust is deflected up to 30° and the device goes on a ballistic trajectory.

### Данные планет.

Ниже даются данные планет, необходимые для оценки полета.

**Таблица №1.** Данные Планет Солнечной Системы.

Планета	Расстояние до Солнца млн. км.	Средняя скорость на орбите км/сек	Первая космическая скорость км/сек	Вторая космическая скорость км/сек	Ускорение на планете g m/sec <sup>2</sup>	Давление, бар или + и основной состав атмосферы	Период обращения Вокруг Солнца Земных лет	Число спутников	Радиус Планеты тыс. км
Меркурий	58	48	3.1	4.3	3.7	-	0.241	0	2.43
Венера	108	35	7.328	10.36	8.7	P=93, CO <sub>2</sub>	0.615	0	6.05

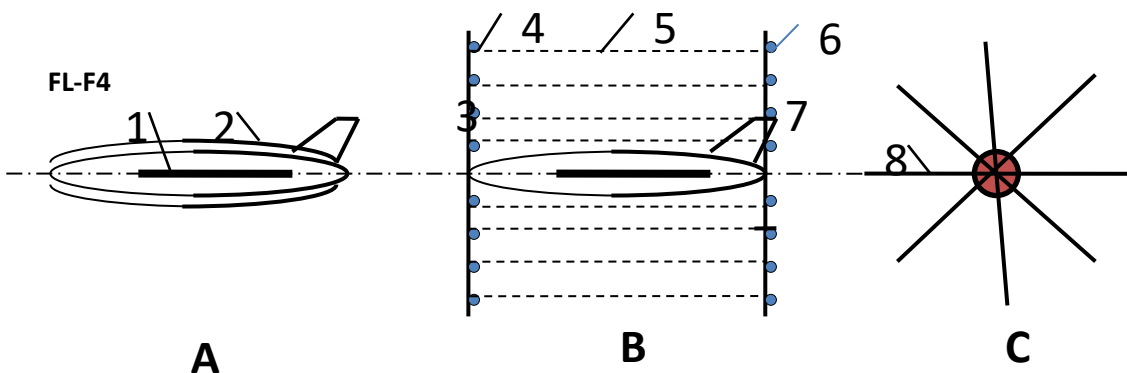
Земля	149.6	30	7.9	11.2	9.81	1, N <sub>2</sub>	1.	1	6.378
Марс	228	24	3.56	5.03	3.7	0.006, CO <sub>2</sub>	1.68	2	3.39
Юпитер	778	13	42.58	58	25	+, H <sub>2</sub>	11.86	79	70.85
Сатурн	1426	9.6	25.5	35.5	14	+, H <sub>2</sub>	29.48	82	60.1
Уран	2870	6.81	15	21.3	9.7	P=200, H <sub>2</sub>	84.01	27	24.6
Нептун	4500	5.4	18	25	3.5	50, H <sub>2</sub>	164.74	14	23.5
Плутон	5900	4.7	0.856	1.21	0.617	P=1 Pa, N <sub>2</sub>	248.09	5	2.2
Солнце	-	-	438	618	273.8	H	-	8	696
Луна	До Земли 384,440 км	На орбите Земли 1 км/сек	1.68	2.38	1.62	-	27.3 суток вокруг Земли	-	1.736
Спутник Сатурна <b>Титан</b>	До Сатуна <b>1.22</b>	На орбите Сатурна <b>5.57</b> км/сек	1.867	2.639	1.3452	1.5, N <sub>2</sub>	<b>16 суток</b> вокруг Сатурна	-	2.576

+ - Юпитер и Сатурн планеты газовые гиганты с низкой температурой верхней атмосферы.

### Оценки некоторых параметров планетных полетов. Возможные проблемы.

**Дистанция и время ускорения аппарата в атмосфере.** Ускорение аппаратов с обычными людьми ограничено перегрузкой  $n = 3g$ , ускорением  $a = 30 \text{ м/с}^2$  [25]. Регулируя расход ионизера, мы всегда можем понизить максимальную тягу до нужной величины. Это скажется только на дистанции разгона и торможения. Менять направление тяги также легко – переключением полюсов. Максимальная тяга зависит от расхода ионизатора и плотности атмосферы. Расход ионизатора при полете в атмосфере мал и мы им пренебрегаем в своих оценках. Заметим, что предлагаемый двигатель может работать и в пустоте как обычный ионный двигатель, если есть источник энергии. АВ двигатель преобразует энергию торможения в электричество. Если нет нужного хранилища этой энергии, то приходится снижать скорость торможения, чтобы успевать рассеять ее в пространстве. Если же аппарат, в будущем, будет располагать нужным хранилищем энергии, то он может летать по планетам неограниченное время.

