

УДК 629.7.064.5  
DOI: 10.26467/2079-0619-2017-20-6-130-140

## К ВОПРОСУ О МАССОЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИКАХ РАЗЛИЧНЫХ АВИАЦИОННЫХ ИСТОЧНИКОВ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ

А.В. КЕЧИН<sup>1,2</sup>

<sup>1</sup>Национальный исследовательский университет

«Московский энергетический институт», г. Москва, Россия,

<sup>2</sup>ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», г. Москва, Россия

В статье поднимается вопрос синтеза системы электроснабжения воздушных судов нового поколения, под которой понимается вся электроэнергетическая система (комплекс) воздушного судна, включающая в себя как силовую, так и информационную структуры, тесно интегрированные между собой. При данном подходе функции генерирования, преобразования и распределения электроэнергии возлагаются на силовую структуру, а информационная структура обеспечивает алгоритмы работы. Формируется проблематика вопроса синтеза описанных систем и обосновывается ее актуальность. Проанализированы основные научные работы, выполненные как в России, так и за границей и направленные на решение этой проблемы. Предлагается применение структурно-функционального подхода. Структурно-функциональный подход применим для решения сложных инженерных задач, что показано на примерах [16, 18]. Такой подход при решении поставленной задачи, как и иной другой, требует наличия достаточного количества исходных данных. При применении структурно-функционального подхода должны быть учтены «ограничения»: требования ГОСТ, ОСТ, технического задания, дополненные данными по возможным элементам синтезируемой схемы. Данная статья в основном посвящается выбору параметров возможных элементов синтезируемой схемы, а именно первичных источников электроэнергии. В статье определена методика преобразования дискретных значений показателей первичных источников электроэнергии в функциональные зависимости, а также ограничения, накладываемые на их аппроксимирующие функции. На примере показано получение функциональных зависимостей для массоэнергетических показателей никель-кадмиевых аккумуляторных батарей производства компаний VARTA и SAFT. Проведен анализ полученных результатов, показавший достаточную их достоверность и, как следствие, их применимость при разработках систем электроснабжения воздушных судов.

**Ключевые слова:** система электроснабжения самолета, структурно-функциональный подход.

### ВВЕДЕНИЕ

Начиная примерно с 70-х годов прошлого века наметилась тенденция к ужесточению требований к авиатранспорту, что нашло отражение, например, в ведении систем эшелонирования полетов (RVSM), ужесточении требований к выбросам и шуму, создаваемому воздушными судами (ВС). С другой стороны, в условиях достаточно высокой экономической нестабильности, повышения конкуренции на рынке авиатранспорта, эксплуатирующие организации усиленно работают в направлении снижения затрат на осуществление авиационных пассажиро- и грузоперевозок, что, в свою очередь, предъявляет требования к характеристикам ВС, которые необходимо учитывать при его разработке. В связи с этим перед разработчиками ВС, их систем и оборудования ставится задача по повышению эксплуатационной эффективности, экономичности и экологичности.

В качестве решения поставленной задачи (части поставленной задачи) в 70-е годы прошлого века С. Хелсли в [1] была предложена концепция полностью электрического самолета, т. е. самолета, в котором в качестве вторичной энергии используется только электрическая. Предложенная концепция, как показали многие исследования [2–11], позволяет, с одной стороны, повысить надежность системы при одинаковой степени резервирования, с другой стороны, повысить эксплуатационную технологичность, с третьей – повысить энергоэффективность ВС.

В Европе и США запущено несколько программ по повышению электрификации ВС, результатами которой явились ВС Boeing 787, Airbus A380, а также F-35, разработанный по программе Joint Strike Fighter. В процессе выполнения данных программ проведено большое количество научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ [7, 10, 11]. В качестве основных результатов этих работ многими специалистами выделяются:

- исключение отбора воздуха от маршевого двигателя для нужд системы кондиционирования воздуха, вместо которого применяется непосредственный отбор воздуха из-за борта ВС и его сжатие до требуемого уровня электрическими приводами;
- исключение одной из гидросистем в контуре управления ВС и замена ее на электрическую сеть с электрическими (электрогидравлическими) исполнительными устройствами;
- переход на систему электроснабжения (СЭС) повышенного напряжения 270 В ( $\pm 270$  В) или на СЭС нестабильной частоты от 380 до 800 Гц повышенного напряжения 230/380 В;
- исключение из системы электроснабжения привода постоянных оборотов (ППО).

