

**А.О. Шевелев<sup>1</sup>, В.В. Будаева<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>ОДК-Авиадвигатель, Пермь, Россия

<sup>2</sup>Пермский национальный исследовательский политехнический университет, Пермь, Россия

## РАСЧЕТ ДАЛЬНОСТИ ПОЛЕТА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

Большое число ведущих авиа- и двигателестроительных компаний проявляют все больший интерес к разработке проектов, позволяющих снизить негативное воздействие авиации на окружающую среду. Одним из перспективных направлений является электрификация самолета на разном уровне: от отдельных систем турбореактивного двигателя до полностью электрического самолета. С целью определения возможности использования электрических технологий рассматривается методика расчета дальности полета электрического самолета, основанная на расчете потребляемой мощности для вращения винта, который создает необходимую тягу для полета во время всего полетного цикла. Проведены расчеты на примере двух самолетов: полностью электрического самолета Eviation Alice и ближнемагистрального пассажирского самолета Ил-114-300. Выявлено, что методика подтверждает заявленные разработчиком дальность полета и запас резервного времени полета для самолета Eviation Alice. При расчете дальности полета самолета Ил-114-300 с аккумуляторными батареями показано, что на данном этапе развития технологий электрификации невозможно создать полностью электрическую силовую установку для пассажирского ближнемагистрального самолета, которая будет обеспечивать требуемые параметры. Для создания электрической силовой установки для пассажирского самолета требуется увеличение удельной энергоемкости более чем в 3 раза по сравнению с современными показателями.

**Ключевые слова:** силовая установка, пассажирский самолет, критические технологии, электрический самолет, дальность полета, батарея, аккумулятор, электрический двигатель, полетный цикл, математическая модель.

**A.O. Shevelev<sup>1</sup>, V.V. Budaeva<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>UEC-Aviadvigatel, Perm, Russian Federation

<sup>2</sup>Perm National Research Polytechnic University, Perm, Russian Federation

## CALCULATING THE RANGE OF AN ELECTRIC AIRCRAFT

A large number of leading aircraft and engine companies are showing increasing interest in developing projects that reduce the negative impact of aviation on the environment. One of the promising areas is the electrification of aircraft at different levels: from individual engine systems to fully electric power supply of the aircraft. To determine the possibility of using electric technologies, a method for calculating the flight range of an electric aircraft has been developed, it is based on the calculation of the required power for the rotation of the propeller, which creates the necessary thrust for flight during the entire flight cycle. Calculations were carried out on the examples of two aircraft: the fully electric Eviation Alice aircraft and the short-haul passenger aircraft IL-114-300. The methodology can be considered reliable, for the Eviation Alice aircraft the flight range and reserve flight time declared by the developer were confirmed. However, at the current stage of technology development, it is impossible to create a fully electric power plant for a short-haul passenger aircraft that will provide the required parameters, like the IL-114-300 aircraft with rechargeable batteries. To create an electric power plant for a passenger aircraft, it is necessary to increase the specific energy consumption by more than 3 times compared to modern indicators.

**Keywords:** power unit, passenger aircraft, critical technologies, electric aircraft, range of flight, battery, accumulator, electric engine, flight cycle, mathematical model.

### Введение

При постоянном ужесточении экологических требований и более чем двукратном увеличении воздушного трафика в следующие 20 лет можно предположить, что в скором будущем традиционный турбореактивный двигатель перестанет удовлетворять предъявляемым к нему требованиям. Исходя из этого, авиа- и двигателестроительные компании

проявляют интерес к проектам, исследующим снижение выбросов. Одним из таких направлений является электрификация летательных аппаратов: применение электрических стартеров-генераторов, полностью электрические или гибридно-электрические самолеты [1]. На данный момент такие технологии применяются в маломестных учебных летательных аппаратах [2]. Несмотря на большое количество

проблем, которые возникают и будут возникать по мере развития аккумуляторных технологий [3], следующим этапом электрификации должен стать более электрический или полностью электрический самолет. В статье будет рассмотрена возможность создания двигателя для полностью электрического самолета на примере методики расчета дальности полета.

### Обзор литературы

Для расчета дальности полета электрического самолета необходимо знать удельную энергоемкость аккумуляторной батареи (Вт·ч/кг). Расчеты и прогнозы дальности полета основываются на предположении о развитии аккумуляторных батарей и электрических систем (рис. 1) [4]. На момент исследования (2020 г.) удельная энергоемкость АКБ находится в пределах 300 Вт·ч/кг, в большинстве случаев это значение составляет 250–260 Вт·ч/кг на реальных самолетах [5]. В открытых источниках найдена методика [6], в которой окончательная формула расчета дальности полета (1) (в данном случае времени полета) включает в себя большое количество параметров: необходимо знать характеристики аккумулятора, такие как рейтинг аккумулятора

в часах ( $R$ ) и экспонента Пекерта ( $n$ ). Данные параметры можно узнать из технических характеристик АКБ, предоставляемых производителем. Формула расчета времени полета электрического самолета:

$$E = t = Rt^{1-n} \left[ \frac{\eta_{tot} VC}{\frac{1}{2} \rho U^3 SC_{D_0} + (2W^2k / \rho US)} \right]^n, \quad (1)$$

где  $R$  – рейтинг АКБ в часах;  $n$  – экспонента Пекерта;  $\rho$  – плотность воздуха;  $U$  – скорость полета;  $W$  – вес самолета;  $C$  – емкость АКБ;  $S$  – площадь крыла;  $C_{D_0}$  – нулевое сопротивление подъемной силы;  $\eta_{tot}$  – полный КПД.

