

УДК 621.31

ТЕНДЕНЦИИ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АВИАЦИОННОГО ЭЛЕКТРООБОРУДОВАНИЯ

А.В. ЛЁВИН, С.П. ХАЛЮТИН, Б.В. ЖМУРОВ

Рассматриваются результаты исследования тенденций перспектив развития электрооборудования летательных аппаратов на основе анализа достижений отечественных и зарубежных производителей. Показывается, что определяющим фактором в повышении электрификации оборудования самолётов являются требования энергоэффективности и экологичности. Приводятся теоретические и достигнутые количественные характеристики агрегатов, устройств и элементов электроэнергетического комплекса, которые должны определять облик перспективных систем электрооборудования.

Ключевые слова: электрооборудование, полностью электрический самолёт.

Одним из важных направлений развития авиации является переход к концепции самолета с полностью электрифицированным оборудованием (ПЭС) [1; 2; 10; 11; 12-15], под которой понимается самолет с единой централизованной системой электроснабжения, обеспечивающей энергетические потребности самолета.

В мире продолжается поиск принципиально новых подходов к построению энергетической системы самолета в связи с отказом от применения вспомогательных гидравлической и пневматической энергосистем и их замены только на электрическую энергию, что обеспечивает, как известно, уменьшение взлетной массы, упрощение бортовых систем, уменьшение стоимости эксплуатации, повышение экологичности.

Массоэнергетические характеристики электроэнергетического комплекса летательного аппарата существенно зависят от величины напряжения и рода тока в централизованной сети. Применительно к оборудованию, использующему традиционные технологии, проведено большое количество исследований [17], в которых установлено, что масса распределительной сети, а также коммутационной и защитной аппаратуры снижается с ростом напряжения до уровня 350-400 В, причем особенно эффективно снижается масса распределительной сети на постоянном токе. Так масса сети постоянного тока 270 В с применением в качестве обратного провода корпуса летательного аппарата примерно вдвое меньше стандартной сети переменного тока 115/200 В, 400 Гц той же мощности.

Необходимо отметить, что концепция полностью электрического самолета базируется в основном на достижениях в области силовой электроники, а также новых электротехнических материалов.

Развитие концепции ПЭС связано со следующими тенденциями развития авиационного оборудования:

- существенным повышением мощности самолетных систем электроснабжения (рис. 1) до 200-300 кВт на канал; при этом увеличение мощности источников электрической энергии требует поиска новых решений как при проектировании традиционных электрических генераторов, так и создании источников, работающих на иных физических принципах (например, электрохимических генераторов);

- отказом от применения гидромеханических приводов постоянной частоты вращения, что обуславливает переход к сетям переменного тока плавающей частоты 380-800 Гц;

- переходом от пневмотурбозапуска авиационных двигателей к электрическому запуску, причем в качестве стартера используется генератор в обратном режиме, что требует разработки обратимых транзисторных инверторов большой мощности;

- существенным увеличением количества электроприводов бортовых потребителей, что приводит к значительному усложнению конфигурации бортовой сети и существенному увеличению массы силовой и информационной проводки (это вызывает необходимость применения бесконтактной транзисторной аппаратуры постоянного и переменного тока с дистанционным управлением и встроенным контролем, совместимым с микропроцессорной системой управления нагрузками);

- существенным увеличением протяженности электропроводящих сетей, что делает актуальным увеличение точности стабилизации напряжения первичных источников напряжения и способствует снижению ее суммарной массы; в настоящее время на больших самолетах протяженность проводов составляет несколько сотен километров, а их масса – несколько тонн;

- дальнейшим развитием силовой электроники и микроэлектроники, что позволит в будущем отказаться от систем вторичного электроснабжения и при необходимости позволит использовать встроенные в приемник преобразователи электрической энергии.

