

## К ВОПРОСУ СОЗДАНИЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ С ЭЛЕКТРИЧЕСКИМИ СИЛОВЫМИ УСТАНОВКАМИ

Карасев Д.А.\* , Арутюнов А.Г.\*\* , Загордан А.А.\*\*\*

Конструкторское бюро авиакомпании «Волга-Днепр»,  
ул. Карбышева, 14, Ульяновск, 432072, Россия

\* e-mail: denis.karasev@volga-dnepr.com

\*\* e-mail: artem.arutyunov@volga-dnepr.com

\*\*\* e-mail: anatoliy.zagordan@volga-dnepr.com

Рассмотрена возможность создания транспортных самолетов с полностью электрическими силовыми установками на основе перспективных аккумуляторных батарей (АКБ) большой энергоемкости. Построены зависимости взлетной массы полностью электрических транспортных самолетов средней и большой дальности от энергоемкости бортовых аккумуляторных батарей. Определены основные технические и экономические параметры электрических силовых установок, при достижении которых полностью электрический транспортный самолет становится технически возможным и экономически оправданным.

*Ключевые слова:* полностью электрический самолет, транспортные самолеты, аккумуляторная батарея, взлетная масса, удельная энергоемкость, удельная мощность.

### Введение

Работы по созданию самолетов с полностью электрическими силовыми установками ведутся по всему миру примерно с середины прошлого века.

В настоящее время электрические силовые установки применяются в основном в легких беспилотных летательных аппаратах и беспилотных летательных аппаратах сверхбольшой продолжительности полета на солнечных батареях.

Применение электрических силовых установок на самолетах пилотируемой авиации ограничивается экспериментальными образцами и мотопланерами. Единственным на сегодняшний день коммерческим самолетом с электрической силовой установкой является легкий двухместный самолет E 430 компании Yuneec International (рис.1).

Столь ограниченное применение электрических силовых установок в авиации обусловлено, прежде всего, низкой удельной энергоемкостью современных средств хранения электрической энергии (аккумуляторных батарей, топливных элементов и пр.). Например, плотность энергии современных литий-ионных аккумуляторных батарей составляет порядка 150–200 Вт·ч/кг, т. е. в 60–80 раз меньше удельной энергии авиационного топлива.

Это делает невозможным достижение высокой весовой отдачи по полезной нагрузке самолетов с



Рис. 1. Yuneec E430

тяговыми литий-ионными АКБ, что и ограничивает их применение.

Вместе с тем в настоящее время рядом групп исследователей в различных странах разрабатываются сверхъемкие аккумуляторные батареи различных типов. Это литий- и цинк-воздушные, литий-серные, фторид-ионные, магний-графеновые и другие типы аккумуляторов. Ряд исследовательских групп ведет работу по радикальному увеличению энергоемкости литий-ионных аккумуляторов. Возможность появления в обозримом будущем серийных образцов сверхъемких аккумуляторных батарей позволяет рассмотреть перспективы создания самолетов с электрическими силовыми установками на их базе.

Исследования облика полностью электрических силовых установок самолетов ведутся крупнейшими мировыми производителями авиационной техники. В частности, подразделением инновационных разработок концерна EADS — EADS Innovation Works разработана концепция полностью электрического самолета EADS VoltAir. Концерном EADS разработаны два легких полностью электрических самолета: электрифицированный вариант легкого пилотажного самолета Cri-Cri (рис. 2) и полностью

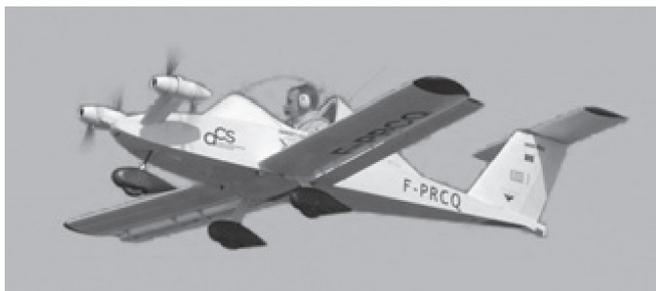


Рис. 2. Легкий пилотажный самолет Cri-Cri с электрической силовой установкой, разработанной концерном EADS

