

Формирование обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета

Варюхин А.Н., Захарченко В.С., Гелиев А.В., Гордин М.В., Киселев И.О., Журавлев Д.И., Загуменнов Ф.А., Казаков А.В.¹, Вавилов В.Е.²

1) Центральный институт авиационного моторостроения им. П.И. Баранова, г. Москва

2) ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет», г. Уфа

e-mail: anvaryukhin@ciam.ru

Представлено описание предварительных обликов электрической силовой установки для сверхлегкого пилотируемого самолета с максимальным взлетным весом до 700 кг. Предложено два варианта силовой установки на основе электрического двигателя максимальной мощностью 60...80 кВт, вращающего воздушный винт. В первом варианте подача электроэнергии на электродвигатель осуществляется от блока аккумуляторных батарей. Во втором варианте основным источником энергии является энергоузел на основе твердополимерного топливного элемента, топливом для которого является газообразный водород, и аккумуляторных батарей, обеспечивающих форсирование мощности на режимах взлета и набора высоты.

Ключевые слова: электрическая силовая установка, сверхлегкий самолет, топливный элемент, аккумуляторная батарея, электродвигатель.

Conceptual design of electric propulsion systems for ultralight manned airplane

Varyukhin A.V., Zakharchenko V.S., Geliev A.V., Gordin M.V., Kiselev I.O., Zhuravlev D.I., Zagumenov F.A., Kazakov A.V.¹, Vavilov V.E.²

1) CIAM, Moscow

2) USATU, Ufa

The description of preliminary designs of electric propulsion system for an ultralight manned aircraft with a maximum takeoff weight of up to 700 kg is presented. Two versions of propulsion system based on an electric motor with maximum power 60...80 kW rotating a propeller are proposed. The electric energy source in the first version is a battery pack. In the second version a proton exchange membrane fuel cells with hydrogen gas as fuel is primary energy source and battery pack is additional source that provides power boosting during takeoff and climb.

Keywords: electric propulsion system, ultralight airplane, fuel cells, battery pack, electric motor.

Введение

В настоящее время к транспортным системам предъявляют строгие экологические требования. Одной из ведущих мировых тенденций, позволяющих сократить объемы вредных выбросов, является переход на электрические силовые установки (ЭСУ), в которых двигатели приводятся во вращение электрическими двигателями, питаемыми от электрохимических источников электрической энергии – электрических аккумуляторов и топливных элементов [1].

Практически все крупные мировые автопроизводители разрабатывают или уже серийно выпускают

электрические автомобили. Этот тренд характерен и для авиации. Ведущие разработчики авиационной техники, научные центры, университеты, а также множество стартап-компаний проводят исследования, посвященные созданию электрических и гибридных электрических силовых установок. Сертифицирован в EASA и серийно выпускается электрический самолет Pipistrel Alfa Electro [2], воздушный винт которого приводится во вращение электрическим двигателем с питанием от блока аккумуляторных батарей (АКБ).

Однако на сегодняшний день удельная энергоемкость аккумуляторов достаточно низкая и не позволяет обеспечивать такую же продолжительность полета,

как традиционные двигатели внутреннего сгорания. В связи с этим большие перспективы имеют топливные элементы (ТЭ), которые, в отличие от аккумуляторов, при условии усовершенствования массогабаритных характеристик теоретически способны обеспечить столь же продолжительный полет летательного аппарата (ЛА), как с двигателем внутреннего сгорания.

Разные компании занимаются разработкой демонстраторов ЛА с силовыми установками на основе ТЭ. Так, еще в 2013 г. реализован проект ENFICA-FC [3], в рамках которого создан и испытан легкий самолет с силовой установкой на твердополимерном топливном элементе (ТПТЭ). Подобную программу реализует немецкий центр DLR совместно с компанией Pipistrel, разрабатывая двухфюзеляжный самолет HY4 [4] с силовой установкой на ТПТЭ. Специалисты DLR видят перспективы для применения в ближайшем будущем силовых установок на основе ТЭ, по крайней мере на легких коммерческих самолетах. В данный момент ими разрабатываются 9- и 40-местный самолеты.

