

Электрические и гибридные самолеты: перспективы создания

ХАЛЮТИН С.П., ДАВИДОВ А.О., ЖМУРОВ Б.В.

На основе анализа исторических этапов и современных достижений в области электрификации самолетов в России и за рубежом представлены ключевые технологии, позволяющие реализовать концепцию создания полностью электрического самолета (ПЭС) и рассмотреть возникающие при этом специфические задачи. Анализ исторических этапов электрификации летательных аппаратов показывает, что несмотря на тенденцию повышения уровня электрификации бортового оборудования для всех классов летательных аппаратов он не превышает 25%. Кардинальное увеличение уровня электрификации возможно только при переводе самолетов на электрическую тягу, что приводит к возникновению ряда технических и технологических проблем. Предложен комплексный подход к проектированию энергосистем электрических и гибридных летательных аппаратов, который позволяет оценить реализуемость предъявляемых требований и провести сравнительный анализ проектных решений. Показано, что задача повышения энергоэффективности и энергоемкости самолета должна решаться совместно с учетом обеспечения безопасности при максимальном использовании методов оценки и прогнозирования его состояния. Необходимо искать пути интеграции бортового оборудования, планера и силовой установки для получения наиболее эффективных вариантов электрических и гибридных летательных аппаратов. Решение поставленных задач невозможно без широкого применения компьютерных и информационных технологий.

Ключевые слова: электрический самолет, гибридный самолет, этапы создания, электрическая тяга, проектирование энергосистем, компьютерные технологии, обеспечение безопасности

Повышение уровня электрификации летательных аппаратов – неизбежная тенденция в развитии авиации [1, 2]. Степень электрификации самолётов постоянно возрастала – от самолёта с повышенной электрификацией оборудования (СПЭО) до полностью электрического самолёта (ПЭС), в котором всё функциональное оборудование получает для своей работы только электрическую энергию, а движение летательного аппарата осуществляется с помощью электрической силовой установки.

Повышение уровня электрификации приводит к увеличению мощности и объёма потребляемой электрической энергии на борту самолётов и вертолётов [8, 9], а также к необходимости более рационального использования имеющейся на борту энергии.

История электрификации самолётов. Применение электричества на летательных аппаратах началось ещё в XIX в. (8 октября 1883 г.), когда французский воздухоплаватель Гастон Тиссандье совершил первый полёт на дирижабле с использованием электрического двигателя. Массовая электрификация оборудования на самолётах началась в 30-х годах XX в., когда на советском бомбардировщике Пе-2 (рис. 1) было установлено около 50 электроприводов (от 2 до 30 Вт). За рубежом первым са-

молётом с повышенной электрификацией можно считать Focke-Wulf FW-190 (1941 г.). Электромеханическое оборудование в то время обладало большей живучестью по сравнению с гидравлическим, что положительно сказывалось на боевых характеристиках самолётов.

Первые научные исследования в области электрификации самолётов принадлежат ученику Н.Е. Жуковского академику В.С. Кулебакину, чья монография «Авиационные магнето высокого напряжения», написанная в 1921 г., стала первым в мире научным трудом по электрификации самолётов.

Дальнейшее развитие авиации, сопровождавшееся увеличением скоростей и высот полёта, затормозило внедрение электрических систем самолёта. Приводы аэродинамических рулей, шасси стали гидравлическими, система кондиционирования воздуха обеспечивалась централизованной пневматической системой.

В 80-х годах XX в. зарубежными исследователями (Helsley S.W., Bird D.K., Cronin M.J., Wood N.E., Parker R.E., Voight A.A. и др.) было проведено несколько фундаментальных работ по энергоэффективности газотурбинных двигателей и оборудования самолёта. Несколько позже прора-

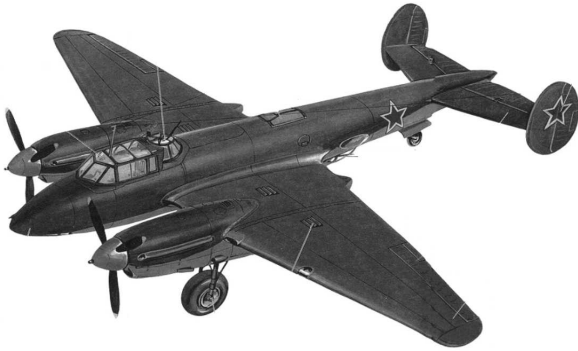


Рис. 1. Первый в мире электрифицированный самолёт Пе-2

боткой концепции «полностью электрического самолёта» занялись и советские учёные Савенко В.А., Воронович С.А., Голота С.А. (ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского), Лёвин А.В., Алексеев И.В. (АКБ «Якорь»), Сучков В.Н. (НИИАО), Кондаков Л.Н., Жуков Ю.Н., Качалов Б.А., Кушнерёв В.В. (МАЗ «Дзержинец»), Бут Д.А., Ковалёв Л.К. (МАИ), Харитонов С.А. (НЭТИ), Гуревич О.С. (ЦИАМ), Кувшинов В.М. (ЦАГИ) и др.

Основным принципом концепции СПЭО было полное исключение централизованных гидравлической и пневматической систем и перевод всего оборудования самолёта на питание от централизованной электрической системы. Это позволило оптимизировать работу газотурбинных двигателей, снизить суммарную массу оборудования и систем распределения энергии, уменьшить удельный расход топлива, затраты на техническое обслуживание. Наибольшие преимущества полная электрификация самолётов давала большим пассажирским и транспортным самолётам.

Проблемы российской авиационной промышленности 1990-х годов не позволили реализовать разработанную концепцию, работы по электрификации самолётов практически не проводились. В то же время за рубежом интенсивно разрабатывались проекты MEA (More Electric Aircraft), POE (Power Optimized Aircraft), MOET (More Open Electrical Technologies). В результате было созданы и серийно выпускаются пассажирские самолёты

Boeing-787, Airbus-350 и Airbus-380, военный самолёт F-35 и др.

Несмотря на существенный прогресс в авиационной отрасли, уровень электрификации современных самолётов ещё не очень высок (рис. 2). В большей степени электрифицированы беспилотные летательные аппараты [1]. Электрификация в основном затрагивает бортовое оборудование и исполнительные приводы [17].

Человечество вплотную подошло к следующему этапу в развитии авиации — переходу на электрическую тягу [2, 3, 22], причём существует несколько параллельно развивающихся направлений:

гибридный газотурбинный двигатель (ГТД) — механический момент вентилятора ГТД с высокой степенью двухконтурности создаётся одновременно и турбиной, и электрическим двигателем, расположенными на одном валу [27];

распределённая силовая установка — множество электровентиляторных установок, работающих совместно с газотурбинными двигателями [3, 25];

только электрическая тяга — за счёт электровинтовых (электровентиляторных) установок.

Каждое из указанных направлений имеет свои преимущества и ограничения технического и технологического характера.

Переход к электрической тяге — это заключительный шаг к полной электрификации самолётов, сделать который пока никому не удавалось.

Энергетические возможности полной электрификации. Создание самолётов на электрической тяге ограничивается возможностями электроприводов силовых установок, источников и накопителей электроэнергии, а также ограничениями по частоте вращения и эффективности винтов. В связи с этим в процессе создания электрических самолётов возникает проблема реализуемости.