электрический спортивно-пилотажный самолет Airbus E-Fan (рис. 3). Цель корпорации EADS и ее подразделения Airbus — в течение трех ближайших десятилетий создать полностью электрический магистральный пассажирский самолет, характеризующийся нулевыми выбросами и радикально сниженным уровнем шума (рис. 4).



Рис. 3. Демонстратор технологии полностью электрического самолета концерна EADS пилотажный самолет E-Fan



Рис. 4. Концепт полностью электрического транспортного самолета компании Airbus VoltAir

### Расчетные положения

Настоящая статья посвящена вопросу определения уровня удельных характеристик аккумуляторных батарей, при котором создание магистральных транспортных самолетов с полностью электрическими силовыми установками будет технически возможным и экономически оправданным.

Оптимальный облик транспортного самолета с электрической силовой установкой, возможно, будет значительно отличаться от облика современных транспортных самолетов на углеводородном топливе. Отличия могут состоять в количестве и расположении двигателей, диапазоне реализуемых удлинений и относительных масс конструкции крыла (за счет его разгрузки весом АКБ в течение всего полета) и т. д. Все эти отличия являются предметом отдельного исследования и в рамках данной статьи рассматриваться не будут.

Характеристики самолетов с электрическими силовыми установками рассчитывались исходя из следующих предположений:

- относительный вес конструкции планера и систем самолета (кроме двигателя и систем силовой установки), уровень полетного аэродинамического качества и потребной взлетной тяговооруженности, в первом приближении, не зависят от типа силовой установки;
- количество двигателей и тип основного двигателя — вентилятор у самолетов с электрическими силовыми установками — приняты такими же, как у аналогов с традиционной силовой установкой.

Для исследования были использованы следующие расчетные дальности полета:

- 1) дальность полета 5500 км с 20 т платной нагрузки (транспортный самолет средней дальности, аналог Боинг-737-700С) [1];
- 2) дальность полета 9000 км с 100 т платной нагрузки (транспортный самолет большой дальности, аналог Боинг-777F) [2].

Взлетная масса самолета с электрической силовой установкой будет равна [3]

$$M_{\text{взл}} = \frac{M_{\text{пн}}}{1 - (\bar{m}_{\text{констр. пл}} + \bar{m}_{\text{оборуд}} + \bar{m}_{\text{эл.двиг}} + \bar{m}_{\text{АКБ}})}, \quad (1)$$

где  $\bar{m}_{\text{констр. пл}}$  — относительная масса конструкции планера, берется по аналогии с прототипом;

$\bar{m}_{\text{оборуд}}$  — относительная масса систем самолета, берется по аналогии с прототипом;

$\bar{m}_{\text{эл.двиг}}$  — относительная масса электродвигателей и системы управления им;

$\bar{m}_{\text{АКБ}}$  — относительная масса бортовой аккумуляторной батареи.

Масса электродвигателя определяется из условия обеспечения необходимой взлетной тяги, создаваемой приводимым им вентилятором:

$$\bar{m}_{\text{эл.двиг}} = 1,1 \bar{N}_{\text{взл}} (\bar{n}_{\text{дв}} + \bar{n}_{\text{упр.дв}}), \quad (2)$$

где 1,1 — коэффициент, учитывающий КПД вентилятора;

$\bar{N}_{\text{взл}}$  — потребная энерговооруженность самолета, кВт/кг;

$\bar{n}_{\text{дв}}$  — максимальная удельная мощность электродвигателя, кВт/кг;

$\bar{n}_{\text{упр.дв}}$  — максимальная удельная мощность системы управления электродвигателем, кВт/кг.