### Разработка методики расчета

За основу методики расчета принята формула определения емкости электрической батареи, в которой разрядка батареи принимается линейной и усредненной:

$$t = \frac{C_p}{I}, \quad (2)$$

где  $t$  – время разрядки АКБ;  $C_p$  – емкость Пекерта;  $I$  – сила тока.

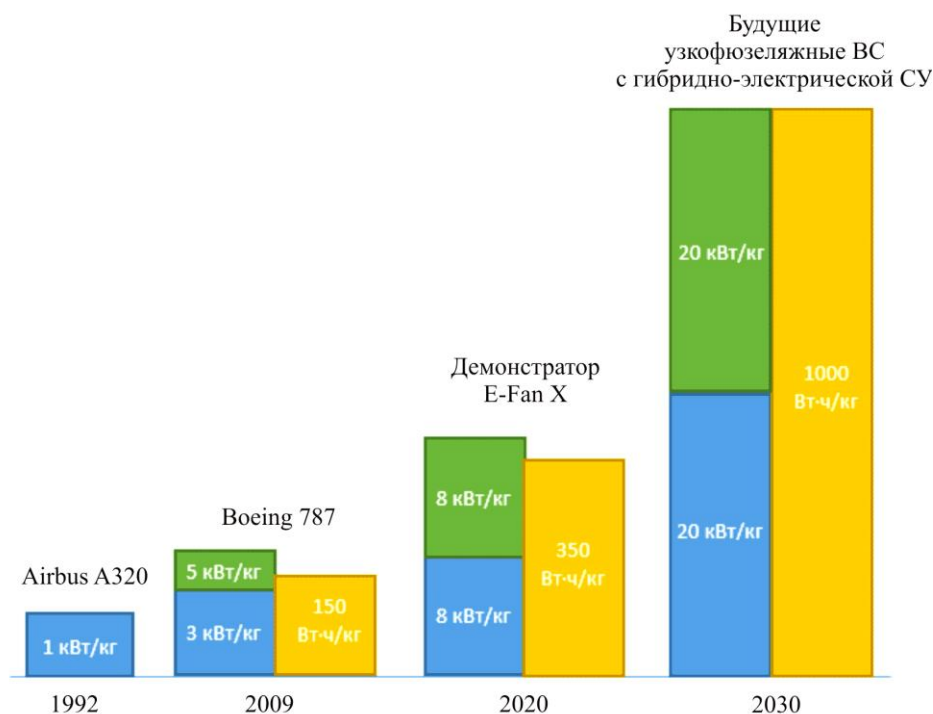


Рис. 1. Прогноз развития удельной энергоемкости аккумуляторных батарей, электродвигателей и силовой электроники: ■ – электродвигатели/генераторы; ■ – силовая электроника; ■ – аккумуляторы

Если известен рейтинг АКБ в часах для батареи конкретного производителя, то расчет следует производить на основе формулы Пекерта [7], где учитывается нелинейность разрядки батареи с помощью введения  $n$ -экспоненты Пекерта. Однако при разработке текущей методики эти показатели неизвестны, поэтому дальнейшие преобразования будут производиться на основе формулы (2).

Время разрядки АКБ можно записать как

$$t = \frac{C_p U}{P} = \frac{ItU}{P}, \quad (3)$$

где  $P$  – мощность АКБ;  $U$  – напряжение АКБ.

Необходимо проделать искусственное преобразование – обе части выражения (3) разделим на вес АКБ  $G_{акк}$ :

$$\frac{t}{G_{акк}} = \frac{ItU}{PG_{акк}}. \quad (4)$$

В выражении (4) можно выделить удельную энергоёмкость батарей [8]:

$$D = \frac{IUt}{G_{акк}} = \frac{Pt}{G_{акк}}. \quad (5)$$

Тогда выражение (5) запишется как

$$\frac{t}{G_{акк}} = \frac{D}{P}, \quad \text{или} \quad t = \frac{DG_{акк}}{P}. \quad (6)$$

По формуле (6) можно определить время полета, зная три основных параметра аккумулятора – мощность АКБ, вес АКБ и ее удельную энергоёмкость.

Предполагаем, что мощность на выходном валу электродвигателя (т.е. потребляемая мощность для вращения винта) равна произведению мощности АКБ и электрического КПД:

$$N = P\eta_{эл}, \quad (7)$$

где  $\eta_{эл}$  – электрический КПД, учитывающий потери энергии при передаче в силовой передаче и электродвигателе.

В формуле (7) выражаем мощность АКБ и подставляем в формулу (6):

$$t = \frac{DG_{акк} \eta_{эл}}{N}.$$

Заменив время отношением дальности полета к скорости, можно получить следующее выражение:

$$L = \frac{VDG_{акк} \eta_{эл}}{N}. \quad (8)$$

Используя формулу (8) и зная дальность полета (т.е. полетный цикл), можно найти вес АКБ.