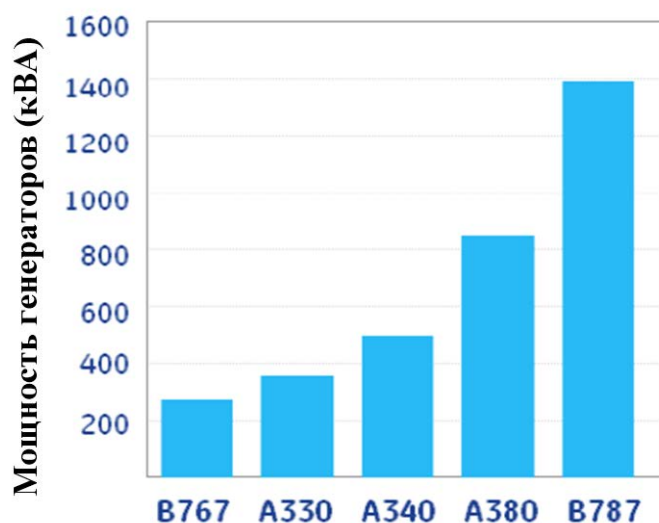


Рис. 1. Установленная мощность ЭЭ пассажирских самолетов

В настоящее время практически вся электроэнергия, необходимая для полета самолета, вырабатывается синхронными генераторами с приводом от маршевых авиационных двигателей, в основном это – трехкаскадные бесщёточные синхронные генераторы, мощность которых уже достигла 250 кВт при скоростях вращения от 12 до 24 тыс. об/мин. Причем генераторы выполняют функции и стартеров авиационных маршевых двигателей.

Масса генераторов при мощностях 200-300 кВт может составлять 40-60 кг, при этом тепловые потери составят 20-40 кВт. Дальнейшее снижение массы и габаритов генераторов возможно за счёт применения магнитных материалов, например, аморфных сплавов, имеющих значительно меньше потерь при перемагничивании. Особые требования предъявляются к системе интенсивного жидкостного охлаждения, которая является неотъемлемой частью конструкции машины. Для самолетов с длительными режимами полета наиболее целесообразна система охлаждения с передачей тепла к топливу через промежуточный теплоноситель.

Обобщая указанные особенности, можно сформулировать основные тенденции развития авиационной электроэнергетики:

- существенное увеличение мощности источников электрической энергии на борту самолета;
- появление гибридных и электрических силовых установок;
- увеличение необходимых видов электрической энергии (напряжение, частота тока и т.д.);
- увеличение количества потребителей электрической энергии, имеющих импульсно-периодический характер потребления.

Учитывая сформулированные тенденции, а также необходимость выбора наиболее эффективных проектных решений, необходимо определить пути и перспективы развития авиационного электрооборудования, которые основаны на решении ряда оптимизационных задач для некоторого обобщенного критерия эффективности.

В общем случае эффективность электроэнергетической системы (ЭЭС) определяется множеством параметров, которые можно условно объединить в группы (эксплуатационные, экономические, технические, технологические и др.). Определение конкретных требований к ЭЭС – это задача главного конструктора самолета.

Эффективность электроэнергетической системы как физической энергетической системы можно оценить на основе структурно-функционального принципа – эффективность каждого элемента при оптимальной (с точки зрения снижения потерь) структуре. Одним из элементов ЭЭС является удельная мощность. Для генераторов этот показатель достигает 0,15-0,2 кг/кВт; для статических преобразователей (выпрямительных устройств, инверторов и др.) – до 0,3-0,5 кг/кВт. Соотношение удельной мощности и удельной энергии аккумуляторных батарей приведено на рис. 2.