Потребная удельная мощность самолета может быть принята такой, как у самолетов-аналогов, и рассчитана исходя из их взлетной массы и взлетной тяги и количества их двигателей:

$$\bar{N}_{\text{взл}} = k \frac{P^2}{20G_{\text{возд}} M_{\text{взл}}}, \quad (3)$$

где  $k$  — количество двигателей;

$P$  — взлетная тяга одного двигателя, ДаН;

$G_{\text{возд}}$  — секундный расход воздуха через один двигатель, кг/с.

Значения удельной мощности электродвигателя и системы управления им зависят от типа двигателя и диапазона его рабочих частот вращения. Потребный диапазон частот вращения вентилятора может быть принят равным таковому у самолетов-аналогов (табл. 1).

Достигнутый на сегодняшний день уровень удельной мощности электродвигателей для данного диапазона частот вращения составляет порядка 0,145 кВт/кг, а систем управления им — 0,035 кВт/кг. Таким уровнем характеристик обладают, например, серийно выпускаемые двигатели Yasa-400 [4] и контроллеры [5], общий вид и характеристики которых представлены на рис. 5. Схема электродвигателя представлена на рис. 6.

Таблица 1

Тип самолета	Boeing-737-700C	Boeing-777F
Тип двигателя	2 x CFM56-7B	2 x GE90-110-B1
Дальность полета, км	5500	9000
Масса платной нагрузки, т	20	100
Взлетная масса, т	77,6	344,4
Максимальная частота вращения вентилятора, об/мин.	5382	2602
Расход воздуха через двигатель на взлетном режиме, кг/с	303	1580
Тяга двигателей на взлетном режиме, ДаН	2 x 12140	2 x 49270
Взлетная удельная мощность самолета, кВт/кг	0.627	0,446



Наименование	YASA-400
Мощность кратковременная	165 кВт
Мощность длительная	85 кВт
Масса	24 кг
Занимаемый объем	6 л
Максимальная частота вращения	7500 об/мин
Максимальный КПД	0,95

Наименование	SEVCON Gen 4
Отдаваемая мощность кратковременная	300 кВт
Отдаваемая мощность длительная	150 кВт
Масса	10,9 кг
Занимаемый объем	1 л

Рис. 5. Электродвигатель YASA-400 и контроллер управления Sevcon Gen 4

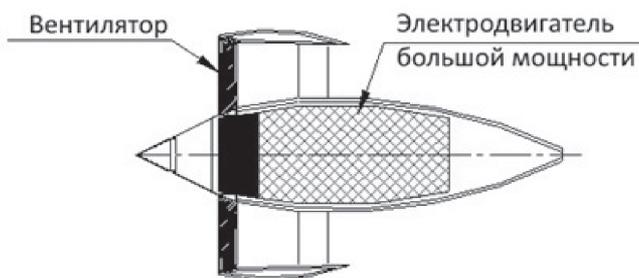


Рис. 6. Схема двигателя электрической силовой установки

Относительная масса аккумуляторной батареи может быть определена следующим образом:

$$\bar{m}_{\text{АКБ}} = \frac{1,2 \cdot g \cdot L}{3600 \cdot K \cdot \bar{e}_{\text{АКБ}}}, \quad (4)$$

где 1,2 — коэффициент, учитывающий КПД системы вентилятор — электродвигатель и аэронавигационный запас заряда батареи;

$g$  — ускорение свободного падения;

$L$  — дальность полета, км;

$K$  — среднее полетное аэродинамическое качество;

$\bar{e}_{\text{АКБ}}$  — удельная энергоёмкость аккумуляторной батареи, кВт·ч/кг.

Основываясь на соотношениях (1)–(4), значениях потребной взлетной удельной мощности, вычисленных в табл. 1, и опираясь на достигнутые на сегодняшний день значения удельной мощности

двигателей и систем управления им рассчитывались взлетные массы самолетов с электрическими силовыми установками в зависимости от энергоёмкости их бортовых АКБ.