Принятые меры, как показано в [2–13], позволили значительно повысить топливную эффективность ВС и, как следствие, повысить их экологичность. Однако решения, позволившие добиться приведенных в [2–13] результатов, привели к существенному усложнению структуры СЭС ВС. В то же время тенденция к еще большему усложнению структуры СЭС сохраняется. Так, в среднесрочных программах крупных авиастроительных компаний, например NASA, присутствуют цели по созданию ВС для малой авиации (ВС местных воздушных линий) на электрической тяге. Данные ВС обладают принципиально новой структурой системы генерирования электроэнергии (СГЭ). Наличие новых перспективных источников, таких как водородные топливные элементы, сверхпроводниковые генераторы, суперконденсаторы и аккумуляторные батареи новых электрохимических систем (ЭХС), приводит к необходимости разработки принципиально новых подходов к синтезу как СЭС в целом, так и ее составных частей: СГЭ и системы распределения электроэнергии.

## МЕТОД И МЕТОДОЛОГИЯ ИССЛЕДОВАНИЯ

Одним из наиболее перспективных методов синтеза как систем электроснабжения в целом, так и их составных частей является структурно-функциональный подход (СФП), предложенный С.П. Халютиным и Б.В. Жмуровым в [14–19]. Так, в [15] приведено решение задачи синтеза оптимальной с точки зрения критерия минимума массы проводникового материала, бортовой кабельной сети ВС на основе СФП.

Выбранный подход позволяет описать синтезируемую систему как совокупность элементов и связей между ними. В качестве исходных данных при синтезе выступают: требования технического задания, требования межгосударственных, государственных, отраслевых и иных стандартов. Указанные исходные данные формируют область допустимых параметров СЭС, которым должно удовлетворять решение. Указанные данные являются по своей сути неизменяемыми параметрами. Таким образом, приведенные исходные данные являются необходимым, но не достаточным условием для синтеза СЭС. Дополнительно в процессе синтеза необходимо использовать данные по составным частям СЭС, применение которых теоретически возможно в синтезируемой системе: массовых, габаритных, надежностьных, стоимостных и прочих, которые описывают тот или иной элемент схемы. Одной из наиболее сложных задач при проведении сравнительного анализа является их выбор, так как различные по принципу действия источники обладают различными показателями. Так, например, генератор характеризуется мощностными параметрами – частотой вращения (номинальная, максимальная, минимальная) и моментом нагрузки. При этом аккумуляторные батареи (АБ) принципиально не имеют параметров механической мощности, но обладают таким параметром, как емкость (номинальная), который характеризует возможный запас электрической энергии. Отсюда следует, что в целях выполнения анализа необходимо обобщить основные параметры различных источников электроэнергии (ЭЭ), по которым будет проводиться анализ.

Так как назначением любого источника является обеспечение энергией потребителей, то целесообразно выделить два ключевых параметра, которыми обладает любой источник энергии:

- запасенная энергия (Е, Дж) – характеристика источника как накопителя энергии (параметр, определяющий возможность выполнения работы);

– мощность ( $P$ , Вт) – характеристика преобразования накопленной энергии в энергию требуемого вида.

При применении в транспорте, и особенно в авиации, для любого изделия критическим является такой параметр, как масса ( $m$ , кг), при этом данный параметр чаще применяется в неявном виде. Наиболее характерным способом учета массы в авиации является использование удельных характеристик. Так, для определенных ранее параметров ( $E$  и  $P$ ) рассматривается удельная энергия ( $E_{уд}$ , Дж/кг) и удельная мощность ( $P_{уд}$ , Вт/кг):

$$E_{уд} = \frac{E}{m}; \quad (1)$$

$$P_{уд} = \frac{P}{m}. \quad (2)$$

Современные источники электрической энергии разрабатываются в виде типоряда с заданными в государственных/отраслевых стандартах значениями мощности и напряжения, что приводит к дискретности исходных данных, предназначенных для определения параметров, приведенных в (1) и (2). Для получения функциональных зависимостей необходима обработка (аппроксимация) полученных дискретных значений, при этом, как правило, при аппроксимации в качестве искомой функции применяются простые функции, наиболее распространенные из которых приведены в табл. 1.