В ЦИАМ с 2008 г. под руководством О.Д. Селиванова были разработаны, изготовлены и испытаны четыре сверхлегких беспилотных ЛА с ЭСУ на основе ТПТЭ [5]. В настоящее время в ЦИАМ продолжаются исследования, посвященные таким силовым установкам. Так, в работах [6; 7] сформированы облики и выполнена оценка эффективности демонстратора электроэнергетической установки и силовой установки на основе ТПТЭ для легкого вертолета. Также в рамках формирования научно-технического задела предполагается создание ЭСУ на основе ТПТЭ и АКБ для сверхлегкого пилотируемого самолета с дальнейшим проведением летных испытаний. Задачами проекта являются формирование рационального облика ЭСУ в составе ЛА, разработка и экспериментальная отработка перспективных технологий, определение технической реализуемости концепций. Решение этих задач позволит разработать методику формирования облика и выбора

параметров основных компонентов электрических силовых установок ЛА, разработать программы и методики испытаний ЭСУ, их основных элементов и узлов, сформировать предложения по дополнению норм летной годности.

В настоящей статье представлено описание процесса формирования облика и конструктивной схемы двух типов электрических силовых установок для сверхлегкого пилотируемого самолета.

Выбор летательного аппарата

Предварительные расчетно-аналитические исследования показали, что на данном этапе в качестве ЛА целесообразно рассмотреть сверхлегкий самолет взлетной массой до 700 кг, а в качестве силовой установки – ЭСУ мощностью до 80 кВт. Самолет должен иметь внутренние габариты, достаточные для размещения элементов ЭСУ.

В результате анализа доступных проектов были отобраны три наиболее подходящих под заданные критерии самолета: два – разработки СКБ МАИ («Авиатика-МАИ-890» и МАИ-223 «Китенок») и самолет «Сигма-4» конструктора С.В. Игнатьева [8] (рис. 1).

Несмотря на то что выбранные самолеты близки по техническим характеристикам (табл. 1), самолет «Сигма-4» (рис. 2) оказался наиболее подходящим для размещения ЭСУ.

На основе анализа летно-технических характеристик данного самолета была определена минимальная потребная мощность силовой установки на разных режимах полета (табл. 2). В зависимости от различных условий на режиме крейсерского полета (120...150 км/ч) максимальная мощность ЭСУ должна составлять не менее 25...30 кВт, а на режимах взлета и набора высоты – не менее 60 кВт. При посадке должна сохраняться возможность реализации взлетного режима (не менее 60 кВт) в течение не менее 20 с и режима,

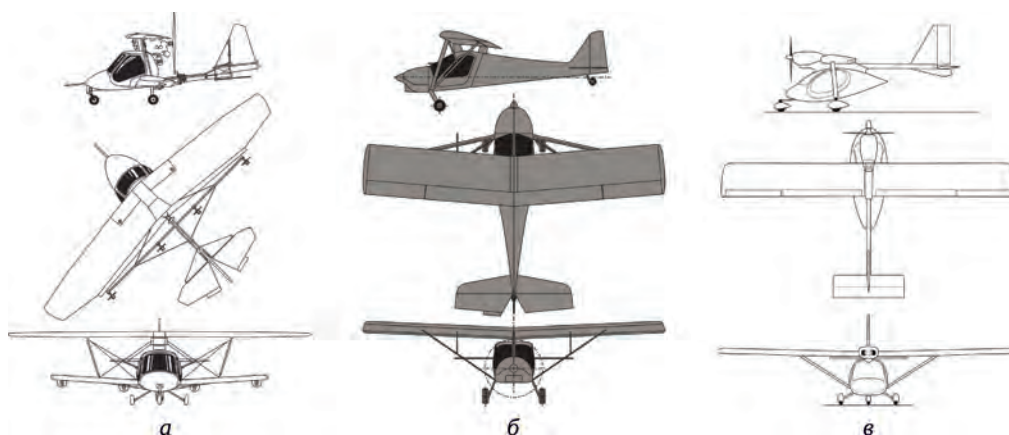


Рис. 1. Потенциальные базовые самолеты для создания ЭСУ:
а – «Авиатика-МАИ-890»; б – МАИ-223 «Китенок»; в – «Сигма-4»