Исследования влияния аэродинамических характеристик планеров и скорости полёта на требуемую мощность силовой установки (рис. 3) показали [10], что на современном уровне развития технологий создания источников, накопителей и преобразователей энергии применение электрической

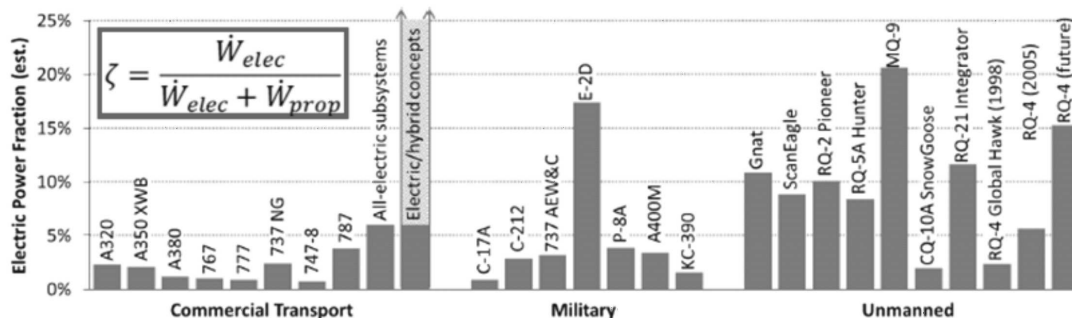


Рис. 2. Уровень электрификации современных самолётов

тяги возможно на самолётах с полной массой до 1500 кг, летающих на крейсерской скорости до 200 км/ч и с аэродинамическим качеством не менее 16.

Результаты исследований подтверждаются тем, что в настоящее время все созданные самолёты на электрической тяге (Airbus E-fan (рис. 4), Pipistrel Panthera Electro (рис. 5), Yuneec International E430 (рис. 6) и др.) соответствуют этим параметрам.

Применение нового поколения аккумуляторных батарей на основе литий-ионных технологий, обладающих неоспоримым преимуществом по сравнению с другими видами электрохимических систем (никель-кадмиевых, свинцово-кислотных, серебряно-цинковых), стало предпосылкой к созданию большого количества новых электрических самолётов в начале 2000-х годов (рис. 7 и 8). Видно, что мощность силовой установки ограничена 160 кВт при взлётной массе до 1500 кг, что также подтверждает проведённые исследования [3, 10].

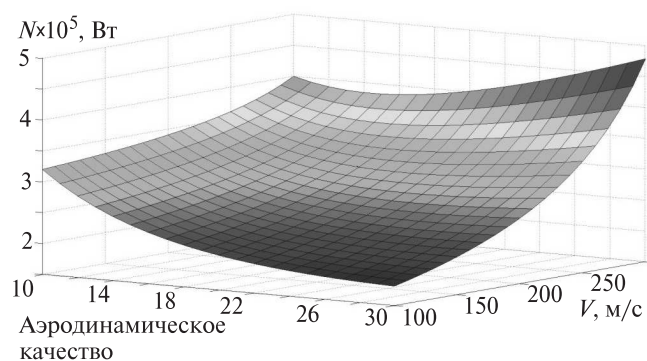


Рис. 3. Зависимость мощности силовой установки от скорости полёта и аэродинамического качества планера



Рис. 4. Электрический самолёт Airbus E-fan



Рис. 5. Электрический самолёт Pipistrel Panthera Electro



Рис. 6. Электрический самолёт Yuneec International E430

Однако применение аккумуляторных батарей в качестве основных источников электроэнергии на борту летательного аппарата (ЛА) ограничивает время его автономного полёта [7–9].

Необходимость расширения эксплуатационных возможностей новых ЛА (увеличения дальности и времени полёта, грузоподъёмности) поставила вопрос о поиске альтернативных вариантов получения электроэнергии на борту летательного аппарата. В качестве таких источников рассматриваются:

- солнечные батареи, прямо преобразующие энергию солнечного излучения в электрическую;
- электрохимические генераторы, прямо преобразующие водород в электрическую энергию;
- гибридные электроэнергетические установки, в которых осуществляется двойное преобразование энергии — сначала в механическую двигателями

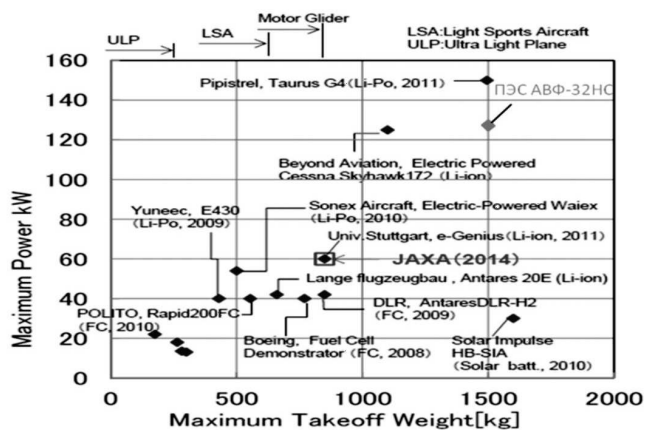


Рис. 7. Взлётная масса и мощность современных электрических самолётов

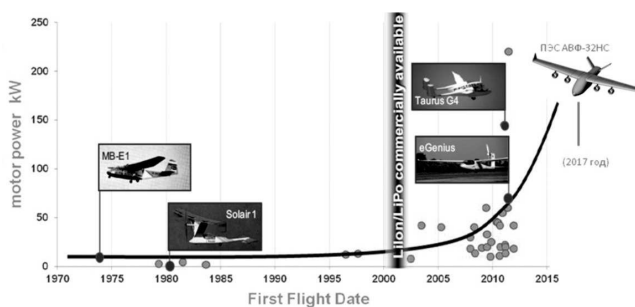


Рис. 8. Этапы создания электрических самолётов

внутреннего сгорания, а потом в электрическую с помощью электромеханических устройств (электрических генераторов).

Использование энергии солнечного излучения ограничено погодными условиями, режимами полёта, массогабаритными характеристиками и эффективностью первичных преобразователей — солнечных панелей. Характерным представителем самолётов, использующих исключительно солнечную энергию, является швейцарский пилотируемый самолёт Solar Impulse (рис. 9), вторая версия которого обладает рекордными характеристиками и возможностями (при максимальной взлётной массе 2300 кг):

размах крыла — 72 м (почти как у Airbus-380);

суммарная мощность электродвигателей силовой установки — 70 л.с.;

высота полёта — до 12000 м;

возможность нахождения в воздухе практически неограниченное время за счёт использования необходимого числа накопителей электроэнергии, которые используются в период отсутствия солнечного излучения.

Применение водородных топливных элементов ограничено их ресурсом и сложностью получения чистого водорода на борту ЛА. Наиболее приемлемым является использование сжатого «готового» водорода, при этом основное ограничение накладывается на его объём. Однако экспериментальные образцы таких ЛА создаются и проходят испытания. Например, разработанный Pipistrel совместно с компанией Hydrogenics и учеными из Ульмского университета (рис. 10), работающий на водороде четырехместный одномоторный самолет способен при оптимальных условиях полета преодолеть до 1500 км. Следует отметить, что российские разработчики при создании водородных топливных элементов не отстают от мировых лидеров. В лаборатории ионики твердого тела ИПХФ РАН (г. Черноголовка), которую возглавляет Ю.А. Добровольский, созданы топливные элементы с удельными характеристиками до 1 кВт/кг, которые планируется запустить в серийное производство. Экспери-



Рис. 9. Электрический самолёт на солнечных батареях Solar Impulse-2

ментальные беспилотные вертолёты малой размерности, использующие топливные элементы, разработанные в лаборатории, не уступают лучшим зарубежным образцам. С решением проблем, связанных с ресурсом топливных элементов и их стоимостью, применение водородных источников электроэнергии в авиации может существенно расширяться.

