

Полевой Ракетный Двигатель для Летательных Аппаратов

C&R, Александр Болонкин

abolonkin@gmail.com

Абстракт

Автор предлагает новые летательные аппараты с новым внешним, ионно-полевым электрическим двигателем. Новый ионно-электрический двигатель подробно описан автором в других статьях, на которые даны ссылки. В данной статье автор коротко говорит только о принципе его работы. Описаны три типа (формы) нового самолета: обычный сверхзвуковой, дискообразный и дипольный. Предлагаемый тип самолета может летать и разгоняться до космических скоростей в любой газовой среде любой планеты с малым расходом топлива и маневрировать в космическом пространстве.

Ключевые слова: самолет-вертолет, гиперзвуковой самолет, самолет вертикального взлета и посадки, комический аппарат, комический пускатель, без-топливный летательный аппарат.

Введение.

Человечество всегда мечтало о полетах как на Земле, так и в космосе. В конце 20 и начале 21 века это мечта осуществилась. Более того, человек смог посетить ближайшее к нам космическую планету – Луну.

Человечество стало мечтать о быстрых полетах на Земле, о широком освоении космического пространства и удаленных планет солнечной системы. Однако человечество столкнулось с серьезной проблемой – малой скоростью и дороговизной полетов на Земле и огромной стоимостью полетов и доставки грузов в космос.

Автор предложил необычное решение этих проблем – принципиально новый двигатель, извлекающий энергию из окружающей среды и способный разогнать летательный аппарат практически без топлива до космических скоростей. Идея, принцип действия и расчеты этого ионно-полевого электрического двигателя описаны в опубликованных статьях автора [1]-[8-24]. Две главные идеи заложены в разных вариантах этого двигателя. Первая идея – это использование электрического поля для сжатия воздуха, нагрева и использование электрического поля при расширении воздуха для выработки электроэнергии. Фактически это тот же воздушно-реактивный двигатель, в котором выкинуты тяжелые и дорогие турбинные компрессор и газовая турбина и заменены на электрические поля, которое ничего не весит. Кроме того, исчезает главное препятствие развитию газотурбинных двигателей – ограничение температуры лопаток турбины. Горячие **неподвижные** стенки двигателя и неподвижные детали, соприкасающиеся с потоком горячего газа, всегда можно охладить до терпимой температуры. Пример, горловина сопла жидкостного ракетного двигателя, где огромные температуры и давления, успешно охлаждается. Кроме того, к.п.д. предложенного двигателя выше к.п.д. обычного воздушно-реактивного двигателя потому, что нет трения воздуха о многочисленные лопатки компрессорных и рабочих турбин и спрямляющих лопаток.

Вторая идея удивительная по своей необычности и, на первый взгляд, кажется сумасбродной – это создание тяги за счет самого потока, без расхода топлива. Кажется, эта сумасшедшая идея противоречит законам сохранения энергии и импульса. И вообще, как это не расходуя топливо можно создавать тягу и что-то двигать? Попытаюсь объяснить. Мы из движущего ограниченного потока (движущейся массы 1) извлекаем энергию. Как обычно, это сопровождается потерей скорости и сопротивлением массы 1. Затем эту энергию мы используем, чтобы создать силу (тягу, оттолкнуться от другой **большей** массы 2). Если масса 2 будет существенно **больше** массы 1, то тяга от такого отталкивания будет больше, чем сопротивление массы 1. Избыток этой тяги может бесконечно поддерживать движение аппарата и даже ускорять его [1]. Кроме того, заторможенный поток за извлекателем энергии можно использовать для снижения аэродинамического сопротивления фюзеляжа или других, помещенных в него частей аппарата.

Это явление подсознательно уже 100 лет частично используется в авиации. Тяга двигателя составляет только $6 \div 20\%$ от веса самолета, а весь вес поддерживается крылом. Недостаток этого метода в том, что при нулевой скорости тяга равна нулю. Необходим ускоритель при старте.

Третья идея, предлагаемая и используемая автором в данной статье, состоит в том, что двигатель самолета располагается вне самолета и никак с ним не связан механически. Связь осуществляется ТОЛЬКО через ЭЛЕКТРИЧЕСКОЕ ПОЛЕ. Это создает огромные возможности в манипулировании направления тяги, управлении и искусственной стабилизации летательного аппарата (л.а.). Вот почему автор рассмотрел три формы л.а.: обычного сверхзвукового самолета, летающей тарелки, которую так любят поклонники неопознанных летающих объектов, и диполя. Ниже фото основных, существующих л.а.