Табл. 1. Основные данные потенциальных базовых самолетов

Параметр	Авиатика-МАИ-890	МАИ-223 «Китенок»	Сигма-4
Экипаж, чел	1	2	2
Тип двигателя	Rotax 912 ULS		
Мощность двигателя, л.с.	100		
Максимальная взлетная масса, кг	450	640	600
Запас топлива, л	37	70	65
Крейсерская скорость полета, км/ч	90...100	160...180	130...180
Практический потолок, м	4800	6300	4000
Дальность полета, км	~ 300	650	650
Продолжительность полета, ч	~ 3	~ 4	~ 4
Площадь крыла, м ²	14,29	11,4	~ 11
Размах крыла, м	8,11	8,19	9,8
Длина самолета, м	5,32	6	6,2
Высота на стоянке, м	2,25	2,1	2,9

Табл. 2. Данные по режимам полета самолета «Сигма-4»

Наименование режима	Длительность, мин	Горизонтальная скорость, км/ч	Вертикальная скорость, м/с	Потребная мощность электродвигателя, кВт
Взлет	0,5	0...77	0	60
Набор высоты до $H = 3000$ м	2,5	77...150	0,67	32,5
Крейсерский полет ($H = 3000$ м)	15...60	150 (120)	0	27,5 (24,5)
Снижение	1,5	150...65	-1	19...15
Посадка	0,35	65...0	0	0



Рис. 2. Сверхлегкий двухместный самолет «Сигма-4»

соответствующего мощности 30...35 кВт, в течение не менее 2 мин для ухода на второй круг и совершения повторной посадки.

Формирование облика ЭСУ самолета «Сигма-4»

Облик электрической силовой установки необходимо формировать, исходя из следующих ограничений:

- размещение элементов ЭСУ на самолете не должно приводить к существенному росту сопротивления и нарушению центровки ЛА;
- общая масса самолета с ЭСУ, включая пилота и возможного пассажира, не должна превышать максимально допустимую взлетную массу ЛА.

Были рассмотрены несколько конструктивно-схемных решений для двух вариантов ЭСУ. Первый

вариант подразумевает питание только от АКБ, второй – питание на всех режимах полета от ТПТЭ и дополнительное питание от АКБ на режиме взлета и набора высоты.

В результате расчетно-параметрических исследований были разработаны принципиальные схемы маршевой ЭСУ на основе АКБ (рис. 3,а) и на основе ТПТЭ совместно с АКБ (рис. 3,б), наиболее полно удовлетворяющие требованиям и ограничениям.

Схема ЭСУ на основе АКБ состоит из следующих основных элементов:

- воздушный винт фиксированного шага;
- электродвигатель (ЭД-60ЦМ) номинальной мощностью на валу 60 кВт (продолжительно) и кратковременной мощностью 80 кВт (не более 2 мин);
- инвертор электродвигателя (ИНВ ЭД-60ЦМ);
- система охлаждения ЭД-60ЦМ и инвертора (СО ЭД и ИНВ);
- блок контакторов (БК), осуществляющий коммутацию АКБ;
- система автоматического управления маршевой ЭСУ на основе аккумуляторных батарей (САУ ЭСУ на АКБ);
- низковольтный блок питания САУ ЭСУ на АКБ (БП САУ ЭСУ на АКБ);
- АКБ с системой терморегулирования аккумуляторных батарей (АКБ с СТБ).