Применение гибридных технологий рассматривается в трёх вариантах: путём выработки электрической энергии поршневыми и газотурбинными двигателями для питания электроприводов тяговых установок; суммированием механической энергии, осуществляющей привод тяговых винтов или вентиляторов; суммированием тяги от электрических и традиционных силовых установок. Преимущества применения гибридных технологий обусловлены более экономичным режимом работы двигателей внутреннего сгорания, оптимизированным с учётом траекторий и режимов полёта соотношением номинальных мощностей первичных преобразователей энергии. В результате решаются проблемы невысокой энергоёмкости аккумуляторных батарей и обеспечивается требуемая длительность и дальность полёта.

С учётом возможностей перспективных источников электроэнергии в компании «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» спроектирован и находится в разработке самолёт на электрической тяге АВФ-32НС [8, 22] (рис. 11).



Рис. 10. Электрический самолёт на водородных топливных элементах HY4



Рис. 11. Проект отечественного электрического самолёта АВФ-32НС

В качестве источников электроэнергии используются литий-ионные аккумуляторные батареи, водородные топливные элементы и, опционально, солнечные батареи. Соотношение массы, объёма и мощности различных источников оптимизированы в зависимости от заданного режима полёта и ограничений на массу оборудования и объём планера. Характеристики самолёта АВФ-32НС приведены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристика	Значение характеристики
Габаритные размеры: длина высота размах крыла	7,0 м 3,0 м 16 м
Масса: пустого самолета полезной нагрузки максимальная взлетная	1100 кг 400 кг 1500 кг
Силовая установка	Вентиляторная электрическая
Мощность силовой установки	4 x 30 кВт
Максимальная дальность полета	600 км
Максимальная скорость полета	360 км/ч
Крейсерская скорость полета	180 км/ч
Высота полета на крейсерской скорости	3000 м
Длина разбега	300 м
Длина пробега	350 м

Самолёт может использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном варианте, что позволяет разработанная комплексная система управления и навигации, дающая возможность управления на всех режимах полёта (взлёт, маневрирование, посадка).

Системный подход к проектированию полностью электрических самолётов. Переход к самолётам на электрической тяге связан с необходимостью разработки методов их проектирования [4, 5, 6, 8, 14, 15, 19], при этом необходимо учитывать:

отсутствие методик комплексной сравнительной оценки электрических ЛА (планер и силовая установка) вместе с оборудованием;

отсутствие необходимого множества серийно выпускаемых устройств и агрегатов для формирования облика проектируемого самолёта;

отсутствие программно-аппаратных средств для сравнительной оценки различных проектных вариантов.

Ключевым элементом любого электрического или гибридного самолёта является его энергокомплекс (система хранения и получения электро-

энергии). Ввиду множества способов получения электроэнергии на борту летательного аппарата возникает задача определения наиболее предпочтительного варианта энергокомплекса (ЭК). В общем случае он характеризуется четырьмя параметрами – суммарной массой, объёмом, мощностью и запасённой энергией. Преобразователи и потребители энергии характеризуются тремя параметрами – мощностью, массой и объёмом. В связи с необходимостью минимизации массогабаритных параметров и получения максимальных значений мощности и запасённой энергии для сравнения различных ЭК удобно пользоваться такими параметрами, как удельная мощность (кВт/кг), удельная энергия (кВтч/кг), плотность энергии (кВтч/м³) и плотность мощности (кВт/м³). Критерий выбора энергокомплекса

$$F = k_1 p_{уд} + k_2 w_{уд} + k_3 \rho_W + k_4 \rho_p \rightarrow \max, \quad (1)$$

где k_1, k_2, k_3, k_4 – коэффициенты, зависящие от числа источников, накопителей, преобразователей, а также от ограничений на массу и габариты энергокомплекса; $p_{уд}$, $w_{уд}$, ρ_W , ρ_p – удельная мощность, удельная энергия, плотность энергии и плотность мощности энергокомплекса, которые определяются его внутренней структурой и удельными параметрами составляющих его элементов.

Основные энергетические и информационные потоки в ЭК можно рассмотреть на примере объектно-энергетической диаграммы (рис. 12). Кроме основных энергетических потоков (обеспечение работы силовой установки, бортового оборудования и рулевых приводов), необходимо проанализировать возможные режимы рекуперации и утилизации энергии, а также использования энергии внешней среды (ветер, солнце и т.п.). Повышение суммарного КПД системы также возможно при рациональном использовании преобразователей тепловой энергии. Зная временные диаграммы работы

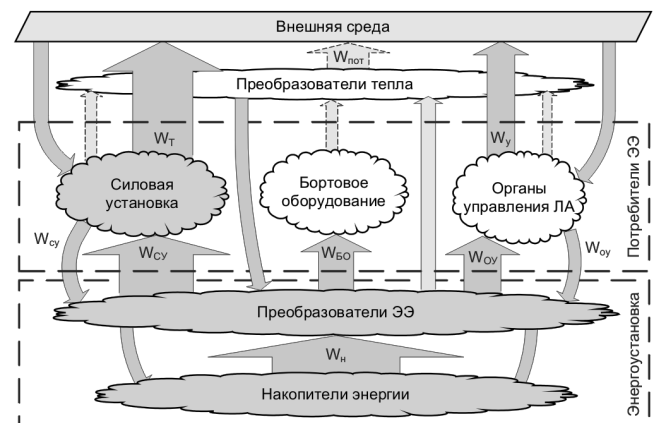


Рис. 12. Объектно-энергетическая диаграмма энергокомплекса

(потребляемой мощности) потребителей $P_{i\text{мех}}$ и силовых установок $P_{i\text{эл}}$, определяется требуемый набор источников механической и электрической мощности заданного вида.

С учётом КПД преобразователей энергии оценивается требуемый запас электроэнергии на борту летательного аппарата:

$$W_{\text{треб}} = \int_0^T \left(\sum_{i=1}^n P_{i\text{cy}}(t) + \sum_{j=1}^m P_{j\text{бо}}(t) + \sum_{k=1}^l P_{k\text{коу}}(t) \right) dt \rightarrow \min, \quad (2)$$

где n, m, l – число силовых установок, бортового оборудования и рулевых приводов Э(Г)ЛА; T – время полёта.

Первый шаг оптимизации энергокомплекса – минимизация требуемой энергии на осуществление полёта за счёт оптимального выбора траектории полёта (рис. 13), в которой можно предусмотреть как наиболее предпочтительные траектории взлёта и посадки, так и возможность применения режима рекуперации энергии.