В связи с ограниченным количеством данных (типоряд, как правило, имеет в своем составе не более 15 позиций) предлагается преобразование аппроксимирующей функции в некоторую другую функцию, связанную с первой. На практике это приводит к резкому увеличению анализируемых данных и, как следствие, повышению точности аппроксимации. Так, большинство нелинейных функций, приведенных в табл. 1, возможно линеаризовать и свести к виду

$$y'(x') = a'x' + b'. \quad (3)$$

При аппроксимации данных необходимо воспользоваться критерием оптимальности полученного решения, в качестве которого при решении инженерных задач, как правило, выступает минимум суммы квадратов невязок, определяемый методом наименьших квадратов (МНК). По определению, для аппроксимации по МНК справедливо следующее соотношение:

$$\Phi(x_i, a_j) = \sum_i [f_i - f(x_i, a_j)]^2 = \min, \quad (4)$$

где  $a_j$  – неизвестные коэффициенты, входящие в состав аппроксимирующей функции.

Таблица 1  
Table 1

Типовые функции, применяемые при аппроксимации, и их линеаризация  
Typical functions used in the approximation, and their linearization

№	Функция	$x'$	$y'$	$a'$	$b'$	Примечание
1	$y = ax^2 + bx + c$	$x$	$\frac{y - c}{x}$	$a$	$b$	Коэффициент $c$ определяется из условия $y(0) = k$
2	$y = ax^2 + b$	$x^2$	$y$	$a$	$b$	
3	$y = ax^b$	$\ln(x)$	$\ln(y)$	$b$	$\ln(a)$	
4	$y = ae^{bx}$	$x$	$\ln(y)$	$b$	$\ln(a)$	

Продолжение таблицы 1

5	$y = \frac{1}{ax + b}$	$x$	$\frac{1}{y}$	$a$	$b$	
6	$y = a \cdot \ln(x) + b$	$\ln(x)$	$y$	$a$	$b$	
7	$y = \frac{a}{x} + b$	$\frac{1}{x}$	$y$	$a$	$b$	
8	$y = \frac{x}{x + b}$	$\frac{1}{x}$	$\frac{1}{y}$	$b$	1	
9	$y = a + be^{cx}$	Нелиinearизуемая				
10	$y = \sum_i^n a_i x^i$	Нелиinearизуемая				

Минимум функции  $\Phi(x, a_j)$  определяется путем дифференцирования данной функции по определяемым неизвестным:

$$\frac{\partial \Phi(x_i, a_j)}{\partial a_j} = 0. \quad (5)$$

Таким образом, продифференцировав соотношение (4) по N-му количеству неизвестных констант, получаем систему, состоящую из N уравнений, решение которых позволит определить оптимальные коэффициенты, относительно выбранного критерия.

В целях ограничения области поиска предлагается анализ удельных показателей различных источников электрической энергии (в частности, для электромеханических преобразователей анализ проведен и изложен в [20–23]). Проведенный анализ показывает, что современным авиационным источникам электроэнергии и их вспомогательным устройствам присущи следующие свойства:

– непрерывность роста удельной энергии и удельной мощности при росте мощности устройства (на рассматриваемом интервале);

– наличие предельных (максимальных) теоретических и практически достижимых удельных показателей массы и энергии, определяемых природой процессов, лежащих в основе изделия, технологией его изготовления, определяющей степень его совершенства. Исходя из этого, аппроксимирующая функция должна обладать следующими свойствами:

- а) на заданном интервале функция неотрицательна;
- б) на заданном интервале функция непрерывна;
- в) на заданном интервале функция дифференцируема;
- г) на заданном интервале функция непрерывно неубывающая/невозрастающая;
- д) функция должна быть определена при  $x \rightarrow 0$ ;
- е) функция должна иметь максимальное значение, т. е. при  $x \rightarrow \infty, y \rightarrow \text{const}$ .

В качестве дополнительного ограничения выступает ограничение, накладываемое на аргумент функции, который должен быть неотрицательным, т. е. функция в области отрицательных аргументов в рамках данной задачи не представляет интереса, в том числе может быть неопределенной.

Анализ соотношений, приведенных в табл. 1, показывает, что некоторые соотношения не удовлетворяют заданным требованиям. К данным функциям относятся: логарифмическая (№ 6 в таблице), обратная (№ 7 в таблице) и полиномиальная (№ 10 в таблице).

Для оставшихся функций необходимо провести анализ соотношений и их преобразование, с учетом наложенных ограничений. В качестве примера в рамках данной статьи приводится наложение ограничений на параболическую функцию (№ 1 в таблице).