Из формулы (8) для определения дальности полета необходимо знать пять параметров. Но так как процесс полета проходит с постоянным изменением параметров, то необходимо составить определенный полетный цикл, в котором будет заранее известна дальность полета. Ввиду этого из формулы (8) выражается вес АКБ, потребный для совершения полета по данному полетному циклу:

$$G_{акк} = \frac{LN}{VD\eta_{эл}}.$$

Процессы набора высоты и снижения принимаются как интервалы, на которых задаются скорость полета, дальность (или время) и потребная мощность на выходном валу. Вычисленный на данных участках необходимый вес АКБ (или дальность полета при крейсерском полете) суммируется. Полетные циклы и процесс вычисления неизвестных параметров представлены в табл. 1 и 2. Удельная энергоёмкость и электрический КПД принимаются постоянными величинами во время всего полета. При крейсерском полете необходимо определить дальность полета при известном весе АКБ, который определяется как разность суммарного веса АКБ на борту самолета и израсходованных батарей на совершение взлета, набора, снижения и посадки.

### Проверка методики на примере расчета самолета Eviation Alice

Проверка методики расчета проводится на основе электрического самолета, для которого в открытых источниках публикуются отчеты о прохождении испытаний и технические характеристики – Eviation Alice (рис. 2).

Известные характеристики электрического самолета Eviation Alice [9]:

1. Дальность полета составляет 1000 км и 45 мин резервного полета (принимается эту дальность как дальность полета на крейсерском режиме).

Таблица 1

Потребные мощности самолета Eviation Alice

Потребные мощности (для трех двигателей)	$P$ , л.с.	$P$ , Вт
Мощность при взлете	1050	782 985
Мощность в начале набора высоты	800	596 560
Мощность в конце набора высоты	600	447 420
Мощность крейсерского полета	350	260 995
Мощность при снижении	50	37 285
Мощность при посадке	50	37 285

Таблица 2

Полетный цикл самолета Eviation Alice

Взлет						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
0	0	0	0	782 985	0	0
457	5	5	200	596 560	<b>143,0945</b>	<b>0,025</b>
Набор высоты						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
457	5	0	200	596 560	0,000	0,000
791,3	15	10	225	581 646	107,256	0,044
1125,6	25	10	250	566 732	94,056	0,040
1459,9	35	10	275	551 818	83,255	0,036
1794,2	45	10	300	536 904	74,254	0,033
2128,5	55	10	325	521 990	66,639	0,031
2462,8	65	10	350	507 076	60,111	0,029
2797,1	75	10	375	492 162	54,453	0,027
3131,4	85	10	400	477 248	49,503	0,025
3465,7	95	10	425	462 334	45,135	0,024
3800	105	5	444	447 420	20,905	0,011
Сумма					<b>655,567</b>	<b>0,300</b>
Крейсерский полет						
$H$ , м	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$t$ , ч
3800	444	260 995	0	105	0	
3800	444	260 995	<b>2742,348</b>	1229,414	<b>1124,414</b>	<b>2,532</b>
Снижение						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
3800	1229,414	0	444	37 285	0,000	0,000
3465,7	1239,414	10	418,1	37 285	3,700	0,024
3131,4	1249,414	10	392,2	37 285	3,944	0,025
2797,1	1259,414	10	366,3	37 285	4,223	0,027
2462,8	1269,414	10	340,4	37 285	4,545	0,029
2128,5	1279,414	10	314,5	37 285	4,919	0,032
1794,2	1289,414	10	288,6	37 285	5,360	0,035
1459,9	1299,414	10	262,7	37 285	5,889	0,038
1125,6	1309,414	10	236,8	37 285	6,533	0,042
791,3	1319,414	10	210,9	37 285	7,335	0,047
457	1329,414	10	185	37 285	8,362	0,054
Сумма					<b>54,810</b>	<b>0,354</b>
Посадка						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
457	1329,414	0	185	37 285	0	
0	1334,414	5	0	0	<b>4,181</b>	<b>0,054</b>
Дальность полета, км			<b>1334,414</b>	Время полета, ч		<b>3,266</b>