British Airways Concorde G-BOAC. Длина 61.66 м, размах крыла 25.57 м, площадь крыла 358.6 м², нормальная взлетная масса 187.7 тонн, двигатели 4×ТРД. Аэродинамическое качество на $M=0.94$ $K=11.47$, на $M=2.04$ $K=7.14$.



Ту-144 в [музее в Зинсхайме](#), Германия (№ 77112). Длина 65.7 м, размах крыла 28 м, площадь крыла 503 м², нормальная взлетная масса 180 тонн, тяга двигателей 4×НК 144А на взлете 4×20 тонн.



Вертолет **Ми-6**. Произведено 924 вертолетов. Нагрузка 20 тонн, диаметр винта 35 м, Двигатели ГТД 2 × D – 25В. Мощность одного двигателя 250 kW.

Описание предлагаемых летательных аппаратов

Обычная **форма сверхзвукового самолета**. Хотя предлагаемый летательный аппарат и походит внешне на сверхзвуковой самолет (Фиг.1А), он принципиально отличается от него. Двигатель функционирует на принципе электрического поля и использует ток высокого напряжения. Крыло представляет тонкую решетку, на которую с двух сторон натянуты металлические сетки (Фиг.1В) Между сетками приложено высокое напряжение и инжекторы 6 впрыскивают заряженные ионы. Ионы ускоряются и создают поток воздуха, который и поддерживает самолет в режиме недвижимого висения в воздухе. Для нейтрализации заряда, в конце локального потока, инжектируются электроны 7. Легкий электростатический генератор, приводимый в движение обычным мотором, вырабатывает нужное количество электричества. Благодаря большой площади крыла расход топлива на висение примерно такой как у вертолета. Регулируя тягу отдельных участков крыла самолет может управлять своим положением и совершать полет на небольшой скорости как вертолет.

Для создания значительной горизонтальной скорости включаются концевые электроды 6-7, которые создают мощное электрическое поле 4 вокруг крыла (Фиг.1С). Инжекторы ионов 6, расположенные в передней кромке, включаются и ионы ускоряют огромный поток воздуха 5, толщина которого примерно равна ширине хорды крыла в данном месте. 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.