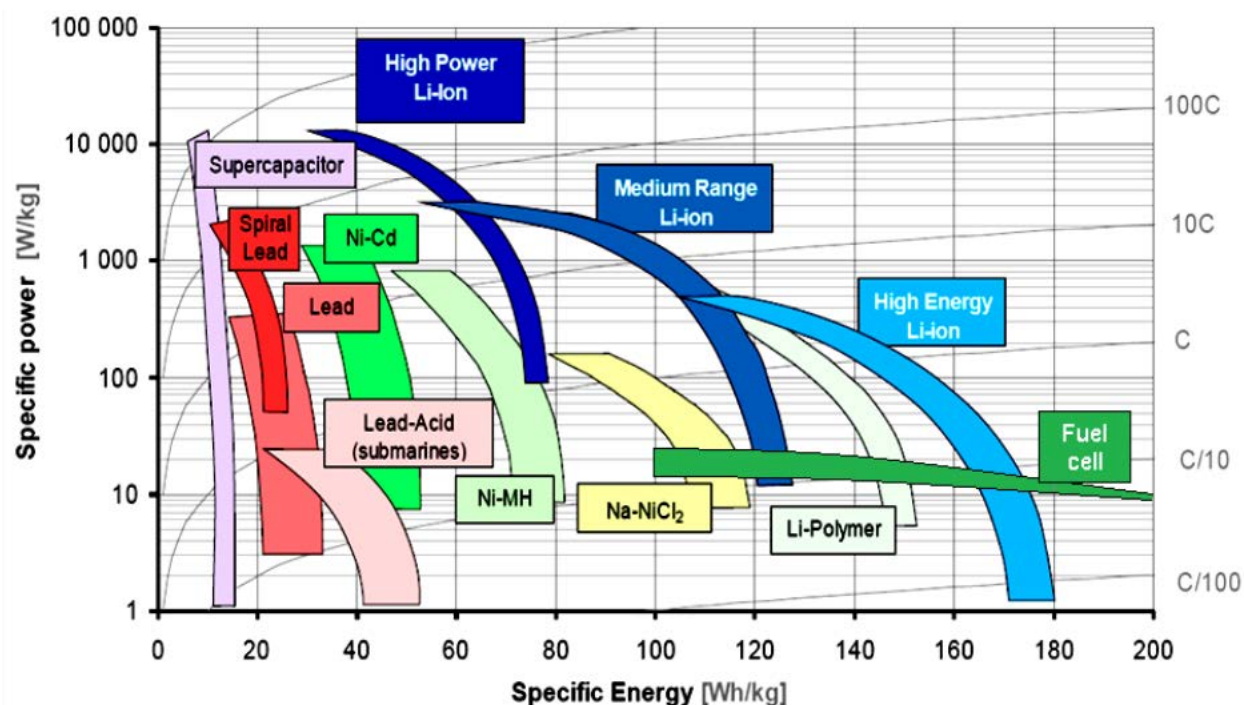


Рис. 2. Соотношение удельной энергии и удельной мощности аккумуляторных батарей

Важным критерием для оценки потенциальной эффективности проектируемого воздушного судна является суммарная энергоёмкость запасенной на борту энергии. Основная конкуренция при этом возникает между углеводородным топливом и электрохимическими источниками энергии. Из электрохимических систем наибольшей теоретической энергоёмкостью [4] в порядке убывания обладают следующие:

- литий-воздушная = 13000 Вт ч/кг (без учета массы окислителя);
- литий-фторная = 6300 Вт ч/кг;
- натрий-серная (комнатная температура) = 1500 Вт ч/кг;
- литий-ионная = 500-800 Вт ч/кг;
- свинцово-кислотная = 160 Вт ч/кг.

Как известно, теплота сгорания бензина – 11600 Вт ч/кг.

Однако работы по созданию более эффективных электрохимических накопителей продолжают. Так группа исследователей из университета Массачусетса в Бостоне (University of Vassachusetts, Boston) во главе с доктором Стюартом Личтом (Stuart Licht) разработала новый тип возобновляемого электрохимического источника тока – воздушно-цинкового элемента (zinc-air fuel cell), в котором электричество производится при окислении цинка [4]. По расчетам он впервые сможет превзойти по удельной емкости бак с бензином, а также – все другие электрохимические генераторы и все типы перезаряжаемых аккумуляторных батарей. Новый тип электрохимической ячейки может превзойти (рис. 3) по «калорийности» и бензин (причем почти вдвое), и жидкий водород (в два с лишним раза), и воздушно-цинковые элементы (почти втрое), и литиево-ионные батареи (в десять раз).