Рис. 2. Электрический самолет Eviation Alice

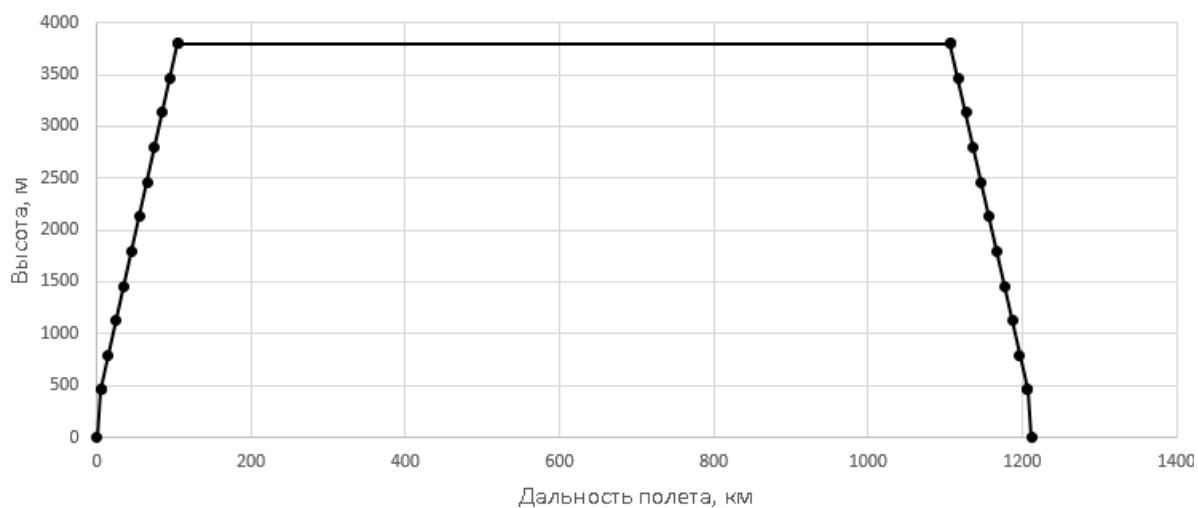


Рис. 3. Полетный цикл с электрическим КПД 85 %

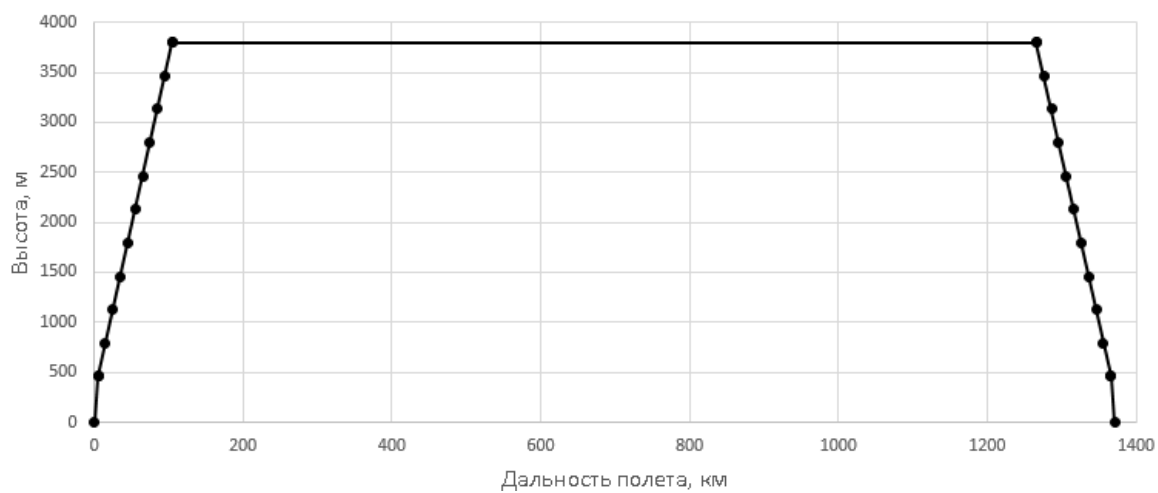


Рис. 4. Полетный цикл с электрическим КПД 95 %

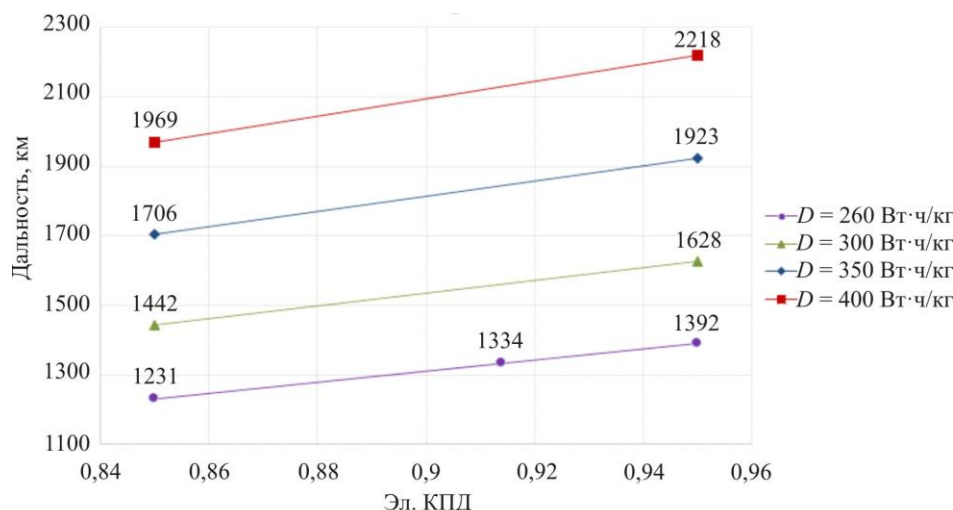


Рис 5. Дальность полета самолета Eviation Alice в зависимости от электрического КПД и удельной энергоемкости АКБ

2. Удельная энергоемкость АКБ равна 260 Вт·ч/кг.
3. Три электрических двигателя, мощность каждого при взлете 350 л.с., при крейсерском полете – 117 л.с.
4. Масса самолета 6000 кг.
5. Масса АКБ составляет 60 % от массы всего самолета, т.е. 3600 кг.
6. Скорость крейсерского полета 444 км/ч на высоте 3800 м.
7. Потребные мощности на каждом этапе полета для трех двигателей представлены в табл. 1.