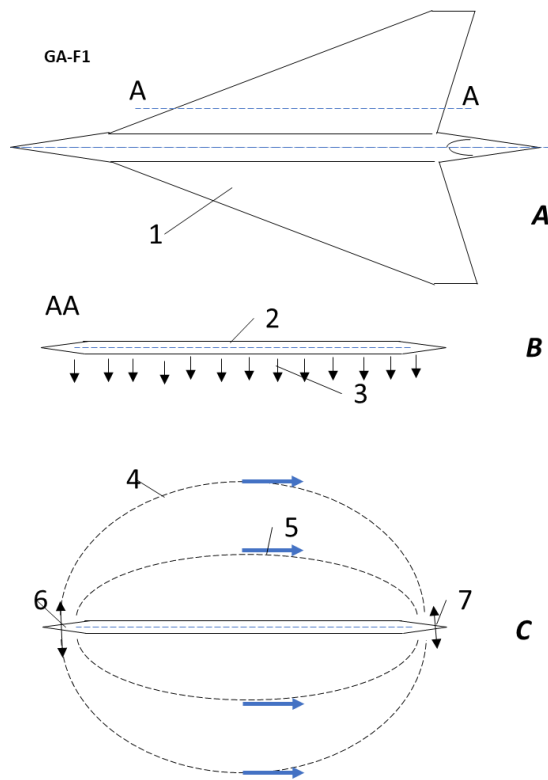
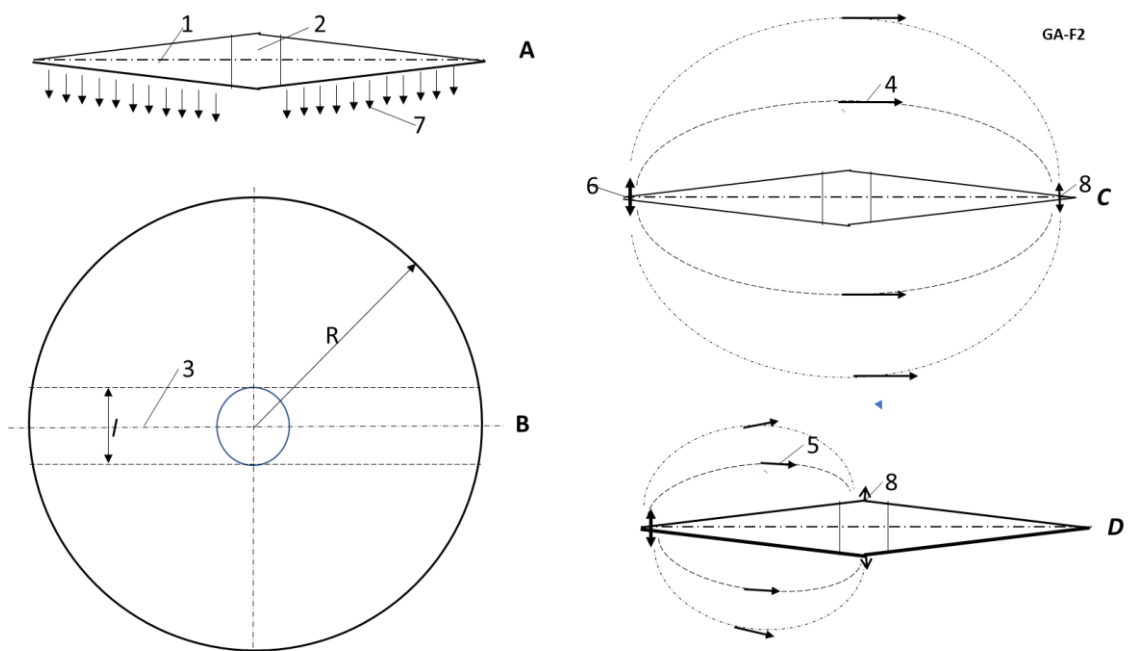


Fig.1. Гиперзвуковой (космический) ионно-электрический самолет с вертикальным взлетом и посадкой и с ионно-полевым двигателем. *Обозначения:* **A** - вид сверху, **B** – сечение решетчатого крыла, **C** – электрическое поле вокруг крыла и траектории движения ионов. 1 - вид аппарата сверху, 2 – сечение крыла по AA, 3 – поток воздуха через решетчатое крыло под действием электрического поля на режиме неподвижного висения в воздухе (взлет и посадка), 4-5 – линии электрического поля и движения ионов, 6 – инжектор ионов, 7 – инжектор электронов.

Дисковая форма (Фиг.2) более подходит для высокоманевренных и разведывательных полетов, для беспилотных аппаратов, дронов и для аппаратов с искусственным интеллектом, т.к. позволяет резко менять скорость и направление и совершать полет с большими перегрузками, а также долго висеть на одном месте.



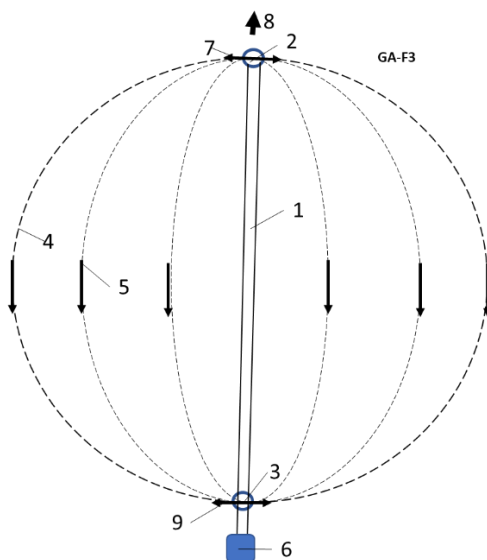
Фиг.2. Дискообразный воздушно-электрический космический аппарат с вертикальным взлетом и посадкой и с ионно-полевым двигателем. *Обозначения:* **A** - вид сбоку л.а., **B** – вид сверху л.а., **C** – электрическое поле вокруг крыла и траектории движения ионов. **D** – генератор высокого напряжения; 1 - дисковый аппарат, 2 – кабина аппаратуры, 3 – часть

(полоска) диска используемая как генератор электричества, 4 – пинии электрического роля и движения ионов основной части диска, 5 – линии электрического поля и движения ионов электрического генератора, 6 – инжектор ионов, 7 - поток воздуха через решетчатое крыло под действием электрического поля на режиме неподвижного висения в воздухе (взлет и посадка), 8 – инжектор электронов.