В конечном счете, задача проектирования энергокомплекса электрического самолёта сводится к выбору его структуры и множества преобразователей, накопителей электроэнергии, таких, которые доставляют максимум удельным энергетическим показателям системы при удовлетворении множества ограничений:

$$\left. \begin{aligned} W_{\text{треб}} < W_{\text{пол}} &= \int_0^T \left(\sum_{i=1}^n P_{i\text{пээ}}(t) \right) dt \rightarrow \max \\ P_{\text{треб}} < P_{\text{пол}} &= \left(\sum_{i=1}^n P_{i\text{пээ}}(t) \right) dt \rightarrow \max \\ M_{\Sigma} &\rightarrow \min \\ V_{\Sigma} &\rightarrow \min \end{aligned} \right\} \Rightarrow \left\{ \begin{aligned} P_{\text{уд}} &= \frac{P_{\Sigma}}{M_{\Sigma}} \rightarrow \max; \\ W_{\text{уд}} &= \frac{W_{\Sigma}}{M_{\Sigma}} \rightarrow \max; \\ \rho_W &= \frac{W_{\Sigma}}{V_{\Sigma}} \rightarrow \max; \\ \rho_P &= \frac{P_{\Sigma}}{V_{\Sigma}} \rightarrow \max \end{aligned} \right. \quad (2)$$

Формализация проектирования ЭК для электрических самолётов проводится на основе структурно-функционального метода [4, 5], основная процедура которого (вычисление параметров системы по параметрам элементов) может быть представлена на примере расчёта удельной мощности

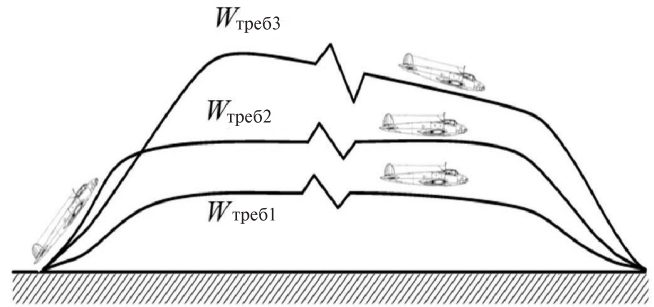


Рис. 13. Оптимизация траектории полёта

$P_{\text{вых}}$ для одного выходного канала и n преобразователей:

$$P_{\text{вых}} = \begin{pmatrix} m_1 P_{\text{вх1}} \\ m_2 P_{\text{вх2}} \\ \dots \\ m_i P_{\text{вхи}} \\ \dots \\ m_n P_{\text{вхn}} \end{pmatrix}^T \begin{pmatrix} \sum_{j=1}^n a_{1j} \eta_j \\ \sum_{j=1}^n a_{2j} \eta_j \\ \dots \\ \sum_{j=1}^n a_{ij} \eta_j \\ \dots \\ \sum_{j=1}^n a_{nj} \eta_j \end{pmatrix} \frac{1}{\sum_{i=1}^n m_i}, \quad (3)$$

где $P_{\text{вх}}$, η , m_i – удельная входная мощность, КПД и масса i -го преобразователя; n – общее число преобразователей; a_{ij} – элементы матрицы A (матрица структуры), которая определяет структуру энергокомплекса.

Выбор накопителей энергии зависит от структуры первичной системы электроснабжения (уровня централизации, наличия промежуточных преобразователей энергии, источников энергии из внешней среды и т.п.). Электрохимические накопители,

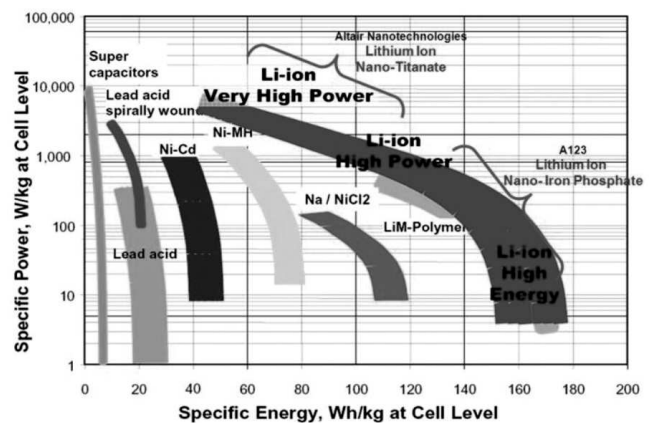


Рис. 14. Удельные энергетические свойства химических источников тока

например, выбираются с учётом их удельных энергетических свойств (рис. 14).

Например, топливные элементы могут длительно отдавать энергию, но при этом их удельная мощность ограничена. В то же время суперконденсаторы могут в минимальное время отдать (принять) достаточно большую мощность, но их удельная энергия мала. В связи с этим перспективным представляется использование комбинированных накопителей энергии, совмещающих положительные качества каждого из компонентов. При этом опять возникает оптимизационная задача, связанная с соотношением параметров компонентов комбинированного накопителя:

$$\Phi = \frac{\sum_{i=1}^r \int_{t_k}^{t_{k+1}} P_i(t) dt}{\sum_{j=1}^l m_j} \rightarrow \max, \quad (4)$$

где $[t_k, t_{k+1}]$ – интервал быстрого (медленного) потребления (отдачи) энергии; $P_i(t)$, l , r – мощность, число накопителей и количество интервалов потребления мощности.

В качестве ограничений в этой задаче могут быть предельно возможные значения мощности конкретных накопителей электроэнергии, объём и габариты отдельных элементов и комбинированного накопителя в целом.

Для реализации структурно-функционального подхода в компании «Экспериментальная мастерская НаукаСофт» разработан программный комплекс, позволяющий рассматривать и сравнивать различные проектные варианты энергосистем электрических самолётов по удельным энергетическим показателям, а также не только проектировать новые электрические самолёты, но и оценивать возможности модернизации (электрификации) существующих самолётов. Например, рассмотренные варианты модернизации самолёта Ил-103 (рис. 15) показывают, что для его исходного объёма и предъявляемых требований наиболее выгодным является использование гибридного источника



Рис. 15. Электрификация самолёта Ил-103

электроэнергии (рис. 17) по сравнению с применением топливных элементов и баллонов со сжатым водородом (рис. 16).

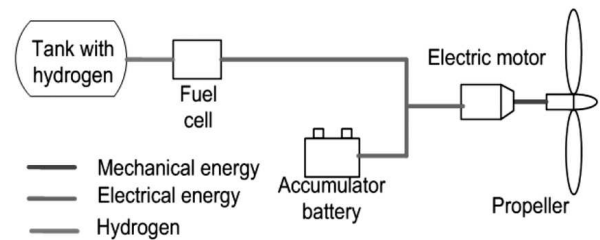


Рис. 16. Энергокомплекс Ил-103 с водородными топливными элементами и баком со сжатым водородом

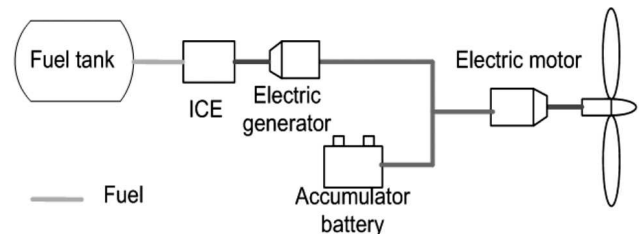


Рис. 17. Энергокомплекс Ил-103 с гибридным источником электроэнергии

Перспективы создания самолётов на электрической тяге. При завершении этапов государственных программ США и Евросоюза по повышению уровня электрификации самолётов, которые завершились созданием самолётов Boeing-787 и Airbus-380, иностранные фирмы ставят амбициозные экологические цели, и в первую очередь, уменьшение выбросов в атмосферу вредных газов и снижение шумности (табл. 2) [23]. Достижение таких показателей становится в принципе невозможно при применении традиционных газотурбинных и поршневых двигателей (рис. 18), использующих углеводородное топливо.

Исследования американских учёных [23] показали, как влияют отдельные факторы на снижение выбросов CO_2 . Только применение биотоплива и дополнительных технологий (в первую очередь, сверхпроводимости) может помочь в решении поставленных задач.