### Расчет взлетной массы транспортного самолета средней дальности с электрической силовой установкой

Расчетная дальность полета: 5500 км с платной нагрузкой 20 т.

Удельная масса двигателя и системы управления им (в соответствии с соотношением (2) и данными табл. 1):

$$\bar{m}_{\text{эл.двиг}} = 1,1 \cdot 0,672 \cdot (0,145 + 0,035) = 0,124.$$

Удельная масса конструкции планера (как и у самолета-аналога):

$$\bar{m}_{\text{конст.пл}} + \bar{m}_{\text{оборуд}} = 0,423.$$

Среднее полетное качество (предварительная оценка):

$$K = 16.$$

В табл. 2 и на рис. 7 представлена расчетная зависимость взлетной массы транспортного самолета средней дальности с электрической силовой установкой от удельных характеристик его бортовых аккумуляторов. Взлетная масса самолета Boeing 737-700С при выполнении данной транспортной операции составляет 77,65 т.

Таблица 2

Удельная энергоёмкость бортовой АКБ, кВт/кг	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Относительная масса бортовой АКБ $\bar{m}_{\text{АКБ}}$	0,281	0,25	0,225	0,204	0,187	0,173	0,161
Взлетная масса самолета, т	116,28	98,52	87,72	80,32	75,19	72,99	68,49

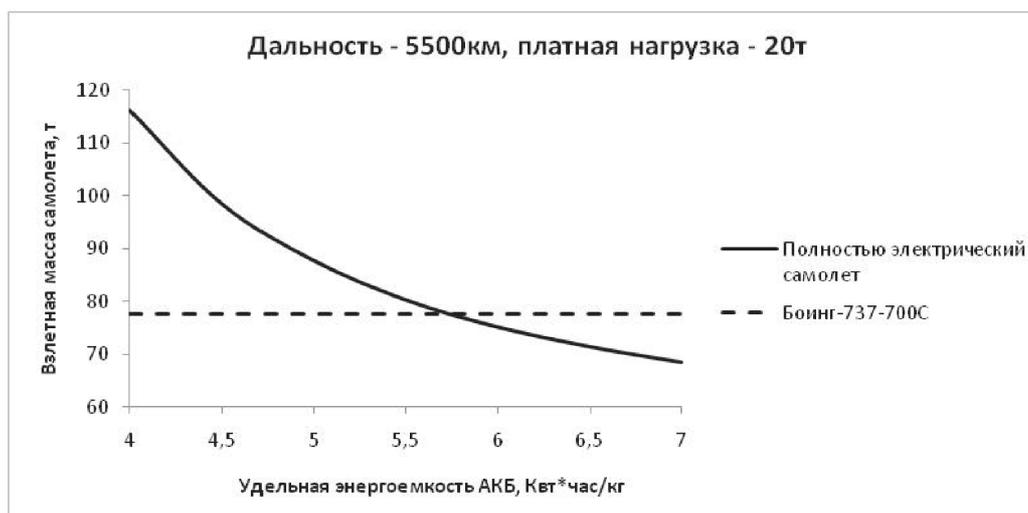


Рис. 7. Зависимость взлетного веса полностью электрического транспортного самолета средней дальности от энергоёмкости бортовых АКБ

**Расчет взлетной массы транспортного самолета большой дальности с электрической силовой установкой**

Расчетная дальность полета: 9000 км с платной нагрузкой 100 т.

Удельная масса двигателя и системы его управления (в соответствии с (2) и данными табл. 1):

$$\bar{m}_{эл.двиг} = 1,1 \cdot 0,446 \cdot (0,145 + 0,035) = 0,088.$$

Удельная масса конструкции планера (как и у самолета-аналога):

$$\bar{m}_{констр.пл} + \bar{m}_{оборуд} = 0,365.$$

Среднее полетное качество (экспертная оценка):

$$K = 18.$$

В табл. 3 и на рис. 8 представлена зависимость взлетной массы транспортного самолета большой дальности с электрической силовой установкой от удельных характеристик его АКБ. Взлетная масса

самолета Boeing 777F при выполнении данной транспортной операции составляет 344,4 т.