Он также хорошо подходит для космических полетов. Принцип устройства и работы диска аналогичны описанному самолету. Подобно крылу самолета диск состоит из решетки, кусочно-покрытой с двух сторон металлической сеткой с управляемым высоким напряжением между сетками для управления положением диска. Особенность в том, что на нем в любом направлении может образовываться полоса 3 генератора электрического тока, вырабатывающего электричество на больших скоростях полета. Одна схема такого генератора показана на Фиг.2D. На передней части клина, где поток ускоряется, включается тормозное электрическое поле, которое вырабатывает электричество для ускорения другого большого потока. Как показано в ряде работ автора в этом случае появляется избыточная тяга, которая ускоряет и поддерживает скорость летательного аппарата.

Дипольный летательный аппарат.

Простейший вариант дипольного полевого ионного летательного аппарата показан на Фиг. 3.



Фиг. 3. Дипольный ионный летательный аппарат. *Обозначения:* 1 – Диполь. Два разноименных электрических заряда удерживаемых легкой изоляционной трубкой, 2 – отрицательный заряд, 3 – положительный заряд, 4 – траектории зарядов (ионов), 5 – ионы, 6 – полезный груз и управление, 7 – впрыск ионов, 8 – сила тяги, 9 – впрыск электронов.

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 и примеры оценок летных данных.

Теория, предложенного автором, полевого высокоскоростного электрического двигателя излагалась автором во многих его работах [1, 8-24]. Основное достоинство предложенного двигателя: на высоких скоростях двигатель сам получает энергию из части потока 1 и использует ее для отталкивания аппарата от другой (большей) части потока 2. Т.е. двигатель производит тягу на больших скоростях без расхода топлива. Выводы, основанные на законах сохранения энергии и импульса, даны в предыдущих работах [1, 8-24]. Здесь мы производим конечные формулы для оценок.

$$P_1 = \frac{1}{2}\eta\rho S_1 V^3, \quad T_2 = \left(\frac{P_1}{\Delta V_2}\right) = \left(\frac{1}{2}\rho S_2 P_1^2\right)^{\frac{1}{3}}, \quad D = \frac{P_1}{V} = \frac{1}{2}\eta\rho S_1 V^2,$$

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

Here P_1 – power getting from air flow 1, W; $\eta \approx 0.5$ wind coefficient efficiency; ρ – air density, kg/m³; S_1 - cross section braking flow 1, m²; S_2 -cross section accelerated flow 2, m²; V -speed of flight, m/s; T_2 – trust from flow 2, N; T -additional, useful trust, N; ΔV_1 - change speed of braking flow 1, m/s; ΔV_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/s² – 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.

$$M = \frac{1}{g} \left(\frac{1}{2}\rho S P^2\right)^{\frac{1}{3}} \text{ or } P = \left(\frac{Mg}{\frac{1}{2}\rho S}\right)^{0.5}, \quad (3)$$

where S – area of the ion lift wing, m²; P – power of the lift ion engine, W.

In flight equation M (3) and maximum V are next (for $T = 0$):

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

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.

Оценка основных данных некоторых летательных аппаратов.

Сверхзвуковой самолет типа Ту-144 или Конкорд. Фиг.1.

Для оценки примем следующие исходные данные: Длина средней хорды крыла 40 м, $S_1 = 400$ м², $S_2 = 1200$ м², $K = 7-10$, $M = 180$ тонн, $\rho = 1$ kg/m³ (высота $H = 1600$ м), .