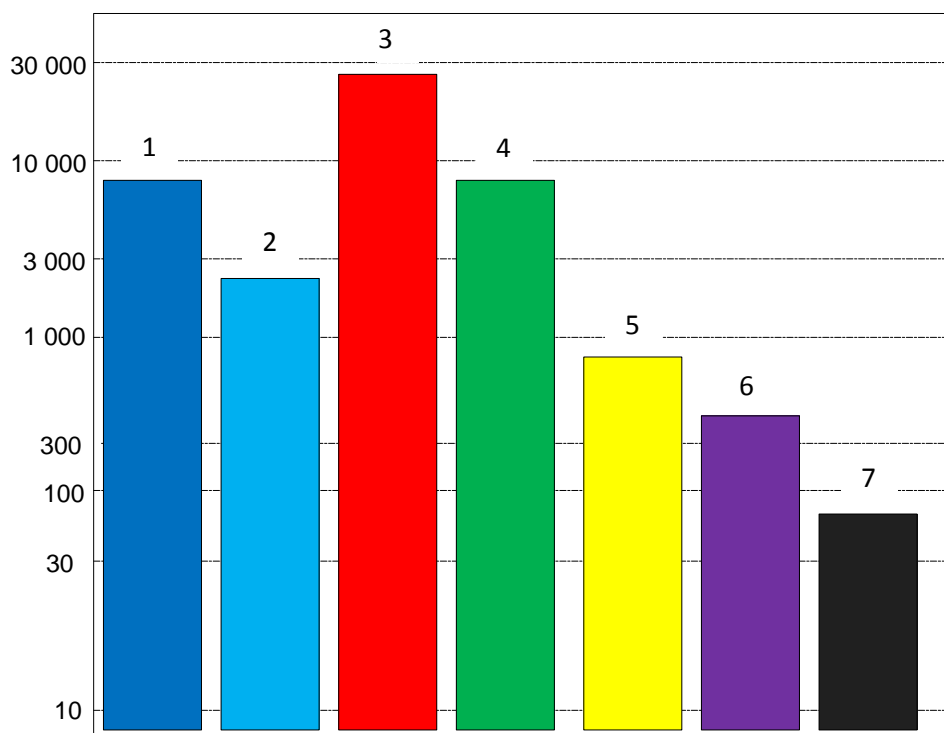


Рис. 3. Сравнение экспериментального типа воздушно-ванадиево-боридных ячеек (3) с бензином (1), жидким водородом (2), цинковым элементом (4), литиево-ионным аккумулятором (5), никелево-металлогидридной батареей (6) и аккумулятором свинцово-кислотным (7). Слева – плотность энергии (Вт ч/л).

Шкала – нелинейная (иллюстрация Licht et.al.)

Таким образом, создание полностью электрического самолета с электрическими силовыми установками возможно при улучшении массогабаритных характеристик энергосистемы, в первую очередь, высокомоментного вентильного электрического двигателя для вращения винта.

Это возможно при использовании нанотехнологий и создании на их основе постоянных магнитов с удельной энергией до 400-450 кДж/м³ при сохранении этих свойств до температуры 300 – 350⁰ С и дальнейшем развитии торцевых вентильных двигателей с установкой магнитов по системе Хальбаха (тангенциально-радиальная схема), что уже позволяет достичь удельно-массовых электрических двигателей в пределах 0,12-0,15 кг/кВт.

Известны и другие пути улучшения массо-габаритных параметров электрических машин (рис. 4).