Цель расчета – проверить правильность методики расчета при заданном примерном полетном цикле (с принятыми потребными мощностями на каждом промежутке полета), т.е. получить заявленную разработчиком для выбранного самолета дальность полета 1000 км без учета 45 мин резервного полета.

С принятым электрическим КПД от 85 до 95 % были получены полетные циклы, представленные на рис. 3 и 4.

По результатам расчета получилась дальность полета, равная 1212 км, при значении электрического КПД 85 %, при КПД, равном 95 % – 1371 км. Можно сделать вывод, что в данном диапазоне КПД возможно получить заявленную дальность полета 1000 км с запасом резервного полета 45 мин. Исходя из принятых допущений можно сделать вывод, что методика достоверна.

Следующий этап расчета – определить электрический КПД при заданной дальности 1000 км и резервном времени полета 45 мин с крейсерской скоростью. По результатам расчета выявлено, что электрический КПД составляет 92,7 %, при допущении, что потребные мощности заданы верно. Полетный цикл и вычисленная дальность полета при данном электрическом КПД представлены в табл. 3.

Следует отметить, что в проведенных расчетах дальности полета из-за приблизительно заданных значений потребных мощностей в процессе взлета, набора, снижения и посадки возможна суммарная погрешность 5–7 %.

На примере выбранного самолета построены зависимости дальности полета от значения электрического КПД при различных уровнях удельной энергоемкости. Результаты представлены на рис. 5.

По итогам расчетов можно сделать следующие выводы:

1. Методику расчета дальности полета можно считать достоверной.
2. В результатах расчетов вероятно погрешность, вызванная принятыми потребными мощностями на каждом этапе полета и принятым электрическим КПД.
3. При современном уровне развития аккумуляторных батарей возможно проектирование и эксплуатация электрических бизнес-джетов с дальностью полета до 1200 км.
4. В ближайшие 10 лет дальность полета самолетов такого класса может вырасти примерно в 2 раза [10].

Таблица 3

## Полетный цикл самолета Ил-114-300

Взлет						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
0	0	0	0	4 474 200	0	0
457	5	5	300	3 803 070	<b>589,549</b>	<b>0,017</b>
Набор высоты						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
457	5	0	300	3 803 070	0,000	0,000
1171,3	15	10	320	3 735 957	498,926	0,031
1885,6	25	10	340	3 668 844	461,142	0,029
2599,9	35	10	360	3 601 731	427,556	0,028
3314,2	45	10	380	3 534 618	397,505	0,026
4028,5	55	10	400	3 467 505	370,460	0,025
4742,8	65	10	420	3 400 392	345,990	0,024
5457,1	75	10	440	3 333 279	323,745	0,023
6171,4	85	10	460	3 266 166	303,434	0,022
6885,7	95	10	480	3 199 053	284,816	0,021
7600	105	10	500	3 131 940	267,687	0,020
Сумма					<b>3 681,262</b>	<b>0,249</b>
Крейсерский полет						
$H$ , м	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$t$ , ч
7600	500	2 982 800	0	105	0	0
7600	500	2 982 800	<b>2007,208</b>	183,7325	<b>78,733</b>	<b>0,157</b>
Снижение						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
7600	183,733	0	500	кг	0,000	0,000
6885,7	193,733	10	475	298 280	26,836	0,021
6171,4	203,733	10	450	298 280	28,327	0,022
5457,1	213,733	10	425	298 280	29,993	0,024
4742,8	223,733	10	400	298 280	31,868	0,025
4028,5	233,733	10	375	298 280	33,992	0,027
3314,2	243,733	10	350	298 280	36,420	0,029
2599,9	253,733	10	325	298 280	39,222	0,031
1885,6	263,733	10	300	298 280	42,490	0,033
1171,3	273,733	10	275	298 280	46,353	0,036
457	283,733	10	250	298 280	50,988	0,040
Сумма					<b>366,487</b>	<b>0,288</b>
Посадка						
$H$ , м	$L$ , км	$\Delta L$ , км	$V$ , км/ч	$P$ , Вт	$G_{акк}$ , кг	$t$ , ч
457	283,733	0	250	298 280	0	0
0	288,733	5	0	0	<b>25,494</b>	<b>0,01</b>
Дальность полета, км			<b>288,733</b>	Время полета, ч		<b>3,266</b>

### Проверка методики на самолете Ил-114-300

На основе разработанной и проверенной методики был проведен расчет для самолета Ил-114-300. Данный самолет так же, как и Eviation Alice, удобно рассчитывать, так как в открытых источниках описаны потребные мощности на выходном валу ТВД, в отличие от ТРД и ТРДД, для которых вместо мощностей задаются тяги.

Расчет аналогичен вышеприведенному, т.е. задается полетный цикл, потребные мощности на каждом этапе полета и рассчитывается потребный вес АКБ.