В табл. 4 приведены затраты на зарядку бортовой АКБ для доставки 20 т груза на дальность 5500 км полностью электрическим самолетом.

В табл. 5 приведены затраты на зарядку бортовой АКБ для доставки 100 т груза на дальность 9000 км полностью электрическим самолетом.

Представленные в табл. 4 и 5 данные показывают, что при выполнении типовой транспортной операции затраты на зарядку АКБ самолета с электрической силовой установкой значительно ниже затрат на топливо для самолета с традиционной силовой установкой.

Из-за ограниченности ресурса АКБ в структуре затрат на выполнение рейса необходимо учитывать ее амортизацию.

Ресурс современных литий-ионных батарей составляет 500—1000 циклов при цене батареи порядка 250 долл. за 1 кВт·ч запасаемой энергии. То есть при расходовании 1 МВт·ч энергии из литий-

Таблица 3

Удельная энергоемкость бортовой АКБ, кВт·ч/кг	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Относительная масса бортовой АКБ $\bar{m}_{АКБ}$	0,409	0,363	0,327	0,297	0,273	0,252	0,234
Взлетная масса самолета, т	724,64	543,48	454,55	400	364,96	338,98	319,49

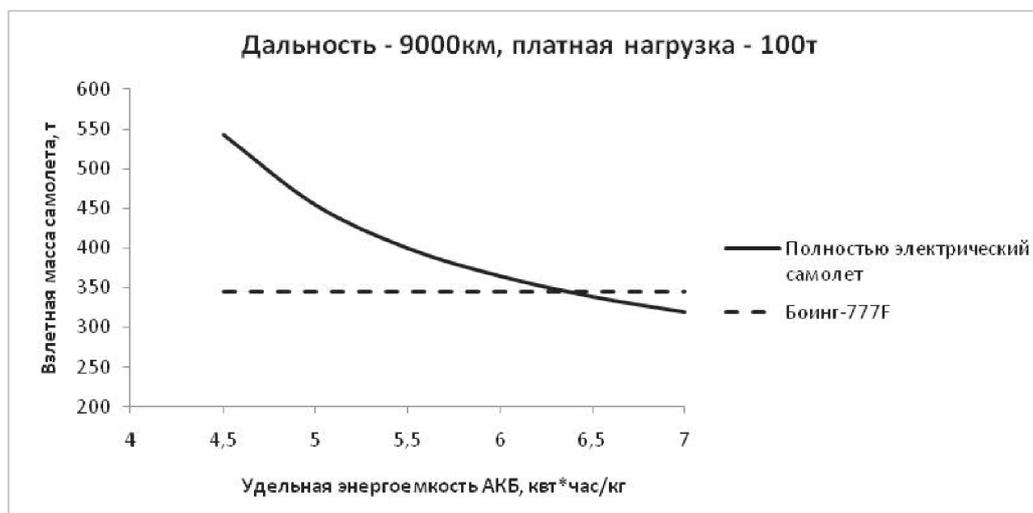


Рис. 8. Зависимость взлетного веса полностью электрического транспортного самолета большой дальности от энергоемкости бортовых АКБ

Таблица 4

Удельная энергоемкость бортовой АКБ, кВт·ч/кг	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Взлетная масса самолета, т	116,3	98,5	87,7	80,3	75,2	73	68,5
Затраченная на полет энергия, МВт·ч	131	111	97	90	84	80	77
Стоимость затраченной энергии (при тарифе 30 долл./ (МВт·ч)), тыс. долл.	3,93	3,33	2,91	2,7	2,52	2,4	2,31
Стоимость заправки топливом самолета-аналога для выполнения данной транспортной операции (при стоимости топлива 850 долл./т), тыс. долл.	17						