Из условий наличия максимального значения удельных показателей

$$\lim_{x \rightarrow \infty} [f(x)] = \lim_{x \rightarrow \infty} (ax^2 + bx + c) = \lim_{x \rightarrow \infty} (ax^2) + \lim_{x \rightarrow \infty} (bx) + c = a\infty^2 + b\infty + c = \infty. \quad (6)$$

В общем случае соотношение не удовлетворяет требованиям по наличию предельного значения, как показано в (6).

Введем понятие «граничное значение аргумента» ( $x_{гр}$ ) – это такое значение аргумента, при котором функция принимает значение от 0,95 до 1,05 максимального (функция находится в пятипроцентной трубке), что соответствует соотношению

$$f(x_{гр}) = f_{max} \pm \Delta. \quad (7)$$

Соотношение (6) с учетом (7) примет вид

$$f(x) = \begin{cases} ax^2 + bx + c, & x \leq x_{гр}, \\ f_{max} \pm \Delta, & x > x_{гр}. \end{cases} \quad (8)$$

Подставив (8) в (6), получим

$$\begin{aligned} \lim_{x \rightarrow \infty} [f(x)] &= \lim_{x \rightarrow \infty} \left[ \begin{cases} ax^2 + bx + c, & x \leq x_{гр} \\ f_{max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} \right] = \begin{cases} \lim_{x \rightarrow x_{гр}} [ax^2 + bx + c], & x \leq x_{гр} \\ \lim_{x \rightarrow \infty} [f_{max} \pm \Delta], & x > x_{гр} \end{cases} = \\ &= \begin{cases} ax_{гр}^2 + bx_{гр} + c, & x \leq x_{гр} \\ f_{max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} = \begin{cases} f_{max} \pm \Delta, & x \leq x_{гр} \\ f_{max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} = f_{max} \pm \Delta. \end{aligned} \quad (9)$$

Полученная функция (9) удовлетворяет заданным ограничениям.

$$\Phi(x, a_j) = \sum_i \left[ f_i - \begin{cases} a \cdot x + b, & x \leq x_{гр} \\ f_{max} \pm \Delta, & x > x_{гр} \end{cases} \right]^2 = \begin{cases} \sum_i [f_i - (ax^2 + bx + c)]^2, & x \leq x_{гр}, \\ \sum_i [f_i - (f_{max} \pm \Delta)]^2, & x > x_{гр}. \end{cases} \quad (10)$$

Соотношение (10) с учетом (5) примет вид

$$\begin{cases} \frac{\partial}{\partial a} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0, \\ \frac{\partial}{\partial b} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0, & x \leq x_{гр}, \\ \frac{\partial}{\partial c} \sum_i [f_i - (ax_i^2 + bx_i + c)]^2 = 0. \end{cases} \quad (11)$$

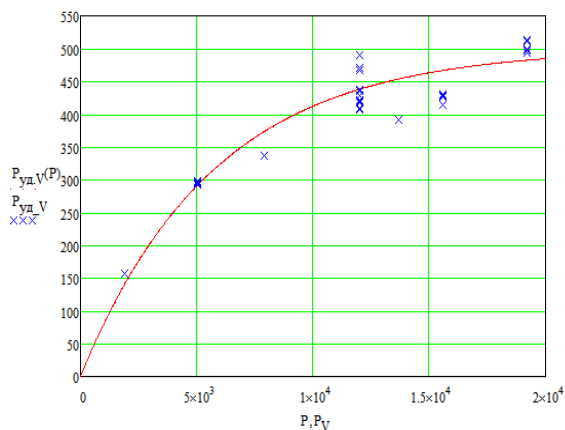
Решив уравнения (11), получим следующую систему уравнений для нахождения коэффициентов:

$$\begin{cases} a \sum_i x_i^4 + b \sum_i x_i^3 + c \sum_i x_i^2 = \sum_i f_i x_i^2, \\ a \sum_i x_i^3 + b \sum_i x_i^2 + c \sum_i x_i = \sum_i f_i x_i, \quad x \leq x_{гр}, \\ \sum_i x_i^2 + b \sum_i x_i + cn = \sum_i f_i. \end{cases} \quad (11)$$

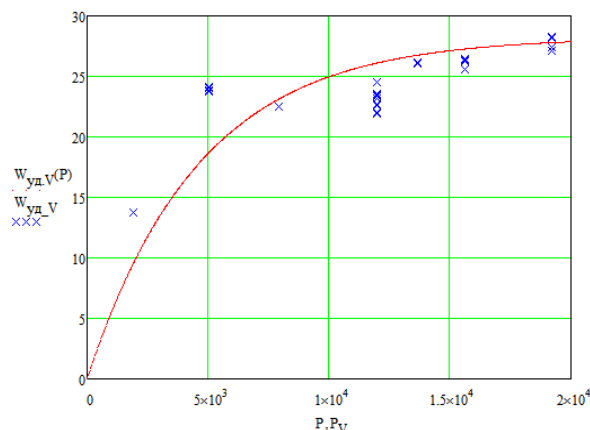
Аналогичным образом производятся преобразования и для остальных типов функций.

### РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

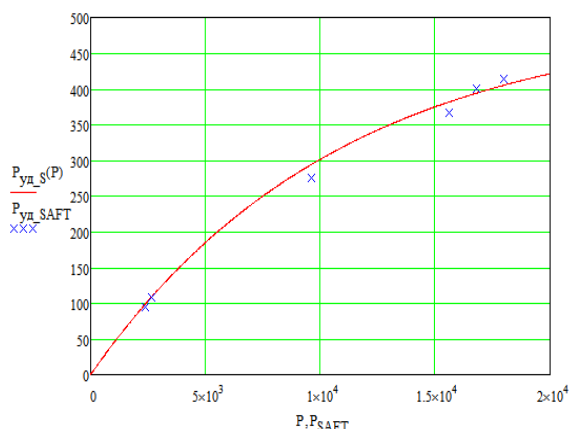
В результате исследования получены зависимости для различных применяемых и перспективных бортовых источников ЭЭ. В качестве примера в статье приводятся графические зависимости для никель-кадмиевых аккумуляторных батарей компании VARTA и SAFT, представленные на рис. 1–4.



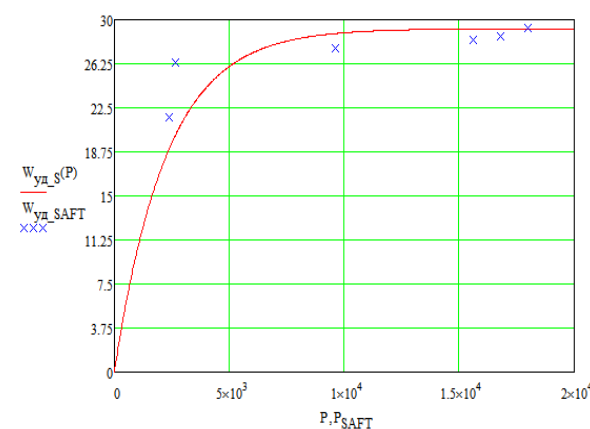
**Рис. 1.** Характеристика удельной мощности аккумуляторных батарей VARTA  
**Fig. 1.** Characteristic of the specific power of VARTA batteries



**Рис. 2.** Характеристика удельной энергии аккумуляторных батарей VARTA (в Втч/кг)  
**Fig. 2.** Characteristic of the specific energy of VARTA batteries



**Рис. 3.** Характеристика удельной мощности аккумуляторных батарей SAFT  
**Fig. 3.** Characteristic of the specific power of SAFT batteries



**Рис. 4.** Характеристика удельной энергии аккумуляторных батарей SAFT (в Втч/кг)  
**Fig. 4.** Characteristic of the specific energy of SAFT batteries

Анализ абсолютной ошибки математической модели зависимости удельной мощности аккумуляторных батарей VARTA показал, что она не превышает величины 12 % в задан-

ной области. Абсолютная ошибка математической модели зависимости удельной мощности аккумуляторных батарей SAFT показал, что она не превышает величины 9 % в заданной области.

## ВЫВОДЫ

Выбранная методика позволяет описать систему как совокупность элементов и связей между ними, которым задаются свойства: качественные и количественные. После наложения ограничений: требований ТЗ, ГОСТ, ОСТ – формируется область допустимых решений, удовлетворяющих заданным требованиям. Из области допустимых решений на основе инженерного анализа выбирается оптимальное с точки зрения требуемого критерия (например, стоимость жизненного цикла, цена, ресурс и т. д.).

Достоверность зависимостей достаточна для проведения инженерных расчетов на этапе синтеза СЭС и не превышает 12 % для заданной области.