Исходные данные [11]:

1. Мощность на взлетном режиме 3000 л.с.
2. Мощность при крейсерском полете 2000 л.с.
3. Высота полета 7600 м.
4. Максимальная взлетная масса 23 500 кг.
5. Полезная нагрузка 6500 кг.
6. Максимальная масса топлива 6480 кг.
7. Масса топлива при максимальной загрузке 3300 кг.
8. Скорость крейсерского полета 500 км/ч.
9. Дальность полета с максимальным количеством пассажиров (64 человека) – 1900 км.
10. Максимальная дальность полета при минимальной загрузке (1300 кг) – 5000 км.
11. Потребные мощности для двух двигателей представлены в табл. 4.

Информации о времени резервного полета не найдено, поэтому расчет проводится по абсолютной дальности полета. Электрический КПД принят равным 90 с.

Таблица 4

Потребные мощности самолета Ил-114-300

Потребные мощности (для двух двигателей)	$P$ , л.с.	$P$ , Вт
Мощность при взлете	6000	4 412 993
Мощность в начале набора высоты	5100	3 751 044
Мощность в конце набора высоты	4200	3 089 095
Мощность крейсерского полета	4000	2 941 995
Мощность при снижении	400	294 199,5
Мощность при посадке	400	294 199,5

Поскольку на данном самолете в классической комплектации устанавливаются турбовальные двигатели, при их замене на электрические двигатели общая масса силовых установок изменится. Вес двух ТВД без винтов равен 740 кг [12]. Для создания такой же потребной мощности вращения винта при значении удельной мощности современных электродвигателей, равной 8 кВт/кг, потребуются две электрические силовые установки с суммарным весом 550 кг [13]. Таким образом, при замене двигателей на электрические силовые установки удастся освободить дополнительные 190 кг, которые можно заменить аккумуляторами. Следовательно, масса АКБ при максимальной загрузке самолета будет составлять 3490 кг, при минимальной – 6670 кг.

Первый расчет производился при максимальной загрузке самолета. Удельная энергоемкость АКБ такая же, как для Eviation Alice – 260 Вт·ч/кг. По результатам расчета выявлено, что для данного самолета характеристик аккумуляторов и удельной энергоемкости батарей не хватает даже для набора заданного эшелона.

Второй расчет производился с минимальной загрузкой и удельной энергоемкостью 260 Вт·ч/кг. Дальность полета составила 289 км, из которых расстояние крейсерского полета составило 79 км. Полетный цикл и вычисленные величины дальности и времени полета представлены в табл. 2.

Далее был проведен расчет, аналогичный Eviation Alice: построена зависимость дальности полета от значения электрического КПД и при разных значениях удельной энергоемкости АКБ (рис. 6). На данном рисунке видно, что дальность полета в 1000 км на подобных самолетах будет достигнута при удельной энергоемкости батарей 1000 Вт·ч/кг.

Таким образом, можно сделать следующие выводы:

1. Имеет смысл рассчитывать самолеты данного класса преимущественно при минимальной загрузке.

2. На современном уровне развития электротехники и электроники применять подобные технологии для самолета нецелесообразно, до сих пор не существует электродвигателей для самолетов в классе мощности 2 МВт (только разрабатываются) [14].



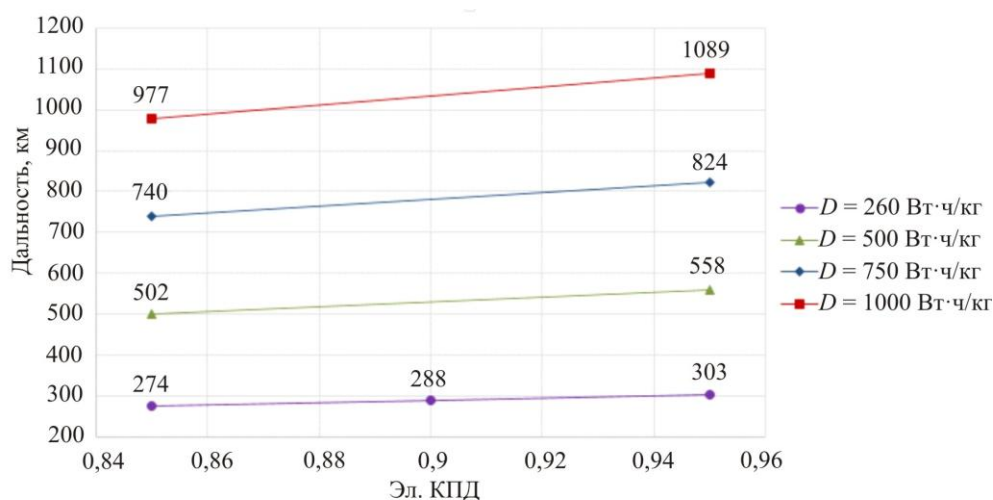


Рис. 6. Дальность полета самолета Ил-114-300 в зависимости от электрического КПД и удельной энергоемкости

3. Использование самолетов подобного класса будет возможно, когда удельная энергоемкость достигнет порядка 1000 Вт·ч/кг, что произойдет примерно через 10–15 лет [15].