Таблица 5

Удельная энергоёмкость бортовой АКБ, кВт·ч/кг	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Взлетная масса самолета, т	724,6	543,5	454,6	400	365	339	319,5
Затраченная на полет энергия, МВт·ч	1186	888	743	653	598	555	523
Стоимость затраченной энергии (при тарифе 30 долл./МВт·ч), тыс. долл.	35,58	26,64	22,3	19,6	17,94	16,65	15,69
Стоимость заправки топливом самолета-аналога для выполнения данной транспортной операции (при стоимости топлива 850 долл./т), тыс. долл.	85						

ионной АКБ затрачивается 250 долл. из-за расходования ресурса самой батареи.

Анализ данных табл. 4 и 5 показывает, что применение полностью электрических транспортных самолетов средней и большой дальности будет оправданно при стоимости расходования ресурса бортовых АКБ на уровне от 70—100 долл./МВт·ч для батареи с энергоёмкостью 4,5 кВт·ч/кг до 130—190 долл./МВт·ч для батареи с энергоёмкостью 7 кВт·ч/кг.

**Выводы**

Создание магистрального самолета с электрической силовой установкой на основе высокоемких аккумуляторов технически возможно при уровне удельной энергии бортовых АКБ порядка 4,5—5 кВт·ч/кг (взлетная масса самолета при этом будет превышать взлетную массу аналога с традиционной силовой установкой не более чем в 1,5 раза, а все прочие ЛТХ будут на том же уровне). При достижении энергоёмкости бортовых АКБ значений более 6—6,5 кВт·ч/кг взлетная масса самолета с полностью электрической силовой установкой становится ниже взлетной массы самолета-аналога на углеводородном топливе.

Экономическая эффективность применения полностью электрических силовых установок в транспортной авиации зависит, в первую очередь, от стоимости батареи и ее ресурса. При достижении стоимости расходования ресурса сверхъёмких АКБ до уровня в 1,5—3 раза ниже этого показателя для современных литий-ионных батарей применение полностью электрических грузовых самолетов станет экономически оправданным.

В ходе создания полностью электрических силовых установок магистральных самолетов необходимо будет решить ряд технических проблем: обеспечить возможность зарядки или замены бортовых АКБ за время не более 2 часов, обеспечить функционирование всех элементов электрической силовой установки на большой высоте и т.д.

**Библиографический список**

1. Boeing 737 Airplane Characteristics for Airport Planning -<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>, September 2013.
2. 777-200LR/-300ER/-Freighter Airplane Characteristics for Airport Planning -[http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777\\_2lr3er.pdf](http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777_2lr3er.pdf), — August 2009. — 166 с.
3. Егера С.М., Мишин В.Ф., Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов: Учебник для вузов / Под ред. С.М. Егера. — 3-е изд., перераб. и доп. — М.: Машиностроение, 1983. — 616 с.
4. YASA 400 Axial Flux Electric Motor — [http://www.yasamotors.com/wp-content/uploads/2014/07/Datasheet-YASA-400\\_en-ID-13099.pdf](http://www.yasamotors.com/wp-content/uploads/2014/07/Datasheet-YASA-400_en-ID-13099.pdf), — 2p.
5. Sevcon Gen4 AC MOTOR CONTROLLER <http://www.sevcon.com/media/2463/Gen4%20Size%2010%20Aug%202013%20web.pdf>, — 2p.

## DEVELOPMENT OF CARGO AIRCRAFTS WITH ELECTRIC POWER PLANTS

Karasev D.A. \*, Arutyunov A.G. \*\*, Zagordan A.A. \*\*\*

Design Bureau «Volga-Dnepr» airlines,  
14, Karbysheva str., Ulyanovsk, 432072, Russia

\* e-mail: denis.karasev@volga-dnepr.com

\*\* e-mail: artem.arutyunov@volga-dnepr.com

\*\*\* e-mail: anatoliy.zagordan@volga-dnepr.com

**Abstract**

We have investigated the levels of specific batteries (AKB) characteristics, which assure both the technical and economic feasibility of a cargo aircraft with electric propulsion system development.