**Возможные трудности.** При отработке предлагаемого двигателя в его начальном варианте (Фиг.1) может возникнуть проблема – малая тяга по сравнению с теорией. Связано это с тем, что ионы не успевают равномерно распространиться по всему объему электрического поля. Для борьбы с этим явлением автор предлагает «усы» (Фиг.4В,4С), которые содержат много впрыскивателей ионов и электронов, а также делают электрическое поле более равномерным. В трубчатых двигателях (см. [1,2, 8-24] это могут быть тонкие сетки на входе и выходе. Соротивление их невелико, но смесь заряженных и нейтральных частиц они могут сделать более равномерной.



**Фиг.4.** Летательный аппарат с АВ двигателем. Обозначения: **А** – аппарат в полете со сложным впрыскивателем ионов и электронов; **В** – аппарат с раскрытыми впрыскивателями ионов и электронов (вид сбоку); **С** – вид

аппарата спереди с раскрытыми впрыскивателями; 1 – аппарат; 2,3,7,8,4 – стержни-держатели впрыскивателей; 4 – впрыскиватели ионов; 5 – электрические линии напряжения; 6 – впрыскиватели электронов.

Another method of delivering ions and electrons to an external ion engine is that the ions and electrons are delivered by powerful long-range injectors.

### Обсуждение.

Как показывают приведенные оценки, предлагаемый двигатель, в случае успеха, означает огромный прорыв в авиационной, космической, ракетной технике, транспорте и энергетике. Это снижает стоимость доставки грузов и людей в космос в десятки и сотни раз, снижает стоимость дальних перелетов, открывает новые возможности для запуска самолетов и космических аппаратов. Изучение и проверка теоретических основ предложенного метода не представляет трудностей и может быть осуществлена на настольных моделях и в имеющихся аэродинамических трубах. Системе нужны только небольшие источники ионов. Недостатком предлагаемого двигателя является отсутствие тяги при старте—то есть на нулевой скорости. Но, если аэродромы оснащены скользящими контактами для подачи электроэнергии или используются ускорители во время старта, то ЛА можно разгонять до высокой скорости и запускать с обычных существующих аэродромов (см. [1, 8-24]). Кроме того, аппараты можно запускать вертикально при помощи мачты и наземных энергетических установок.

### Reference:

1. Bolonkin A.A., *Field Rocket Engine for Aircraft*, GSJournal. 10 16 20. [https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8445](https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8445) (English).  
Болонкин А.А., *Полевой Ракетный Двигатель для Летательных Аппаратов*. GSJournal. 10 16 20. <file:///C:/Users/Alexander/Documents/Articles/Статья%20Полевой%20ракетный%20двигатель%2010%207%2020.pdf> (Russian).
2. Bolonkin A.A., *Ion Air Rocket Propulsion*. General Science Journal. 26 June 2020. English. [https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8296](https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8296)
3. Габович М.Д., *Пучки ионов и атомов для управляемого термоядерного синтеза и технологических целей*. М. Мир, 1992, 354 с. (Russian).
4. Forrester T.A., *Large Ion Beam*. Fundamental of Generation and Propagation. Wiley. 1990.  
Форрестер Т.А., *Интенсивные ионные пучки*. М., Мир, 1992, 354 с. (Translation to Russian).
5. Kikoin I.K., *Table of Physics Values*. Moscow, Atomizdat, 1976. (Russian).
6. Нащекин В.В., *Техническая термодинамика и теплопередача*. М. Высшая школа, 1969. (Russian).  
Naschekin V. V., *Technical thermodynamics and heat transfer*. Moscow (Russian).
7. Гришин С.Д., Лесков Л.В., *Электрические ракетные двигатели летательных аппаратов*. М. Машиностроение. 1989, 216 стр. (Russian). Grishin S. D., Leskov L. V., *Electric rocket engines of aircraft*.
- 7a. *Wikipedia*. Wind energy. Ionization energy.

### Additional articles:

- 8) Bolonkin A.A., *Electron Air Hypersonic Propulsion*. International Journal of Advanced Engineering Applications, Vol.1, Iss.6, pp.42-47 (2012). <http://viXra.org/abs/1306.0003> ,
- 9) Bolonkin A.A., *Electronic Wind Generator*. Electrical and Power Engineering Frontier Sep. 2013, Vol. 2 Iss. 3, pp. 64-71. <http://www.academicpub.org/epf/Issue.aspx?Volume=2&Number=3&Abstr=false> <http://viXra.org/abs/1306.0046> .
- 10) Bolonkin A.A., *Electron Hydro Electric Generator*. International Journal of Advanced Engineering Applications. ISSN: 2321-7723 (Online), Special Issue I, 2013. [http://fragrancejournals.com/?page\\_id=18](http://fragrancejournals.com/?page_id=18), <http://viXra.org/abs/1306.0196>, <http://www.scribd.com/doc/149489902/Electron-Hydro-Electric-Generator> ,