### Выводы

Создана простая методика расчета дальности полета электрического самолета, дающая довольно точный результат. Методика проверена на примере самолета Eviation Alice. Все исходные данные взяты из открытых источников, для полной достоверности расчетов не хватало потребных мощностей на каждом этапе полета. Потребные мощности для каждого из этапов полета приняты как усредненные значения, в связи с чем возникает погрешность в пределах 5–7 %.

Данную методику стоит использовать только для примерного определения дальности полета, так как, помимо погрешности в задании потребных тяг, в данной методике не учитывается лобовое сопротивление самолета и двигателей, а также аэродинамика самолета (в формуле (1) аэродинамика учитывается).

По разработанной методике рассчитан самолет Ил-114-300, на котором ТВД заменены электродвигателями с винтами, а топливо – аккумуляторами. Выявлено, что для самолетов данного класса на данный момент использование аккумуляторов в качестве источника энергии невозможно. На данном этапе развития АКБ дальность полета Ил-114-300 может составить не больше 300 км.



Рис. 7. Прогнозируемая дальность полета Eviation Alice и Ил-114-300

На примере Eviation Alice и Ил-114-300 были рассчитаны зависимости дальности полета данных самолетов от электрического КПД при разных значениях удельной энергоёмкости и построены графики. По полученным результатам можно сделать вывод, что по предполагаемому примерно через 10–15 лет уровню развития АКБ  $D = 1000 \text{ Вт}\cdot\text{ч}/\text{кг}$  (см. рис. 1) самолеты того же класса, что и Eviation Alice, смогут летать на дальность бо-

лее 5500 км, а самолеты класса Ил-114-300 – на расстояние в пределах 1050 км (рис. 7).

На графиках (см. рис. 5 и 6) видно, что при увеличении удельной энергоёмкости увеличивается разность по дальности полета с изменением КПД. Другими словами, это значит, что при дальнейшем развитии АКБ все большее и большее влияние на дальность полета будет оказывать значение электрического КПД.

### Библиографический список

1. Будаева В.В. Обзор разработок в сфере электрических самолетов и двигателей // Гагаринские чтения – 2020: сб. тез. докл. – М., 2020. – С. 149–150.
2. Левин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В. Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования // Научный вестник МГУ ГА. – 2015. – № 213. – С. 50–57.
3. Будаева В.В. Риски и проблемы использования аккумуляторных батарей в силовых установках самолетов ближней и средней дальности // Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации: материалы XXI Всерос. науч.-техн. конф., г. Пермь, 19–21 ноября 2021 г. – Пермь, 2020. – Т. 1. – С. 33–35.
4. Сенин С.В. Rolls-Royce представила планы по развитию авиации с электрическими СУ // Авиационное обозрение ЦИАМ. – 2019. – № 20. – С. 11.
5. Артёмов В.В. Мониторинг и анализ технологического развития России и мира // Центр макроэкономического анализа и краткосрочного прогнозирования. – 2020. – № 22. – С. 39.
6. Lance W. Traub. Range and endurance estimates for battery-powered aircraft // Journal of Aircraft. – 2011. – Vol. 48, no 2. – P. 703–707.
7. Блохин А.В. Электротехника: учеб. пособие. – 2-е изд., испр. – Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2014. – 184 с.
8. Афанасьева Н.А., Булат Л.П. Электротехника и электроника: учеб. пособие. – 2-е изд., перераб. и доп. / СПбГУНиПТ. – СПб., 2009. – 181 с.
9. Палкин В.А. Обзор работ в США и Европе по авиационным двигателям для самолетов гражданской авиации 2020...2040-х годов // Авиационные двигатели. – 2019. – № 3(4) – С. 63–83.
10. Гордин М.В., Палкин В.А. Концепции авиационных двигателей для перспективных пассажирских самолетов // Авиационные двигатели. – 2019. – № 3(4). – С. 7–16.
11. ИЛ-114-300: Универсальная платформа для региональных маршрутов / ПАО «Авиационный комплекс им. С.В. Ильюшина» // Региональная авиация России и СНГ – 2018: VIII Междунар. конф. – М., 2018. – С. 13.
12. Кучеров В.П. Основы технологии производства самолета Ил-114: учеб. пособие. – 2-е изд., доп. – Самара: Изд-во Самар. ун-та, 2018. – 332 с.
13. Буров М.Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели. Шаг в будущее или фантастика? // Рациональное управление предприятием. – 2017. – № 3-4. – С. 72–74.
14. Варюхин А.Н., Гордин М.В., Захарченко В.С. Дорожная карта технологического развития гибридных и электрических силовых установок летательных аппаратов // Управление развитием крупномасштабных систем MLSD'2018: тр. XI Междунар. конф., г. Москва, 1–3 октября 2018 г. – М., 2018. – С. 270–280.
15. Халютин С.П., Давыдов А.О., Жмуров Б.В. Электрические и гибридные самолеты: перспективы создания // Электричество. – 2017. – № 9. – С. 4–16.