Суммарные мощности силовых установок в зависимости от числа пассажиров находятся в диапазоне от 0,5 до 60 МВт [26]. При этом ключевым элементом самолёта, к разработке которого стремится большинство производителей, становится электрическая машина мощностью 1 МВт как базовый «кирпичик» при создании систем с распределённой тягой.

Исследования по созданию электрических самолётов будущего [3, 7, 10–18, 20–22] определили ряд направлений, от которых зависит реализуемость проектов экологически чистых самолётов:

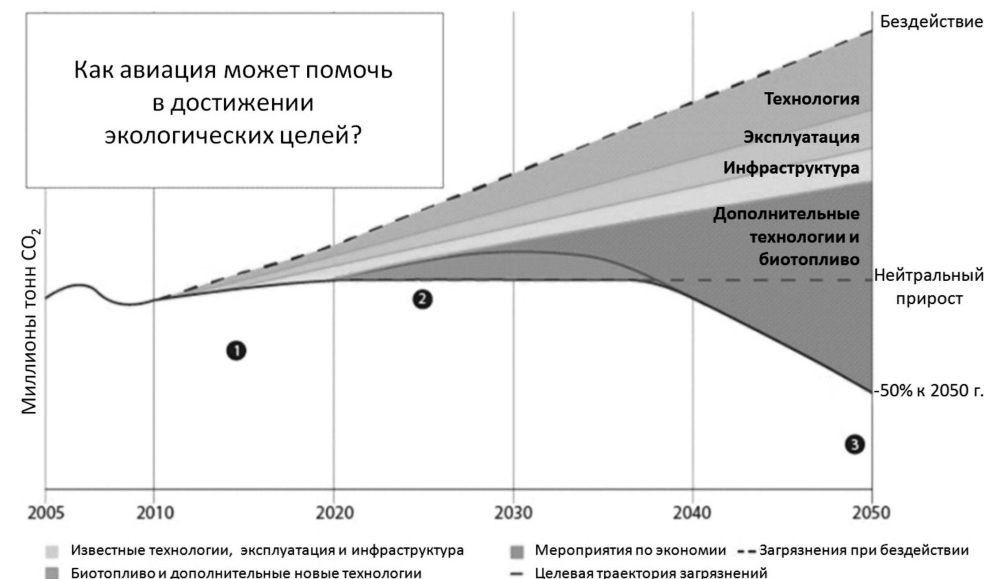


Рис. 18. Пути достижения экологических целей

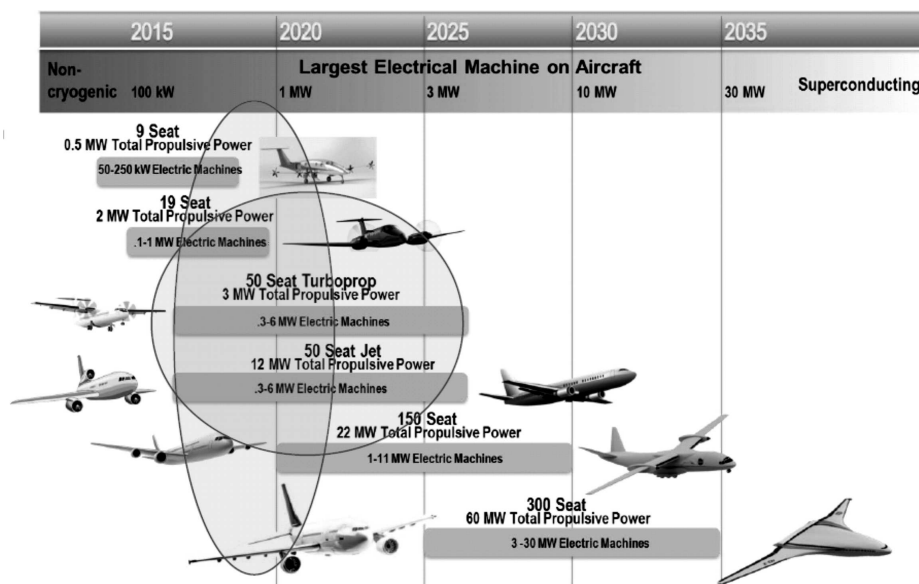


Рис. 19. Требования к мощности силовых установок

Таблица 2

Эффект от внедрения технологий*	Поколения технологий (уровень готовности технологий TRL = 4-6)		
	N +1 (2015)	N +2 (2020)**	N +3 (2025)
Шумность (включая границы относительно этапа 4)	-32 dB	-42 dB	-52 dB
Выбросы оксидов азота на крейсерском режиме полета (относительно лучших в классе на 2004 г.)	-60%	-75%	-80%
Выбросы оксидов азота на взлете/посадке (см. документ САЕР 6)	-55%	-70%	-80%
Потребление топлива/энергии самолетом ¹ (относительно лучших в классе на 2005 г.)	-55%	-70%	-80%

* Прогноз при условии достаточно зрелого развития технологий и внедрения их в промышленность. Эффект зависит от размеров летательного аппарата и выполняемых им задач. Значения в столбцах N+1 и N+3 относятся к лайнерам типа 737-800 с двигателями CFM56-7B, а значения в столбце N+2 — к лайнерам типа 777-200 с двигателями GE90.

**Пофазный подход проекта ERA включает перспективные технологии с уровнем готовности TRL6 к 2015 г.

¹ Эффект снижения выбросов CO₂ зависит от объема выбросов CO₂ за период жизненного цикла лайнера, определяемого видом используемого топлива и/или источника энергии.

создание распределённых электрических и гибридных силовых установок;

разработка электромеханических преобразователей (генераторов и двигателей) с повышенной энергетической эффективностью;

повышение эффективности статических электронных преобразователей;

увеличение энергоёмкости электрохимических накопителей;

создание электрохимических преобразователей на основе использования водорода в качестве топлива;

решение системных вопросов при проектировании электрических и гибридных самолётов.

Распределённые силовые установки. Проектирование распределённых силовых установок предполагает совместную оптимизацию аэродинамики планера и проточной части вентиляторов (рис. 20). Использование воздушной струи распределённой силовой установки в аэродинамической компоновке (рис. 21) позволяет улучшить аэродинамическое качество всего воздушного судна. Именно применение электромеханических винтовентиляторных силовых установок позволяет реализовать это свойство.

Как правило, в качестве источников электроэнергии используются гибридные газотурбинные

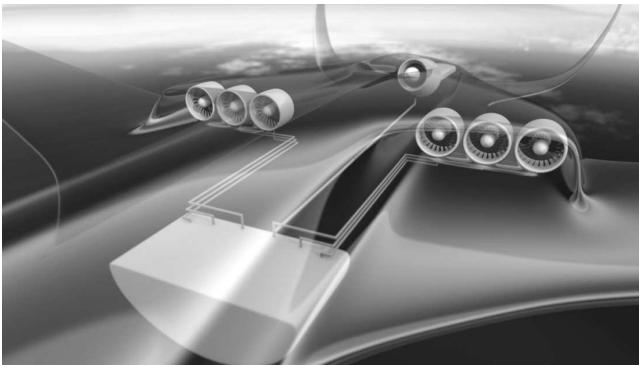


Рис. 20. Пример оптимизации распределённой силовой установки и планера



Рис. 21. Улучшение аэродинамического качества при применении распределённой силовой установки

двигатели с встроенными генераторами [27]. Кроме генерации электроэнергии, они могут самостоятельно создавать дополнительную тягу.