- [http://archive.org/details/ElectronHydroElectricGenerator\\_532](http://archive.org/details/ElectronHydroElectricGenerator_532),  
<http://intellectualarchive.com> . #1089. Search: "Bolonkin".
- 11) Bolonkin A.A., *Electron Super Speed Hydro Propulsion*. International Journal of Advanced Engineering Applications, Special Issue 1, pp.15-19 (2013), <http://viXra.org/abs/1306.0195> ,  
<http://archive.org/details/ElectronSuperSpeedHydroPropulsion> .
- 12) Bolonkin A.A., *Electric Hypersonic Space Aircraft*. <http://intellectualarchive.com>, #1288;  
<http://vixra.org/abs/1407.0011> , 1 July 2014; <http://www.scibd/doc/232209230>,  
<http://archive.org/details/ElectricHypersonicaircraft> , <http://gsjournal.net/Science-JournalsPapers/Author/1481/Alexander,%20Bolonkin> .
- 13) Bolonkin A.A., *Electrostatic Generator and Electric Transformer*, <http://Vixra.org/abs/1407.0016> ,  
<http://GSJournal.net> , 2 July 2014; <http://intellectualarchive.com>, #1289.
- 14) Bolonkin A.A., *Jet generator*. <http://Vixra.org/abs/1407.0180> , <https://archive.org/details/> ,  
<http://gsjournal.net/Science-Journals-Papers/Author/1481/Alexander,%20Bolonkin> .
- 15) Bolonkin A.A., *Electrostatic Gannon*. <http://www.gsjournal.net> , sent 11 13 19.  
<https://archive.org/details/articleelectrostaticguneng101219> , [www.IntellectualArchive.com](http://www.IntellectualArchive.com) #2217,  
<http://viXra.org/abs/1911.0232> .
- 16) Bolonkin A.A., *Electric Ion Wind Generator*. 6 9 20. <http://viXra.org/abs/2006.0067> Archive:  
<https://archive.org/details/article-after-r-electro-ione-wind-generator-6-6-20>. GSJournal, 6 8 20.  
<https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers/View/8276> .
- 17) Bolonkin A.A., *Thermonuclear Micro-Projectile and Methods for its Use in Defensive Protection from Space Rockets*, Peaceful Energy and Transport. 9 22 19.  
<https://archive.org/details/articleafterrstrategicdefthermonuclearmicro-projectileandmethodsforitsuseindefe> , [www.IntellectualArchive.com](http://www.IntellectualArchive.com) #2192,  
<http://viXra.org/abs/1909.0475>, <http://www.gsjournal.net>. sarch "Bolonkin",
- 18) Bolonkin A.A., *Cheap, Small Electric Space Propulsion (Launcher)*.  
<https://archive.org/details/articleelectriceng3spacelauncher111819> .
- 19) Bolonkin A.A., *Wind Energy – Electron Jet Generators and Propulsions*. USA, Lulu, ISBN 978-1-386-84732-5, 142 p. Book.
- 20) Bolonkin A.A., *AB Rocket Propulsion*. 7 18 20. GSJournal, <https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers/View/8317> . <https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers/Miscellaneous/Download/8416> , <http://viXra.org/abs/2007.0149> ,  
<https://archive.org/details/article-ab-propulsionafter-rbc-2-7-15-20> .
- 21) Bolonkin A.A., *AB self-pulling, no power Propeller*. GSJournal, <https://vixra.org/abs/2010.0058>,  
[https://www.gsjournal.net/ScienceJournals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8436](https://www.gsjournal.net/ScienceJournals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8436).
- 22) Bolonkin A.A., *АБ само тянущий, без-энергетический Пропеллер*. Russian. Sent 10 9 20. GSJournal,  
[https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8435](https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8435)
- 23) Bolonkin A.A., *Wind engines for land transport*. GSJournal,  
[https://www.gsjournal.net/ScienceJournals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8435](https://www.gsjournal.net/ScienceJournals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8435)
- 24) Bolonkin A.A., GSJournal. 10 16 20. . Russian. GSJournal, <https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers/View/8438> ,  
<http://www.academicpub.org/epef/Issue.aspx?Volume=2&Number=3&Abstr=false> ,  
<http://viXra.org/abs/1306.0046> .
- 25) **Re-Entry Space Apparatus to Earth**. General Science Journal, #5289.  
[http://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/5289](http://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/5289) , <http://viXra.org/abs/1212.0003> ,  
<http://archive.org/details/ReentryOfSpaceCraftToEarthAtmosphere>,