Полученные соотношения применимы в качестве исходных данных при синтезе СЭС на основе СФП. При этом сложность системы (уровень декомпозиции) не является принципиальной преградой для применения метода, однако усложнение синтезируемой структуры неизбежно приведет к усложнению математической модели синтезируемой системы и, как следствие, повышению сложности расчета.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Helsley C.W.** Power by Wire for Aircraft – The All-Electric Airplane. SAE PREPRINT №7771006, 1977, pp. 3464–3468.
2. Электрический самолет: концепция и технологии / А.В. Левин, С.М. Мусин, С.А. Харитонов, К.Л. Ковалев, А.А. Герасин, С.П. Халютин. УФА: УГАТУ, 2014. 388 с.
3. Технический отчет отделения «Эрисерч» фирмы «Гаррет» по разработке генератора постоянного тока 270 В и блока управления генератора для самолетной СЭС: пер. с англ. Жуковский: НИИАО, 1983.
4. **Волокитина Е.В.** Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть 1 // Электрооборудование и электрооборудование. 2011. № 4.
5. **Мехди И.С.** Исследование эффективности концепции ПЭС для перспективных истребителей // Труды IEEE, NAESON, 1983. Пер. с англ., АКБ «Якорь», 1984.
6. **Cronin M.J.** The All-Electric Airplane as Energy Efficient Transport. SAE Paper № 801.
7. Отчет НИИАО № 116-85-VII о НИР «Разработка альтернативных вариантов облика СЭС тяжелого и легкого полностью электрифицированных самолетов», 1985.
8. **Dornehem M.A.** Electric Cabin. Aviation Week and Space Technology, March 2005.
9. **Warwick G.** Hamilton Sundstrand ground-test 787 electrical system. Aviation Week and Space Technology, July 2008.
10. Отчет о составной части научно-исследовательской работы «Исследования по перспективному электроэнергетическому комплексу в концепции более электрического самолета». Часть 1. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2016.
11. Отчет о составной части научно-исследовательской работы «Исследования по перспективному электроэнергетическому комплексу в концепции более электрического самолета». Часть 2. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2016.
12. **Кечин А.В., Жмуров Б.В.** Организация системы управления электропитанием. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 282–286.
13. **Кечин А.В., Жмуров Б.В.** Локальный центр управления нагрузками как основной элемент перспективных систем распределения электроэнергии. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 287–292.

14. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Формализация процесса проектирования систем электроснабжения воздушных судов на основе структурно-функционального подхода. М.: ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», 2008.

15. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем // Проблемы безопасности полетов. 2009. № 8. С. 53–62.

16. Кечин А.В., Жмуров Б.В. Методика расчета бортовых электрических сетей на основе структурно-функционального подхода // Труды Международного симпозиума «Надежность и качество». 2015. Т. 1. С. 203–205.

17. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Патрикеев А.П. Структурно-функциональный подход при проектировании систем электроснабжения воздушных судов // Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий. 2012. № 1. С. 375–377.

18. Матюшина А.В., Халютин С.П. Методика синтеза системы генерирования электрической энергии перспективных воздушных судов на основе структурно-функционального подхода. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2015. С. 257–260.

19. Халютин С.П., Жмуров Б.В. Повышение качества проектного решения для системы электроснабжения на основе структурно-функционального подхода. М.: Издательский дом ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 2014. С. 235–239.

20. Власов А.И., Волокитина Е.В., Опалев Ю.Г. Предварительная оценка главных размеров электрических машин по постоянной Арнольда // Электроника и электрооборудование транспорта. 2007. № 3. С. 28–30.

21. Волокитина Е.В., Власов А.И., Опалев Ю.Г. Исследование и оптимизация динамических и массогабаритных показателей вентильных электродвигателей методами численного моделирования магнитного поля // Электроника и электрооборудование транспорта. 2007. № 3. С. 22–25.

22. Власов А.И., Волокитина Е.В. Выбор типа стартер-генератора для автономных подвижных объектов // Электроника и электрооборудование транспорта. 2008. № 5. С. 2–6.

23. Власов А.И. Магнитоэлектрический стартер-генератор в системе электроснабжения самолетов нового поколения: диссертация на соискание ученой степени кандидата технических наук: 05.09.03, ФГБУ ВО «Чувашский государственный университет имени И.Н. Ульянова». Чебоксары, 2011.

#### СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Кечин Александр Викторович**, аспирант кафедры «электротехнические комплексы автономных объектов и электрического транспорта», Национального исследовательского университета «Московский энергетический институт», инженер-конструктор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», akechin@xlab-ns.ru.