### Reference

1. Budaeva V.V. Obzor razrabotok v sfere elektricheskikh samoletov i dvigatelej [Overview of developments in the field of electric aircraft and engines]. *Gagarinskie chteniya*, 2020, pp. 149-150
2. Levin A.V., Halyutin S.P., Zhmurov B.V. Tendencii i perspektivy razvitiya aviacionnogo elektrooborudovaniya [Trends and prospects for the development of aviation electrical equipment]. *Nauchnyj vestnik MGU GA*, 2015, no. 213, pp. 50-57.

3. Budaeva V.V. Riski i problemy ispol'zovaniya akkumulyatornykh batarej v silovykh ustanovkakh samoletov blizhney i sredney dal'nosti [Risks and problems of using batteries in power plants of short and medium-range aircraft]. *Aerokosmicheskaya tekhnika, vysokie tekhnologii i innovacii*, 19–21 November 2021. 2020, vol. 1, pp. 33-35.
4. Senin S.V. Rolls-Royce predstavila plany po razvitiyu aviatsii s elektricheskimi SU [Rolls-Royce unveiled the plans for the development of aviation and electric power plants]. *Aviacionnoe obozrenie CIAM*, 2019, no. 20, pp. 11
5. Artyomenko V.V. Monitoring i analiz tekhnologicheskogo razvitiya Rossii i mira [Monitoring and analysis of the technological development of Russia and the world]. *Center for Macroeconomic Analysis and Short-Term Forecasting*, 2020, no. 22, pp. 39.
6. Lance W Traub. Range and Endurance Estimates for Battery-Powered Aircraft. *Journal of Aircraft*, 2011, Vol. 48, no. 2, pp. 703-707.
7. Blohin A.V. Elektrotekhnika [Electrical engineering]. Ekaterinburg: Ural, 2014, 184 p.
8. Afanasieva N.A., Bulat L.P. Elektrotekhnika i elektronika [Electrical engineering and electronics]. Sankt Peterburg.: SPbGUNIPT, 2009, 181 p.
9. Palkin V.A. Obzor rabot v SSHA i Evrope po aviacionnym dvigatelyam dlya samoletov grazhdanskoj aviatsii 2020...2040-h godov [Review of work in the USA and Europe on aircraft engines for civil aircraft in 2020 ... 2040s]. *Aviacionnye dvigateli*, 2019, no. 3(4), pp. 63-83.
10. Gordin M.V., Palkin V.A. Konceptii aviacionnykh dvigatelej dlya perspektivnykh passazhirskih samoletov [Aircraft engine concepts for advanced passenger aircraft]. *Aviacionnye dvigateli*, 2019, no. 3(4), pp. 7-16.
11. IL-114-300: Universal'naya platforma dlya regional'nykh marshrutov [IL-114-300: Universal platform for regional routes]. *Regional'naya aviatsiya Rossii i SNG*, 2018, Moscow, pp. 13.
12. Kucherov V.P. Osnovy tekhnologii proizvodstva samoleta Il-114 [Fundamentals of Il-114 aircraft production technology]. Samara: Izdatelstvo Samarskogo universiteta, 2018, 332 p.
13. Burov M. N. Elektricheskie i gibridnye aviacionnye dvigateli. SHag v budushchee ili fantastika? [Electric and hybrid aircraft engines. Step into the future or fantasy?]. *Racionalnoe Upravlenie Predpriyatiem*, 2017, no. 3-4, pp. 72-74.
14. Varyuhin A.N., Gordin M.V., Zaharchenko V.S. Dorozhnaya karta tekhnologicheskogo razvitiya gibridnykh i elektricheskikh silovykh ustanovok letatel'nykh apparatov [Roadmap for the technological development of hybrid and electric aircraft propulsion systems]. *Trudy «Upravlenie razvitiem krupnomasshtabnykh sistem MLSL»*, Moscow, 2018, pp. 270-280.
15. Halyutin S.P., Davydov A.O. ZHMurov B.V. Elektricheskie i gibridnye samolety: perspektivy sozdaniya [Electric and Hybrid Aircraft: Prospects for Creation]. *Elektrichestvo*, 2017, no. 9, pp. 4-16.

### Об авторах

**Шевелев Александр Олегович** (Пермь, Россия) – инженер-конструктор-расчетчик отделения перспективных разработок АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: shevelev@avid.ru).

**Будаева Виктория Валерьевна** (Пермь, Россия) – аспирант кафедры «Авиационные двигатели» ФГАОУ ВО ПНИПУ (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 29); инженер-конструктор-расчетчик отделения перспективных разработок АО «ОДК-Авиадвигатель» (614990, г. Пермь, Комсомольский пр., д. 93, e-mail: budaeva-vv@avid.ru).

### About the authors

**Aleksandr O. Shevelev** (Perm, Russian Federation) – Design and Analysis Engineer of Advanced Development Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: shevelev@avid.ru).

**Victoria V. Budaeva** (Perm, Russian Federation) – PhD Student of Aircraft Engines Department, Perm National Research Polytechnic University (29, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation); Design and Analysis Engineer of Advanced Development Department, JSC “UEC-Aviadvigatel” (93, Komsomolsky av., Perm, 614990, Russian Federation, e-mail: budaeva-vv@avid.ru).

Получено 19.05.2021