Электромеханические преобразователи. Создание высокоэффективных электромеханических преобразователей (ЭМП) связано с повышением напряжения питания электродвигателей [25] (рис. 22) и увеличением частоты вращения электрогенераторов [20]. Считается, что наиболее перспективным для самолётов с установленной мощностью от 1 до 100 МВт является использование среднего уровня напряжений (от 500 В до 33 кВ).

Для сравнительной оценки электромеханических преобразователей используют относительный показатель — удельную мощность (отношение номинальной мощности преобразователя к его массе). Однако производители оборудования стараются «приукрасить» возможности производимого ими оборудования, используя при расчётах не номинальную мощность, а пиковую, или не учитывая, что система охлаждения и хладагент тоже имеют массу.

Так, компания Siemens представила разработанный двигатель для привода винта самолёта с заявленной удельной мощностью 5,1 кВт/кг (рис. 23).

На первый взгляд, этот показатель является достаточно высоким, но если добавить к массе

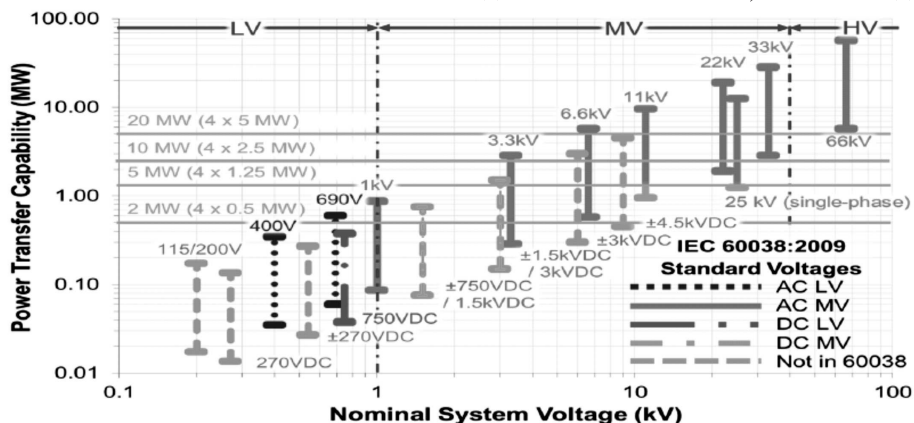


Рис. 22. Требования к уровню напряжения энергосистемы для электрических самолётов



Рис. 23. Силовая установка с электродвигателем Siemens

двигателя массу охлаждающей жидкости и дополнительную массу охлаждающего оборудования (теплообменник, трубопроводы и т.п.), то суммарная удельная мощность может получиться такой же, как у традиционных электродвигателей с воздушным охлаждением. Кроме того, не учитывается и масса полупроводникового инвертора, необходимого для работы двигателя. Указанные обстоятельства приводят к необходимости рассматривать удельные показатели не отдельных элементов, а законченных подсистем и систем. Только в этом случае появляется возможность сравнивать силовые установки самолётов, использующих разные типы двигателей и систем охлаждения. В долгосрочной перспективе (до 2030 г.) требования к ЭМП найдутся на уровне 10–15 кВт/кг.

Отдельно следует рассмотреть применение сверхпроводящих материалов при проектировании электрических машин. Эффект от применения явления сверхпроводимости можно получить только при достаточно больших значениях мощности [24], когда доля вспомогательного оборудования существенно меньше основных устройств. Это же касается и бортовой электрической сети (рис. 24).

Полупроводниковые устройства. Совершенствование статических преобразователей связано, в

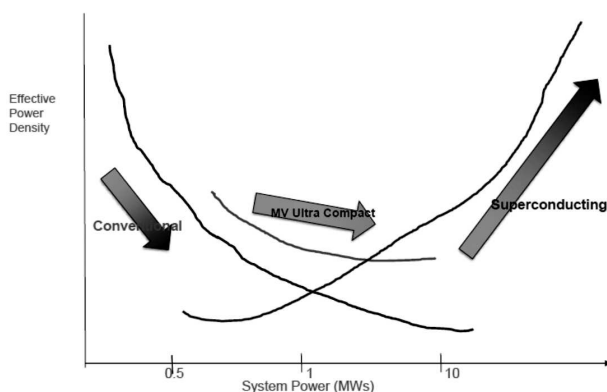


Рис. 24. Зависимость удельной мощности бортовой сети от мощности энергосистемы для трёх вариантов: традиционного, с повышенным напряжением и сверхпроводящего

первую очередь, с улучшением характеристик полупроводниковых приборов (уменьшение переходных сопротивлений, увеличение рабочих температур и т.п.). Наиболее перспективным является применение электронных компонентов на основе нитрида галлия и карбида кремния. При сегодняшнем уровне развития (удельная мощность примерно 2 кВт/кг) перспективным считается удельная мощность электронных устройств в 25 кВт/кг [25].

Химические источники тока. Несмотря на существенные успехи литий-ионных технологий (появление аккумуляторов с удельной энергией до 200 Втч/кг), проблема накопителей энергии остаётся весьма актуальной. Долгосрочные прогнозы (2035–2050 гг.) по энергоёмкости электрических накопителей энергии – 500–700 Втч/кг [25].

Совершенствование аккумуляторных систем идёт по пути более полной оценки и прогнозирования их состояния для предотвращения аварийных режимов, применения всего спектра систем охлаждения.

В области создания источников электроэнергии на основе водородных технологий существует необходимость увеличения ресурса, снижения стоимости топливных элементов, а также совершенствования методов получения водорода из других видов топлива.

Одним из нестандартных, но пока не исследованных направлений использования водорода является применение комбинированных энергосистем на основе использования водородной сверхпроводимости с последующим применением «нагретого» водорода как топлива в электрохимических генераторах.

Новые системные проблемы. Обобщая приведённые рассуждения, можно выделить основные проблемы, возникающие при создании электрических самолётов (рис. 25): реализуемость, энергоэффективность, безопасность и экономическая эффективность. При этом проблемы повышения энергоэффективности и безопасности находятся в диалектическом противоречии, поэтому требуют совместного рассмотрения.



Рис. 25. Основные проблемы при создании электрических самолётов

Реализуемость. Эта проблема определяется соотношением между требованиями к самолёту (время, дальность и высота полёта, полезная нагрузка, функциональное назначение) и техническими возможностями их удовлетворения. Так, если в настоящее время реализуемость самолётов до 1500 кг с временем полёта до 1 ч уже всем понятна, то создание самолёта на 100 пассажиров до 2020 г. с суммарной мощностью двигателей 2 МВт, о котором заявили в компании Airbus, сопряжено с повышенными рисками реализуемости, так как ещё никто не создавал авиационные электрические двигатели на такую мощность, а вопросы их электропитания представляют отдельную технико-технологическую проблему.

Решение проблемы реализуемости видится в формализации совокупности требований в виде некоторого пространства ограничений, которые можно представить в виде гиперплоскостей выпуклого множества и нахождения множества возможных практических реализаций, представленных в тех же координатах, в которых представлены ограничения. Отсутствие возможных технически реализуемых устройств может быть компенсировано их параметрическим прототипом.

Энергоэффективность и безопасность. Повышение энергоэффективности преобразователей и энергоёмкости источников и накопителей нельзя рассматривать в отрыве от проблемы безопасности. Рост запасённой энергии в ограниченном объёме всегда увеличивает риски возникновения аварийных ситуаций и повышения ущерба, что ведёт к снижению уровня безопасности системы (рис. 26). В качестве примера можно привести применение более энергоёмких литий-ионных аккумуляторных батарей и возникновение проблемы безопасности, с которыми столкнулись разработчики самолёта Boeing 787.