#### ON THE QUESTION OF MASS-ENERGY CHARACTERISTICS OF VARIOUS AVIATION SOURCES OF ELECTRICITY

**Alexander V. Kechin<sup>1,2</sup>**

<sup>1</sup>Moscow Power Engineering Institute, Moscow, Russia

<sup>2</sup>LLC «Experimental laboratory NaukaSoft», Moscow, Russia

#### ABSTRACT

The article raises the issue of the synthesis of power supply systems for new generation aircraft, which is understood as: the power supply system (complex) of the aircraft, which includes the power and information structures closely integrated. Using this method, the power generation, transformation and distribution functions are assigned to the power



structure, and the information structure provides work algorithms. The problematic of the synthesis of the described systems is formed and its relevance is justified. The main work done abroad and on the territory of the Russian Federation aimed at solving this problem are analyzed. As a solution to the problem, it is proposed to use the actual, from the point of view of the authors, method – the structural-functional method. It is shown that the structural-functional method is applicable to solving complex engineering problems, as shown in the examples [16, 18]. The chosen method of solving this problem, like any other one, requires a sufficient number of bench-mark data. When applying the structural-functional method, which is data of the "constraint" type, i.e. GOST (All-Union State Standard) and OST (All-Union Standard) requirements, technical specifications, supplemented by data on possible elements of the synthesized scheme. This article is mainly devoted to the choice of parameters of possible elements of the synthesized circuit, namely primary electric power sources. The article defines a technique for converting discrete values of primary energy sources into functional dependencies, as well as restrictions imposed on their approximating functions. The example shows the obtaining of functional dependencies for mass-energy indicators of nickel-cadmium storage batteries produced by VARTA and SAFT. The analysis of the obtained results is shown, which showed their sufficient reliability and, as follows, their applicability in the development of aircraft power supply systems.

**Key words:** aircraft power supply system, structural-functional method.

## REFERENCES

1. **Helsley C.W.** Power by Wire for Aircraft – The All-Electric Airplane. SAE PREPRINT № 7771006, 1977, pp. 3464–3468.
2. **Levin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalev K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P.** *Elektricheskiy samolot: kontseptsiya i tekhnologii* [Electric plane: concept and technology]. Ufa, Ufa State Aviation Technical University, 2014, 388 p. (in Russian)
3. *Tekhnicheskiy otchet otdeleniya "Eriserch" firmy «Garret» po razrabotke generatora postoyannogo toka 270 V i bloka upravleniya generatora dlya samoletnoy SES* [Technical report of "Air-research" branch, "Garrett" on the development of 270 V DC generator and a generator control unit for an aircraft power supply system]. Transl. from English, Research Institute of Aviation Equipment, 1983. (in Russian)
4. **Volokitina E.V.** *Issledovaniya po sozdaniyu sistemy generirovaniya i zapuska marshevogo dvigatelya v kontseptsii polnost'yu elektrifitsirovannogo samoleta. Chast' 1* [Research to create a system for generating and starting a propulsion engine in the concept of all-electric aircraft. Part 1]. Electrical supply, electrical equipment, 2011, № 4. (in Russian)
5. **Mehdi I.S.** *Issledovaniye effektivnosti kontseptsii PES dlya perspektivnykh istrebiteley* [Research of the effectiveness of the all-electric aircraft concept for perspective fighters]. Proceedings of IEEE, NAECON 1983, Transl. from English, Aviation Design Office "Yakor", 1984. (in Russian)
6. **Cronin M.J.** The All-Electric Airplane as Energy Efficient Transport. SAE Paper № 801.
7. *Otchet NIIAO № 116-85-VII o NIR "Razrabotka al'ternativnykh variantov oblika SES tyazhelogo i legkogo polnost'yu elektrifitsirovannykh samoletov"* [Research institute of aviation equipment report No116-85-VII on research. "Development of alternative versions of the concept of heavy and light fully electrified aircraft power supply system"]. 1985. (in Russian)
8. **Dornehem M.A.** Electric Cabin. Aviation Week and Space Technology, March 2005.
9. **Warwick G.** Hamilton Sundstrand ground-test 787 electrical system. Aviation Week and Space Technology, July 2008.
10. *Otchet o sostavnoy chasti nauchno-issledovatel'skoy raboty «Issledovaniya po perspektivnomu elektroenergeticheskomu kompleksu v kontseptsii boleye elektricheskogo samoleta». Chast' 1* [Report on the integral part of the research work "Research on the prospective electric power complex in the concept of a more electric aircraft". Part 1]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2016. (in Russian)
11. *Otchet o sostavnoy chasti nauchno-issledovatel'skoy raboty «Issledovaniya po perspektivnomu elektroenergeticheskomu kompleksu v kontseptsii boleye elektricheskogo samoleta». Chast' 2*

[Report on the integral part of the research work "Research on the prospective electric power complex in the concept of a more electric aircraft". Part 2]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2016. (in Russian)

**12. Kechin A.V., Zhmurov B.V.** *Organizatsiya sistemy upravleniya elektropitaniyem* [Organization of electric power control system]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 282–286. (in Russian)

**13. Kechin A.V., Zhmurov B.V.** *Lokal'nyy tseñtr upravleniya nagruzkami kak osnovnoy element perspektivnykh sistem raspredeleniya elektroenergii* [Local load management center as the main element of perspective electric power distribution systems]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 287–292.