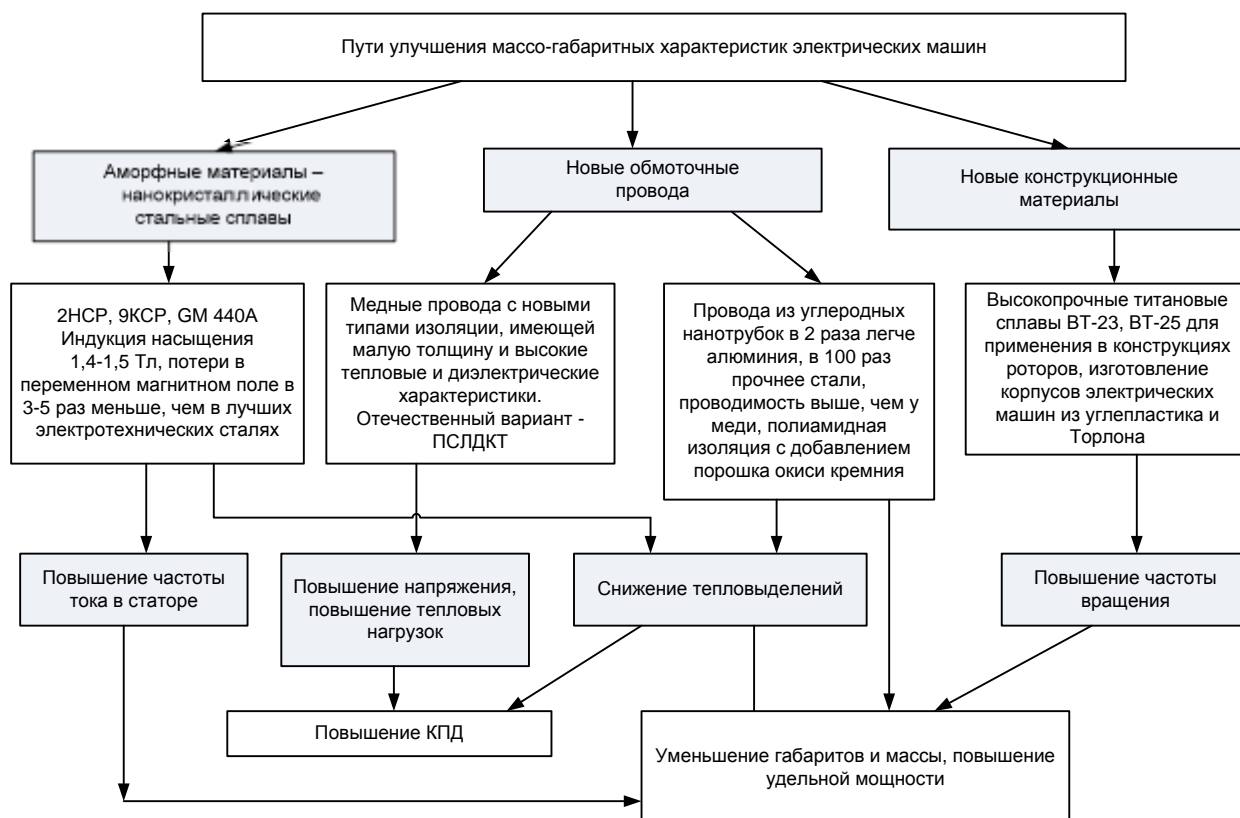


Рис. 4. Пути улучшения массогабаритных характеристик электрических машин

Важной задачей для авиационного электрооборудования по-прежнему остается создание автономных исполнительных приводов управления и механизации крыла, где используют два основных типа электрических приводных устройств, различающихся по принципу действия, общей основой для которых является вентильный электродвигатель:

- электрогидростатический (ЭГСР) с гидравлическим редуктором;
- электромеханический (ЭМП) с механическим редуктором.

В ЭГСР электродвигатель и насос с наклонной шайбой установлены в одном корпусе с общим радиатором и имеют общее охлаждение рабочей жидкостью, которая находится в баке, являющимся элементом конструкции привода. Электромеханические приводы большой мощности в настоящее время могут быть использованы на самолете для функционирования устройств, не требующих высоких динамических характеристик (малого фазового запаздывания).

Для более широкого применения ЭМП необходимо пройти достаточно длительный путь их совершенствования в следующих аспектах:

- решение проблемы снижения массы электродвигателя с редуктором примерно в два раза до уровня (0,3-0,4 кг/кВт);
- повышение надежности механического редуктора;
- решение проблем возможного появления в эксплуатации люфтов.

Наличие на современном магистральном самолете не менее 500 автоматов защиты, использование более 1000 контакторов, реле, концевых выключателей предъявляет к системе распределения электрической энергии иной подход и требует создание специальных распределительных устройств (рис. 5) [17].

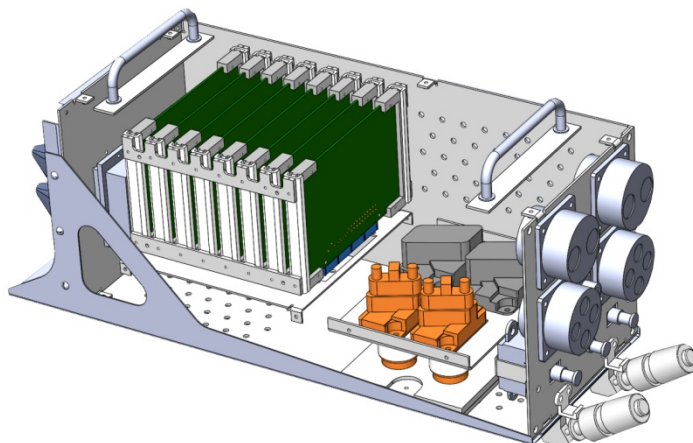


Рис. 5. Интеллектуальное распределительное устройство

Сейчас очевидно, что разработать систему распределения электропитания для перспективных систем электроснабжения (СЭС переменного тока напряжением 200/115 В, переменной частоты или СЭС постоянного тока напряжением 270 В) с использованием контактных коммутационных элементов и тепловых автоматов защиты практически невозможно. Поэтому необходима реализация автоматической системы управления вторичным распределением электроэнергии с применением бесконтактных автоматов защиты и коммутации, микропроцессорных средств и сетевых технологий при организации информационного обмена между элементами системы.