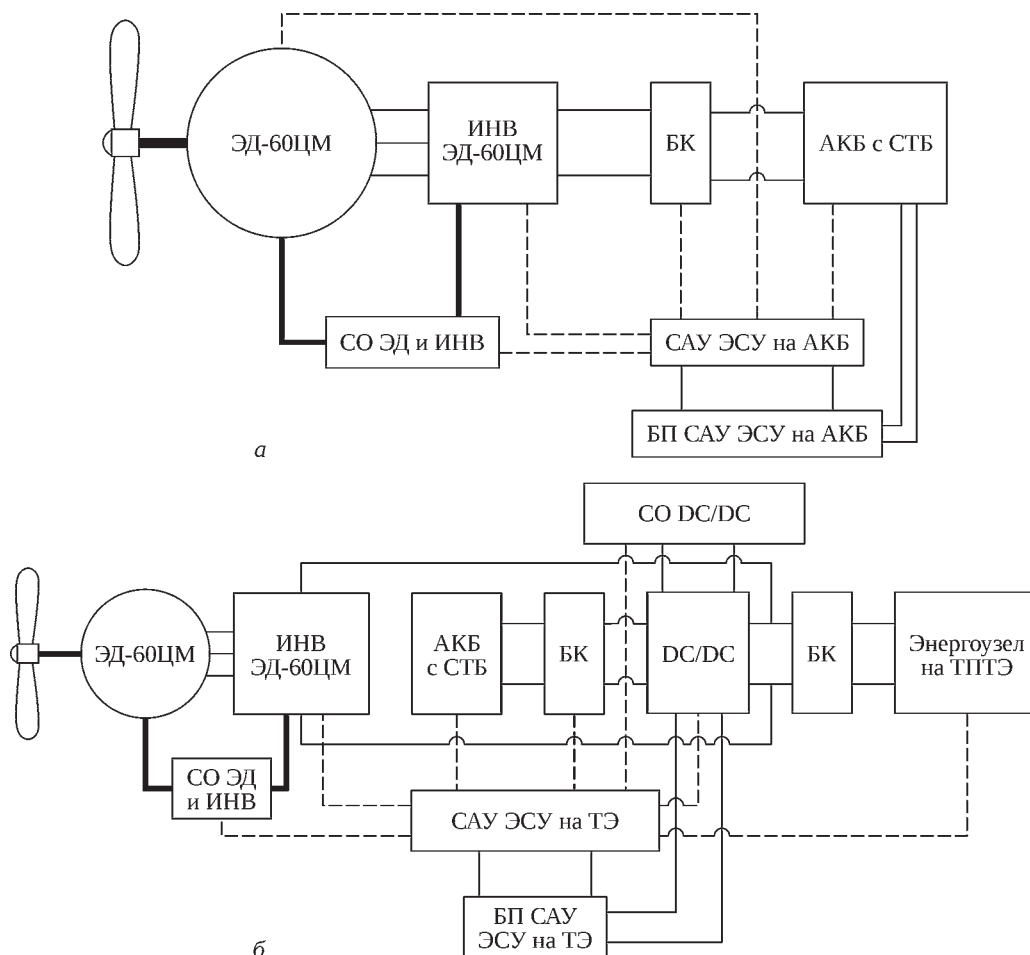


Рис. 3. Схема ЭСУ для сверхлегкого самолета:
а – на основе АКБ; *б* – на основе ТЭ и АКБ

Управление электродвигателем на всех режимах полета осуществляется с помощью инвертора, преобразующего входное постоянное напряжение в трехфазное. Жидкостная система охлаждения ЭД-60ЦМ обеспечивает оптимальный температурный режим работы как электродвигателя, так и инвертора.

САУ ЭСУ является системой верхнего уровня и осуществляет обмен данными с инвертором, блоком контакторов, блоком АКБ с СТБ, системой охлаждения ЭД-60ЦМ. Электропитание системы управления обеспечивает низковольтный автономный блок питания.

Схема ЭСУ на ТПТЭ и АКБ (см. рис. 3,б) имеет следующие основные элементы:

- воздушный винт;
- электродвигатель (той же мощности, что и в первом варианте);
- инвертор;
- систему охлаждения электродвигателя и инвертора;
- САУ электродвигателя;
- блоки контакторов;
- САУ маршевой ЭСУ на основе твердополимерных топливных элементов (САУ ЭСУ на ТПТЭ);

- блок питания САУ ЭСУ на ТПТЭ (БП САУ ЭСУ на ТПТЭ);
- АКБ с системой терморегулирования аккумуляторных батарей;
- энергоузел на основе ТПТЭ;
- импульсный повышающий-понижающий преобразователь постоянного напряжения (DC/DC);
- система охлаждения преобразователя постоянного напряжения (СО DC/DC).

Данная схема предусматривает параллельное соединение ТЭ и блока АКБ. Существуют и другие схемы подключения, например с использованием мощных силовых двунаправленных преобразователей постоянного тока [9]. Но включение подобного рода преобразователей в систему приводит к дополнительным потерям и увеличивает массу.

На режимах взлета и набора высоты суммарная электрическая мощность ТЭ и блока АКБ направляется к инвертору ЭД-60ЦМ. Блок АКБ предназначен для форсирования мощности ЭД-60ЦМ на этих режимах. На крейсерском режиме полета подача электроэнергии на ЭД-60ЦМ производится от ТЭ, при этом ТЭ заряжает блок АКБ посредством DC/DC-конвертера.