**14. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.** *Formalizatsiya protsessa proyektirovaniya sistem elektrosnabzheniya vozdukhnykh sudov na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Formalization of the process of designing aircraft power supply systems based on the structural and functional method]. Moscow, LLC Experimental laboratory NaukaSoft, 2008. (in Russian)

**15. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Kornilov S.V.** *Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem* [Development of structural and functional modeling of electric power systems]. Problems of flight safety, 2009, № 8, pp. 53–62. (in Russian)

**16. Kechin A.V., Zhmurov B.V.** *Metodika rascheta bortovykh elektricheskikh setey na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Method of calculation of on-board electrical networks on the basis of the structural-functional method]. Proceedings of the International Symposium "Reliability and Quality", 2015, Vol. 1, pp. 203–205. (in Russian)

**17. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Patrikeev A.P.** *Strukturno-funktsional'nyy podkhod pri proyektirovanii sistem elektrosnabzheniya vozdukhnykh sudov* [Structural and functional method in the design of aircraft power supply systems]. Innovations based on information and communication technologies, 2012, № 1, pp. 375–377. (in Russian)

**18. Matyushina A.V., Khalyutin S.P.** *Metodika sinteza sistemy generirovaniya elektricheskoy energii perspektivnykh vozdukhnykh sudov na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Method for synthesizing the system for generating electric energy of prospective aircraft on the basis of the structural-functional approach]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2015, pp. 257–260. (in Russian)

**19. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.** *Povysheniye kachestva proyektного resheniya dlya sistemy elektrosnabzheniya na osnove strukturno-funktsional'nogo podkhoda* [Improving the quality of the design solution for the power supply system based on the structural and functional approach]. Moscow, The publishing house of the Military Air Engineering Academy named after professor N.E. Zhukovsky, 2014, pp. 235–239. (in Russian)

**20. Vlasov A.I., Volokitina E.V., Opalev Yu.G.** *Predvaritel'naya otsenka glavnykh razmerov elektricheskikh mashin po postoyannoy Arnol'da* [Preliminary estimation of the main dimensions of electric machines according to Arnold's constant]. Electronics and electrical equipment of transport, 2007, № 3, pp. 28–30. (in Russian)

**21. Vlasov A.I., Volokitina E.V., Opalev Yu.G.** *Issledovaniye i optimizatsiya dinamicheskikh i massogabaritnykh pokazateley ventil'nykh elektrovdigateley metodami chislennogo modelirovaniya magnitnogo polya* [Research and optimization of dynamic and mass-dimensional parameters of the ac converter-fed motors by numerical simulation of the magnetic field]. Electronics and electrical equipment of transport, 2007, № 3, pp. 22–25. (in Russian)

**22. Vlasov A.I., Volokitina E.V.** *Issledovaniye Vybor tipa starter-generatora dlya avtonomnykh podvizhnykh ob'yektov* [Selecting the type of a starter generator for independent mobile objects]. Electronics and electrical equipment of transport, 2008, № 5, pp. 2–6. (in Russian)

**23. Vlasov A.I.** *Magnitoelektricheskiy starter generator v sisteme elektrosnabzheniya samoletov novogo pokoleniya* [Magnetolectric Starter Generator in the System of Electric Supply of New

Generation Aircraft]. Candidate's thesis: 05.09.2003 Chuvash State University named after I.N. Ulyanov, Cheboksary, 2011. (in Russian)

### INFORMATION ABOUT THE AUTHOR

**Alexander V. Kechin**, Post-Graduate Student of the Electrotechnical Complexes of Autonomous Objects and Electric Transport Chair, Research Institute "Moscow Power Engineering Institute", Design Engineer LLC «Experimental laboratory NaukaSoft», akechin@xlab-ns.ru.

Поступила в редакцию 08.09.2017  
Принята в печать 23.11.2017

Received 08.09.2017  
Accepted for publication 23.11.2017