Тогда на **дозвуковой скорости $V = 266$ m/s**, аэродинамическом качестве $K = 10$ и высоте $H = 1600$ м ($\rho = 1$ kg/m³) тяговые данные будут

$$P_1 = \frac{1}{2}\eta\rho S_1 V^3 = \frac{1}{2} \cdot 0.5 \cdot 1 \cdot 400 \cdot 266^3 = 1.88 \cdot 10^9 \text{ W}, \quad D = \frac{P_1}{V} = 707 \text{ ton}, \quad T_2 = \left(\frac{1}{2}\rho S_2 P_1^2\right)^{\frac{1}{3}} = 1280 \text{ ton}. \quad (5-6)$$

$$X = \frac{Mg}{K} = \frac{180 \text{ тонн}}{10} = 18 \text{ тонн}, \quad T = T_2 - D - X = 1280 - 707 - 18 = 555 \text{ тонн}.$$

На сверхзвуковой скорости **$V = 590$ m/s**, (число Маха $M=2$), аэродинамическом качестве $K = 7$ и высоте $H = 10,000$ м ($\rho = 0.414$ kg/m³) тяговые данные будут

$$P_1 = \frac{1}{2}\eta\rho S_1 V^3 = \frac{1}{2} \cdot 0.5 \cdot 0.414 \cdot 400 \cdot 590^3 = 8.2 \cdot 10^9 \text{ W}, \quad D = \frac{P_1}{V} = 1390 \text{ ton}, \quad T_2 = \left(\frac{1}{2}\rho S_2 P_1^2\right)^{\frac{1}{3}} = 2520 \text{ ton}. \quad (7-8)$$

$$X = \frac{Mg}{K} = \frac{180 \text{ тонн}}{7} = 25.7 \text{ тонн}, \quad T = T_2 - D - X = 2520 - 1390 - 25.7 \approx 1104 \text{ тонн}.$$

Минимальная мощность обычных двигателей, необходимая для висения при вертикальном старте при площади крыла $S = 500$ м² и взлетной массе $M = 180$ тонн, равна:

$$P = \left(\frac{(Mg)^3}{\frac{1}{2}\rho S}\right)^{0.5} = 11.38 \cdot 10^5 \text{ kW.} \quad (9)$$

Это 4.5 газотурбинных двигателя D-25 общей массой около 6 тонны (1 D-25 весит 1325 кг).

Дисковый космический дрон. Фиг.2. Данные: Диаметр диска 10 м, $S = 78.5 \text{ м}^2$, $M = 100 \text{ кг}$. Мощность необходимая для «висения» в атмосфере Земли:

$$P = \left(\frac{(Mg)^3}{\frac{1}{2}\rho S}\right)^{0.5} = 4.57 \text{ kW.} \quad (10)$$

Избыточная тяга при полете в атмосфере Земли с $V = 100 \text{ м/с}$ около поверхности примерно $T = 5 \text{ тонн}$. Это дает огромные возможности для маневрирования.

Дипольный микро-аппарат. Фиг.3. Данные: Длина диполя 10 см, $S = 0.785 \cdot 10^{-2} \text{ м}^2$, $M = 10^{-2} \text{ кг}$, (10 грамм). Энергия необходимая для «висения» в атмосфере Земли :

$$P = \left(\frac{(Mg)^3}{\frac{1}{2}\rho S}\right)^{0.5} = 0.457 \text{ W.} \quad (11)$$

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 ускорители во время старта, то ЛА можно разгонять до высокой скорости и запускать с обычных существующих аэродромов (см. [1, 8-24]).

Reference:

1. 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)
2. Габович М.Д., Пучки ионов и атомов для управляемого термоядерного синтеза и технологических целей. М. Мир, 1992, 354 с. (Russian).
3. 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 in Russian).
4. Kikoin I.K., Table of Physics Values. Moscow, Atomizdat, 1976. (Russian).
5. Нащекин В.В., Техническая термодинамика и теплопередача. М. Высшая школа, 1969. (Russian). Nascchekin V. V., Technical thermodynamics and heat transfer. (Russian).
6. 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.
7. 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/epef/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://viXra.org/abs/1306.0196>, <http://www.scribd.com/doc/149489902/Electron-Hydro-Electric-Generator> , 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-Journals-Papers/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#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 #2192, <http://vixra.org/abs/1909.0475>, <http://www.gsjournal.net>
 - 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-propulsion-after-rbc-2-7-15-20>
 - 21) Bolonkin A.A., **AB self-pulling, no power Propeller**. GSJournal, [https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8436](https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8436), <https://vixra.org/abs/2010.0058>
 - 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/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20\(Applied\)/Download/8435](https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers-Engineering%20(Applied)/Download/8435)
 - 24) Bolonkin A.A., **Ветро двигатели для наземного транспорта**. Russian. GSJournal, <https://www.gsjournal.net/Science-Journals/Research%20Papers/View/8438>