Выводы

Представляется, что перспективными направлениями развития электрооборудования летательных аппаратов будут следующие:

- существенное повышение интеграции электрооборудования с силовой установкой вплоть до ее замены на электрическую;
- децентрализация генерирования электроэнергии и ее потребления (как по виду, так и по расположению выбранных центров управления нагрузками);
- применение единых интеллектуальных систем управления для электроснабжения и потребления электроэнергии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Тюляев М.Л. [и др.]. *Системы электроснабжения летательных аппаратов*. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
2. Лёвин А.В., Мусин С.М., Харитонов С.А., Ковалёв К.Л., Герасин А.А., Халютин С.П. *Электрический самолёт: концепция и технологии*. Уфа: УГАТУ, 2014. 388 с.
3. Халютин С.П. Математическое моделирование электроэнергетических комплексов самолетов с использованием объектного подхода // *Научный Вестник МГТУ ГА*. 2007. № 115. С. 105-111.
4. *Электрохимическая ячейка впервые превзойдет по энергоёмкости бензин*. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.membrana.ru/particle/12833>.
5. Халютин С.П. Объектно-энергетический метод конструирования моделей энергетических систем // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2007. № 1. С. 24-28.
6. Титов А.А., Халютин С.П. Метод предельных состояний для нахождения напряжения и тока в линейной электрической цепи // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2008. Т. 6. № 11. С. 31-41.
7. Жмуров Б.В., Халютин С.П. Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов*. 2009. № 6. С. 45-53.
8. Жмуров Б.В., Халютин С.П., Корнилов С.В. Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолета // *Проблемы безопасности полетов*. 2009. № 8. С. 53-62.

9. Харьков В.П., Бронников А.М., Журавлев Д.А. Адаптируемость системы управления с идентификатором и эталонной моделью без измерения производной вектора состояния // *Информационно-измерительные и управляющие системы*. 2011. Т. 6. С. 96.
10. Халютин С.П. Проблемы создания автономных рулевых приводов для систем управления полетом // *Датчики и системы*. 2002. № 7. С. 22.
11. Потёмкин А.В., Горшков П.С., Халютин С.П. Методика синтеза структурных схем системы электроснабжения воздушных судов / *Труды международного симпозиума «Надежность и качество»*. 2013. Т. 1. С. 318-321.
12. Халютин С.П., Жмуров Б.В., Старостин И.В., Тюляев М.Л. *Моделирование сложных электроэнергетических систем летательных аппаратов*. М.: ВУНЦ ВВС «ВВА», 2010.
13. Faleiro L. Beyond the More Electric Aircraft // *Aerospace America*. September 2005. Pp 35-40.
14. Mechem M., Norris G. Electric Jet // *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.
15. Electric Dream // *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.
16. *Интеллектуальное распределительное устройство (ИПУ-3500)*. [Электронный ресурс]. URL: <http://xlabns.ru/index.php?id=8>.
17. Отчет № 202-08-VIII. Исследования по повышению уровня электрификации самолетов в обеспечение их конкурентоспособности по эксплуатационным характеристикам. М.: НИИАО, 2008.

TRENDS AND PROSPECTS OF AVIATION EQUIPMENT DEVELOPMENT

Levin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V.

The article discusses the results of the aircraft electrical equipment development trends and prospects research based on the analysis of domestic and foreign manufacturers achievements. It is shown that the determining factor in the increasing electrification of aircraft equipment is energy efficiency and ecological compatibility. Theoretical and achieved quantitative characteristics of the units, devices, and elements of the electrical systems, which must determine the layout of advanced systems of electrical equipment are presented.

Keywords: electrical equipment, all-electric aircraft.