Система охлаждения ЭД обеспечивает оптимальный температурный режим работы как ЭД-60ЦМ, так и его инвертора.

САУ ЭСУ как система верхнего уровня осуществляет обмен данными с САУ ЭД-60ЦМ, блоком контакторов, блоком АКБ с СТБ, САУ энергоузла на ТПТЭ, DC/DC-конвертером, системой охлаждения ЭД-60ЦМ, системой охлаждения DC/DC-конвертера. Электропитание САУ ЭСУ обеспечивает низковольтный автономный блок питания.

На рис. 3 штриховыми линиями показаны информационные и управляющие каналы между компонентами ЭСУ, тонкими сплошными линиями – каналы передачи электроэнергии, толстыми сплошными линиями – механическая или гидравлическая часть системы охлаждения электродвигателя ЭД-60ЦМ и его инвертора.

Формирование облика электрического двигателя – привода воздушного винта

Сформированы основные требования к электродвигателю, предназначенному для вращения воздушного винта:

- тип двигателя – бесколлекторный радиальный с внешним ротором или аксиальный (дисковый) на постоянных магнитах;
- охлаждение – жидкостное;
- максимальная кратковременная мощность на валу (не более 2 мин) 80 кВт;
- максимальная продолжительная механическая мощность на валу 60 кВт;
- частота вращения ротора на максимальном продолжительном режиме 1950...2100 об/мин;
- механическая мощность на валу на крейсерском режиме полета 30 кВт (длительно);
- частота вращения ротора на крейсерском режиме полета 1700...1800 об/мин;

– питание инвертора ЭД для ЭСУ на АКБ – постоянный ток напряжением 270 В;

– питание инвертора ЭД для ЭСУ на ТПТЭ – постоянный ток напряжением 165 В (определяется вольт-амперной характеристикой ТПТЭ).

С учетом указанных требований сформирован разный облик ЭД. Были рассмотрены радиальные и аксиальные машины, с распределенным и зубцовым типом обмоток, с применением традиционной электро-технической стали типа 2421 и кобальтовой стали типа 49К2ФА, с применением магнитной сборки Хальбаха. Были выполнены электромагнитные, тепловые и прочностные расчеты в соответствии с методикой, представленной в [10]. По результатам расчетов с учетом достижения минимальной массы, максимального КПД, максимальной технологичности и минимальной стоимости изготовления была выбрана конструкция активной части с зубцовой обмоткой, традиционной магнитной сборкой (не сборкой Хальбаха), с применением традиционной стали 2421 толщиной 0,18 мм. Тип постоянных магнитов – SmCo, остаточная индукция 0,8 Тл (при температуре 100°C), напряженность около 650 кА/м. С целью уменьшения тепловых потерь постоянные магниты выполнены шихтованными в аксиальном направлении. В качестве материала для яра ротора выбрана сталь 30ХГСА.

Тепловые расчеты показали, что оба электрических двигателя могут неограниченное время работать при выходной мощности 60 кВт. При расходе охлаждающей жидкости 12 л/мин температура обмоток не превысит 125°C при допустимой 220°C.

С учетом выбранной электромагнитной схемы и типа охлаждения разработана 3D-модель электродвигателя (рис. 4). Крутящий момент ЭД передается на воздушный винт через корпус «внешнего ротора». Постоянные магниты приклеиваются к внутренней поверхности яра ротора, выполненного из стали