The calculation of the characteristics of electric cargo aircraft was based on the following assumptions:

\* The relative weight of the airframe and aircraft systems excluding the engine and propulsion system's weight, the level of flight aerodynamic quality, and the required take-off power-to-weight ratio, in the first approach, do not depend on the type of the power plant;

\* The number of engines and the type of the main propulsion, of the fan of electric aircraft, are the same as of analogues with the traditional power plant.

The dependences of the aircraft takeoff weight from the specific energy density of the battery and the relative masses of the onboard battery for a number of payloads and ranges are shown in tables 1.2.

The development of the mainline aircraft powered with electric power plant based on high-capacity batteries is technically feasible with the level of specific energy of on-board battery at about 4.5 - 5 kWh/kg (the maximum takeoff weight of the aircraft will exceed the takeoff weight of an analogue powered with conventional power plant by not more than 1.5 times, and aircraft performance will be identical). Upon achieving the energy density of on-board batteries over 6-6.5 kW·h/kg, the takeoff weight of the aircraft with electric propulsion system becomes lower than the takeoff weight of the aircraft fueled with hydrocarbon fuels.

Economic efficiency of applying the electric propulsion system in transport aviation primarily depends on the cost of the battery and its service life. By achieving cost-efficient service life utilization of ultra-battery at a level of 1.5-3 times lower than modern lithium-ion batteries demonstrate, the use of all-electric cargo aircraft will be economically feasible.

Table 1

The cost of charging the onboard battery to deliver 20 tons of cargo to a range of 5,500 km electric aircraft

The energy density of the onboard battery, kW·h/kg	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Aircraft take-off weight ft, t	116,3	98,5	87,7	80,3	75,2	73	68,5
Energy consumed in flight, MW·h	131	111	97	90	84	80	77
The cost of energy consumed (at the price of \$ 30/MWh), thousand USD	3,93	3,33	2,91	2,7	2,52	2,4	2,31
The cost of aircraft analogue refueling to perform the transport operation (if fuel costs \$ 850/t, thousand \$)	17						

Table 2

The cost of charging the onboard battery to deliver 100 tons of cargo to a range of 9000 miles electric aircraft

The energy density of the onboard battery, kW·h/kg	4	4,5	5	5,5	6	6,5	7
Aircraft take-off weight, t	724,6	543,5	454,6	400	365	339	319,5
Energy consumed in flight, MW·h	1186	888	743	653	598	555	523
The cost of energy consumed (at the price of \$ 30/MWh), thousand USD	35,58	26,64	22,3	19,6	17,94	16,65	15,69
The cost of aircraft analogue refueling to perform this transport operations (if fuel costs \$ 850/t, thousand \$)	85						

**Keywords:** electric aircraft, cargo aircraft, battery, take-off mass, energy density, specific power.

### References

1. *Boeing 737 Airplane Characteristics for Airport Planning*, available at: <http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>
2. *777-200LR/-300ER/-Freighter Airplane Characteristics for Airport Planning*, available at: [http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777\\_2lr3er.pdf](http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/777_2lr3er.pdf)
3. Eger S.M., Mishin V.F., Liseitsev N.K. *Proektirovanie samoletov* (Aircraft design: book for universities), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 616 p.
4. *YASA 400 Axial Flux Electric Motor*, available at: [www.yasamotors.com/wp-content/uploads/2014/07/Datasheet-YASA-400\\_en-ID-13099.pdf](http://www.yasamotors.com/wp-content/uploads/2014/07/Datasheet-YASA-400_en-ID-13099.pdf)
5. *Sevcon Gen4 AC MOTOR CONTROLLER*, available at: <http://www.sevcon.com/media/2463/Gen4%20Size%2010%20Aug%202013%20web.pdf>