REFERENCES

1. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Tyulyayev M.L. [i dr.]. *Sistemy elektrosnabzheniya letatel'nykh apparatov*. М.: VUNTS VVS «VVA». 2010. (In Russian).
2. Lovin A.V., Musin S.M., Kharitonov S.A., Kovalov K.L., Gerasin A.A., Khalyutin S.P. *Elektricheskiy samolet: kontseptsiya i tekhnologii*. Ufa:UGATU. 2014. 388 p. (In Russian).
3. Khalyutin S.P. Matematicheskoye modelirovaniye elektroenergeticheskikh kompleksov samoletov s ispol'zovaniyem ob'yektnogo podkhoda. *Nauchnyy Vestnik MGTU GA*. 2007. № 115. Pp. 105-111. (In Russian).
4. *Elektrokhimicheskaya yacheyka v pervyye prevzoydot po energoyomkosti benzin*. URL: <http://www.membrana.ru/particle/12833>. (In Russian).
5. Khalyutin S.P. Ob'yektno-energeticheskiy metod konstruirovaniya modeley energeticheskikh sistem. *Mekhatronika, avtomatizatsiya, upravleniye*. 2007. № 1. Pp. 24-28. (In Russian).
6. Titov A.A., Khalyutin S.P. Metod predel'nykh sostoyaniy dlya nakhozheniya napryazheniya i toka v lineynoy elektricheskoy tsepi. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2008. Т. 6. № 11. Pp. 31-41. (In Russian).
7. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P. Strukturno-funktsional'noye modelirovaniye elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov*. 2009. № 6. Pp. 45-53. (In Russian).
8. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P., Kornilov S.V. Razvitiye strukturno-funktsional'nogo modelirovaniya elektroenergeticheskikh sistem samoleta. *Problemy bezopasnosti poletov*. 2009. № 8. Pp. 53-62. (In Russian).
9. Khar'kov V.P., Bronnikov A.M., Zhuravlev D.A. Adaptiruyemost' sistemy upravleniya s identifikatorom i etalonnoy model'yu bez izmereniya proizvodnoy vektora sostoyaniya. *Informatsionno-izmeritel'nyye i upravlyayushchiye sistemy*. 2011. Т. 6. P. 96. (In Russian).
10. Khalyutin S.P. Problemy sozdaniya avtonomnykh rulevykh privodov dlya sistem upravleniya poletom. *Datchiki i sistemy*. 2002. № 7. P. 22. (In Russian).
11. Potomkin A.V., Gorshkov P.S., Khalyutin S.P. Metodika sinteza strukturnykh skhem sistemy elektrosnabzheniya vozдушnykh sudov. *Trudy mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo»*. 2013. Т. 1. P. 318-321. (In Russian).
12. Khalyutin S.P., Zhmurov B.V., Starostin I.V., Tyulyayev M.L. *Modelirovaniye slozhnykh elektroenergeticheskikh sistem letatel'nykh apparatov*. М.: VUNTS VVS «VVA». 2010. (In Russian).
13. Faleiro L. Beyond the More Electric Aircraft. *Aerospace America*. September 2005. Pp. 35-40.
14. Mechem M., Norris G. Electric Jet. *Aviation Week and Space Technology*. November 26. 2007.

15. Electric Dream. *Flight International*. 26 September – 2 October 2006.

16. *Intellektual'noye raspredelitel'noye ustroystvo (IRU-3500)*. URL: <http://xlab-ns.ru/index.php?id=8>. (In Russian).

17. Otchet № 202-08-VIII. Issledovaniya po povysheniyu urovnya elektrifikatsii samoletov v obespecheniye ikh konkurentosposobnosti po ekspluatatsionnym kharakteristikam. M.: NIIAO. 2008. (In Russian).

Сведения об авторах

Лёвин Александр Владимирович, 1949 г.р., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана (1972), профессор, доктор технических наук, заместитель генерального директора по науке ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 130 научных работ, область научных интересов – авиационная электроэнергетика, нетрадиционная электроэнергетика.

Халютин Сергей Петрович, 1968 г.р., окончил Рижское ВВАИУ им. Я. Алксниса (1990), МГУ им. М.В. Ломоносова, профессор, доктор технических наук, генеральный директор ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», профессор кафедры электротехники и авиационного электрооборудования МГТУ ГА, автор более 120 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.

Жмуров Борис Владимирович, 1974 г.р., окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского (2004), доцент, кандидат технических наук, начальник научно-конструкторского отдела ООО «Экспериментальная мастерская «НаукаСофт», автор более 50 научных работ, область научных интересов – электроэнергетика автономных объектов.