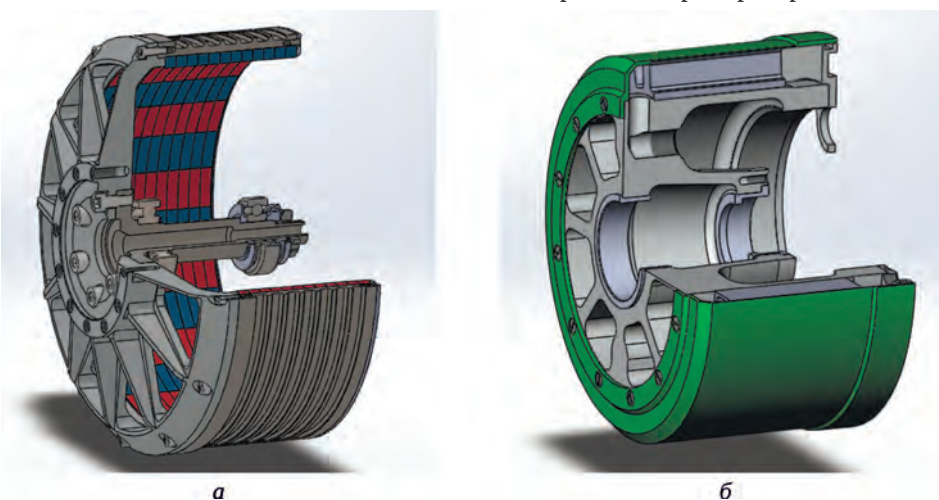


Рис. 4. 3D-модель ротора (а) и статора (б) электродвигателя мощностью 60 кВт

30ХГСА. Вал ротора опирается на два подшипника: передний – радиального типа, задний – радиально-упорный.

Основа статора выполнена из сплава Д16Т. Для установки подшипников в статор запрессованы стальные вставки. Кроме того, в статоре выполнены каналы для подачи охлаждающей жидкости в переднюю его часть. Магнитопровод статора и медные обмотки помещены в замкнутый объем, сформированный стаканом, выполненным из композиционных материалов.

Проектная масса электродвигателя с учетом корпусных и крепежных деталей составляет 24,5 кг.

ЭД-60ЦМ является синхронной электрической машиной на постоянных магнитах. Для его работы требуется инвертор, осуществляющий коммутацию фаз в соответствии с текущим положением ротора. Основные технические требования к инвертору:

- входное напряжение постоянного тока 160...380 В;
- максимальный фазный ток 600 А;
- максимальная электрическая частота переключения фаз 550 Гц;
- напряжение питания логической части 12...24 В;
- гальваническая развязка питания силовой и логической части;
- возможность работы как в датчиковом, так и в бездатчиковом режиме;
- воздушное или жидкостное охлаждение;
- обмен данными по информационным каналам CAN, RS485, UART;
- наличие защиты по току, температуре.

Сформирован облик инвертора на основе микроконтроллера STM32F405RGT6 и IGBT-модулей FF600R07ME4-B11 (три штуки) и драйверов 2SP0115T2A0-12. Схема инвертора позволяет работать

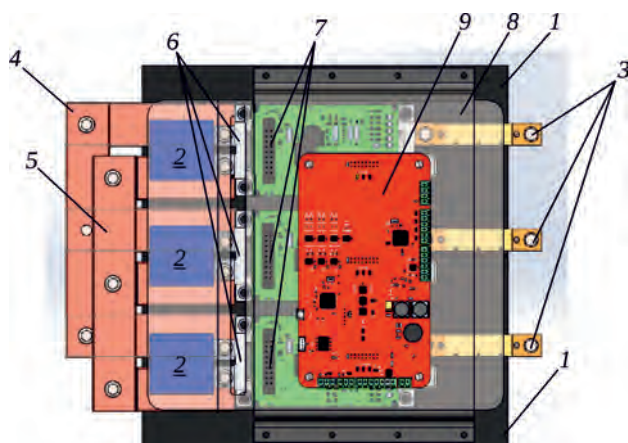


Рис. 5. 3D-модель инвертора:

- 1 – радиатор охлаждения; 2 – конденсаторы; 3 – фазовые токовые шунты; 4 – шина питания «-»; 5 – шина питания «+»; 6 – IGBT-модули FF600R07ME4-B11; 7 – драйверы IGBT-модулей 2SP0115T2A0-12; 8 – помехозащитный экран; 9 – плата управления

как с датчиками положения ротора (магнитные или оптические энкодеры, вращающиеся трансформаторы или датчики Холла), так и в бездатчиковом режиме работы. В бездатчиковом режиме положение ротора определяется по наведенной электродвижущей силы в свободной фазе или по фазным токам. С аппаратной точки зрения была обеспечена максимальная модульность и ремонтпригодность конструкции. IGBT-ключи и драйверы могут быть заменены на более мощные или более современные модули в аналогичных стандартизированных корпусах. Концепция облика инвертора сформирована для трех отдельных проектов: макетный образец для лабораторных испытаний, промышленный образец в герметичном корпусе с воздушным охлаждением и аналогичный вариант с жидкостным охлаждением. Рассчитан температурный режим. Защитные решения в инверторе представляют собой гальваническую развязку силовой и управляющей части по всем напряжениям, кроме сигналов датчиков тока. Масса инвертора ЭД-60ЦМ составляет не более 4 кг. 3D-модель инвертора представлена на рис. 5.