Компенсация снижения безопасности может быть решена путём усложнения функций управления. При этом управление рассматривается не только как информационная система, воздействующая на параметры объекта, но и как комплекс технических и технологических мероприятий по дора-

ботке самого объекта. Проблема безопасности с аккумуляторными батареями на B-787 была решена путём перехода на менее энергоёмкую электрохимическую систему и помещения батареи в дополнительный бокс. Это привело, в конечном счёте, к уменьшению суммарной энергоёмкости и частичному нивелированию преимуществ литий-ионных аккумуляторов.

Один из путей обеспечения безопасности — максимально полный контроль состояния объектов, своевременное диагностирование и прогнозирование их состояния. Это связано с появлением достаточно сложной информационно-измерительной вычислительной системы, которая сама может стать причиной снижения безопасности (уже информационной). Управление уровнем информационной и кибербезопасности — отдельная научно-практическая задача.

Таким образом, при создании электрических самолётов необходимо комплексно решать оптимизационные задачи энергоэффективности и безопасности.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Воронович С.А., Жмуров Б.В.** Тенденции развития электроэнергетических систем беспилотных летательных аппаратов. — Интеграл, 2010, № 2, с. 8–11.
2. **Грузков С.А., Румянцев М.Ю.** Полная электрификация самолётов как один из важнейших путей решения экологических проблем и повышения эксплуатационной экономической и топливно-энергетической эффективности воздушного транспорта. — Известия Академии электротехнических наук РФ, 2016, вып. 18, с. 35–60.
3. **Халютин С.П., Харьков В.П., Лёвин А.В., Жмуров Б.В., Богданов А.А.** Электрификация самолётов. Современное состояние и тенденции. — Инновации на основе информационных и коммуникационных технологий, 2014, № 1, с. 555–558.
4. **Жмуров Б.В., Халютин С.П.** Структурно-функциональное моделирование электроэнергетических систем самолёта. — Проблемы безопасности полетов, 2009, № 6, с. 45–53.
5. **Корнилов С.В., Жмуров Б.В., Халютин С.П.** Развитие структурно-функционального моделирования электроэнергетических систем самолёта. — Проблемы безопасности полетов, 2009, № 8, с. 53–62.
6. **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.
7. **Лёвин А.В., Халютин С.П., Жмуров Б.В.** Тенденции и перспективы развития авиационного электрооборудования. — Научный вестник Московского государственного технического университета гражданской авиации, 2015, № 213 (3), с. 50–57.
8. **Халютин С.П.** Электрический самолёт. Системный подход. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2015, № 3, с. 72–76.
9. **Халютин С.П.** К оценке объёма энергии для полностью электрического самолёта. — Труды международного симпозиума «Надежность и качество», 2015, т. 2, с. 85–87.
10. **Богданов А.А., Халютин С.П., Харьков В.П.** Анализ путей рекуперации электрической энергии на борту летательного аппарата. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2014, № 2, с. 208–212.



Рис. 26. Связь энергоэффективности и безопасности

11. Ковалев Л.К., Ковалев К.Л., Пенкин В.Т., Дежин Д.С. Перспективы использования сверхпроводниковых технологий в электромеханических преобразователях энергии. — Известия Академии электротехнических наук РФ, 2008, № 1, с. 45–63.

12. Ковалев Л.К., Ковалев К.Л., Колчанова И.П. Анализ состояния зарубежных и отечественных разработок по созданию сверхпроводниковых электрических машин. — Электричество, № 1, 2013, с. 2–13.

13. Ковалев Л.К., Ковалев К.Л., Колчанова И.П., Полтавец В.Н. Зарубежные и российские разработки в области создания сверхпроводниковых электрических машин и устройств. — Известия Российской академии наук. Энергетика, № 6, 2012, с. 3–26.

14. Халютин О.С. Особенности формирования момента рулевого привода системы управления электрическим самолётом. Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2016, № 4, с. 249–251.

15. Давидов А.О., Жмуров Б.В. Метод диагностики авиационных электрохимических аккумуляторных батарей. — Труды международного симпозиума «Надежность и качество», 2016, № 2, с. 78–80.

16. Калужский Д.Л., Стрижков А.М., Харитонов С.А. Математическая модель индукторного двигателя реактивного типа. — Электричество, 2010, № 5, с. 43–48.

17. Левин А.В., Самсонович С.Л., Степанов В.С., Борисов М.В., Крылов Н.В. Перспективы и проблемы создания электромеханических силовых миниприводов для нового поколения ЛА. — Авиационная промышленность, 2013, № 3, с. 8–13.

18. Халютин О.С., Харьков В.П., Халютин С.П. Электромеханический рулевой привод системы управления электрического самолёта с режимом рекуперации как объект управления. — Инновационные, информационные и коммуникационные технологии, 2016, № 1, с. 341–343.

19. Жмуров Б.В., Давидов А.О. Расчет энергетических характеристик полностью электрического самолета. — Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2016, № 4, с. 406–412.

20. Румянцев М.Ю., Сигаичев С.И., Сизякин А.В. Микротурбинные источники электрической энергии для перспективных летательных аппаратов. — Научные чтения по авиации, посвященные памяти Н.Е. Жуковского, 2014, № 2, с. 262–267.

21. Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е. Высокотемпературные стартер-генераторы с возможностью установки на валу компрессора высокого давления авиационного двигателя и способы защиты их от короткого замыкания. — В сб.: Проблемы и

перспективы развития двигателестроения. Материалы докладов международной научно-технической конференции, 2016, с. 23–24.

22. Халютин С.П. Энергетика электрического самолёта. — Инновационные, информационные и коммуникационные технологии, 2016, № 1, с. 25–28.

23. James D. Heidmann. NASA Investments in Hybrid-Electric Technologies for Large Commercial Aircraft, 2015, E&NA.

24. Malkin P. Multi-megawatt power systems for aircraft propulsion, 2016, E&NA.

25. Husband M. Bringing the technology gap for hybrid-electric, 2016, E&NA.

26. Jakovsky A. Building blocks for transport class hybrid and turboelectric vehicles, 2016, E&NA.

27. Benzakein M.J. Electric propulsion: challenges and opportunities, 2016, E&NA.

28. Stromayer A. Aircraft design for hybrid-electric flight, 2016, E&NA.

[12.05.2017]

А в т о р ы: Халютин Сергей Петрович окончил факультет авиационного оборудования Рижского ВВАИУ в 1990 г., механико-математический факультет МГУ в 1993 г. Защитил докторскую диссертацию в 2007 г. в ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. Генеральный директор ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт», заведующий кафедрой электротехники авиационного электрооборудования Московского государственного технического университета гражданской авиации.

Давидов Альберт Оганезович окончил Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт» (2002), доктор технических наук, старший научный сотрудник. Главный научный сотрудник ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт».

Жмуров Борис Владимирович окончил ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского в 2004 г., кандидат технических наук (2007), доцент. Главный конструктор-заместитель генерального директора ООО «Экспериментальная мастерская НаукаСофт».

Elektrichestvo (Electricity), 2017, No. 9, pp. 4–16

DOI:10.24160/0013-5380-2017-9-4-16

Electric and Hybrid Aircraft Development Prospects

KHALYUTIN Sergei P. (LLC «Eksperimental'naya masterskaya NaukaSoft», Moscow region, Russia) — General director, Dr. Sci. (Eng.)

DAVIDOV Al'bert O. (LLC «Eksperimental'naya masterskaya NaukaSoft», Moscow region, Russia) — Chief Scientific Researcher, Dr. Sci. (Eng.)

ZHMUROV Boris V. (LLC «Eksperimental'naya masterskaya NaukaSoft», Moscow region, Russia) — Chief designer, Deputy General director, Cand. Sci. (Eng.)

The historical stages and modern achievements in the field of increasingly growing use of electricity in aircrafts both in Russia and abroad are analyzed. The analysis results are used as a basis for presenting the key technologies using which the concept of constructing a fully electrical aircraft can be embodied. The analysis results also open the possibility to consider the specific challenges that will be faced in this problem area. An analysis of the historical stages through which attempts to fit aircrafts with electrical devices have already passed shows that, despite the tendency toward more and more extensive use of on-board electrical

devices for all classes of aircrafts, the level of electrification in them still does not exceed 25%. A cardinal increase in the electrification level is only possible by equipping aircrafts with electric traction motors, which, however, will entail a number of technical and technological problems. A comprehensive approach to designing the power systems of electrical and hybrid aircrafts is proposed, the use of which will make it possible to estimate the extent to which the requirements that have been put forth can be fulfilled and to perform a comparative analysis of design solutions. It is shown that the problem of making an aircraft more energy-efficient and more energy-intensive should be solved jointly with ensuring its safety with making the maximal use of methods for estimating and predicting its condition. Efforts aimed at finding ways to integrate the on-board equipment, airframe, and propulsion system for working out the most efficient versions of electrical and hybrid aircrafts should be taken. The problems that have been set forth cannot be solved without widely using computer and information technologies.

Key words: electrical aircraft, hybrid aircraft, development stages, electrical propulsion, designing of power systems, computer technologies, safety assurance

REFERENCES

1. Voronovich S.A., Zhmurov B.V. *Integral – in Russ. (Integral)*, 2010, No. 2, pp. 8–11.
2. Gruzkov S.A., Rumyantsev M.Yu. *Izvestiya Akademii elektrotekhnicheskikh nauk RF – in Russ. (News of the Russian Academy of Electrical Engineering Sciences)*, 2016, iss. 18, pp. 35–60.
3. Khalyutin S.P., Khar'kov V.P., Levin A.V., Zhmurov B.V., Bogdanov A.A. *Innovatsii na osnove informatsionnykh i kommunikatsionnykh tekhnologii – in Russ. (Innovations based on information and communication technologies)*, 2014, No. 1, pp. 555–558.
4. Zhmurov B.V., Khalyutin S.P. *Problemy bezopasnosti poletov – in Russ. (Safety problems of airplanes)*, 2009, No. 6, pp. 45–53.
5. Kornilov S.V., Zhmurov B.V., Khalyutin S.P. *Problemy bezopasnosti poletov – in Russ. (Safety problems of airplanes)*, 2009, No. 8, pp. 53–62.
6. Potemkin A.V., Gorshkov P.S., Khalyutin S.P. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo» – in Russ. (Proc. of International Symposium «Reliability and Quality»)*, 2013, vol. 1, pp. 318–321.
7. Levin A.V., Khalyutin S.P., Zhmurov B.V. *Nauchnyi vestnik Moskovskogo gosudarstvennogo tekhnicheskogo universiteta grazhdanskoi aviatsii – in Russ. (Scientific Bulletin of Moscow State Technical University of Civil Aviation)*, 2015, No. 213 (3), pp. 50–57.
8. Khalyutin S.P. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo – in Russ. (Scientific readings on aviation, dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky)*, 2015, No. 3, pp. 72–76.
9. Khalyutin S.P. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo» – in Russ. (Proc. of International Symposium «Reliability and Quality»)*, 2015, vol. 2, pp. 85–87.
10. Bogdanov A.A., Khalyutin S.P., Khar'kov V.P. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo – in Russ. (Scientific readings on aviation, dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky)*, 2014, No. 2, pp. 208–212.
11. Kovalev L.K., Kovalev K.L., Penkin V.T., Dezhin D.S. *Izvestiya Akademii elektrotekhnicheskikh nauk RF – in Russ. (News of the Russian Academy of Electrical Engineering Sciences)*, 2008, No. 1, pp. 45–63.
12. Kovalev L.K., Kovalev K.L., Kolchanova I.P. *Elektrichestvo – in Russ. (Electricity)*, 2013, No. 1, pp. 2–13.
13. Kovalev L.K., Kovalev K.L., Kolchanova I.P., Poltavets V.N. *Izvestiya Rossiiskoi akademii nauk. Energetika – in Russ. (News Russian Academy of Sciences. Power Engineering)*, 2012, No. 6, pp. 3–26.
14. Khalyutina O.S. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo – in Russ. (Scientific readings on aviation, dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky)*, 2016, No. 4, pp. 249–251.
15. Davidov A.O., Zhmurov B.V. *Trudy Mezhdunarodnogo simpoziuma «Nadezhnost' i kachestvo – in Russ. (Proc. of International Symposium «Reliability and Quality»)*, 2016, No. 2, pp. 78–80.
16. Kaluzhskii D.L., Strizhkov A.M., Kharitonov S.A. *Elektrichestvo – in Russ. (Electricity)*, 2010, No. 5, pp. 43–48.
17. Levin A.V., Samsonovich S.L., Stepanov V.S., Borisov M.V., Krylov N.V. *Aviatsionnaya promyshlennost' – in Russ. (Aviation Industry)*, 2013, No. 3, pp. 8–13.
18. Khalyutina O.S., Khar'kov V.P., Khalyutin S.P. *Innovatsionnye, informatsionnye i kommunikatsionnye tekhnologii – in Russ. (Innovation, information and communication technologies)*, 2016, No. 1, pp. 341–343.
19. Zhmurov B.V., Davidov A.O. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo – in Russ. (Scientific readings on aviation, dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky)*, 2016, No. 4, pp. 406–412.
20. Rumyantsev M.Yu., Sigachev S.I., Sizyakin A.V. *Nauchnye chteniya po aviatsii, posvyashchennye pamyati N.E. Zhukovskogo – in Russ. (Scientific readings on aviation, dedicated to the memory of N.E. Zhukovsky)*, 2014, No. 2, pp. 262–267.
21. Ismagilov F.R., Vavilov V.E. *Materialy dokladov Mezhdunarodnoi nauchno-tekhnicheskoi konf. «Problemy i perspektivy razvitiya dvigatelestroyeniya» – in Russ. (Proc. of International Scientific-Technical conf. «Problems and prospects of engine development»)*, 2016, pp. 23–24.
22. Khalyutin S.P. *Innovatsionnye, informatsionnye tekhnologii – in Russ. (Innovation, information and communication technologies)*, 2016, No. 1, pp. 25–28.
23. James D. Heidmann. *NASA Investments in Hybrid-Electric Technologies for Large Commercial Aircraft*, 2015, E&HA.
24. Malkin P. *Multi-megawatt power systems for aircraft propulsion*, 2016, E&HA.
25. Husband M. *Bringing the technology gap for hybrid-electric*, 2016, E&HA.
26. Jakovsky A. *Building blocks for transport class hybrid and turboelectric vehicles*, 2016, E&HA.
27. Benzakein M.J. *Electric propulsion: challenges and opportunities*, 2016, E&HA.
28. Stromayer A. *Aircraft design for hybrid-electric flight*, 2016, E&HA.

[12.05.2017]