Для обеспечения эффективного отвода тепла от обмоток электродвигателя ЭД-60ЦМ и инвертора расчетной максимальной мощностью 80 кВт спроектирована жидкостная система охлаждения закрытого типа с принудительной циркуляцией охлаждающей жидкости. Система охлаждения включает в себя: радиатор, циркуляционный насос, фитинги, тройники, соединительные патрубки и шланги разного диаметра. Она отличается малым весом благодаря применению компактного алюминиевого радиатора (габаритные размеры 325 × 105 × 75) и облегченного (масса 0,4 кг), высокопроизводительного циркуляционного насоса с номинальным расходом 12 л/мин.

Формирование облика АКБ с СТБ и энергоузла на основе ТПТЭ

Сформирован облик и произведен расчет характеристик АКБ с СТБ для двух схем ЭСУ сверхлегкого самолета (см. рис. 3). В АКБ используются литий-ионные аккумуляторные ячейки Sony VTC6 номинальной емкостью 3 А·ч. С учетом массы корпусов и токопроводящих шин масса блока АКБ для схемы ЭСУ на рис. 3,а составляет около 100 кг, что обеспечивает примерно 30 мин крейсерского полета. Для схемы ЭСУ на ТЭ (рис. 3,б) масса АКБ составляет около 25 кг. В качестве СТБ выбрана наиболее простая схема с проточным воздушным охлаждением. Для его реализации в обтекателе мотогондолы сделаны воздухозаборники, направляющие поток воздуха за воздушным винтом в АКБ. Для данной схемы выполнено численное моделирование течения воздуха и определена степень неравномер-

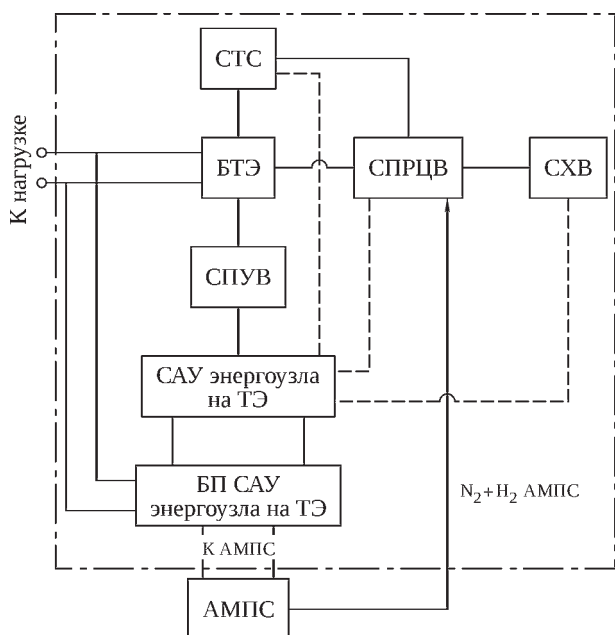


Рис. 6. Схема энергоузла на ТПТЭ маршевой ЭСУ

ности и уровни нагрева аккумуляторных ячеек. Наилучшие расчетные характеристики продемонстрировала СТБ с поперечно-наклонным расположением блоков и асимметричным отбором/ сбросом охлаждающего воздуха относительно оси ЛА.

Ключевыми элементами энергоузла на основе ТПТЭ являются собственно батарея топливных элементов (БТЭ), представляющая собой сборку из множества мембранно-электродных блоков (ячеек), и система, обеспечивающая ее функционирование. Данная БТЭ разрабатывается совместно специалистами ИПХФ РАН и ЦИАМ.

Основными элементами энергоузла на основе ТПТЭ (рис. 6), кроме непосредственно БТЭ, являются:

- система хранения водорода (СХВ);
- система подачи и рециркуляции водорода (СПРЦВ);
- система подачи увлажненного воздуха (СПУВ);
- система термостатирования БТЭ (СТС);
- САУ энергоузла;
- низковольтный блок питания САУ энергоузла.

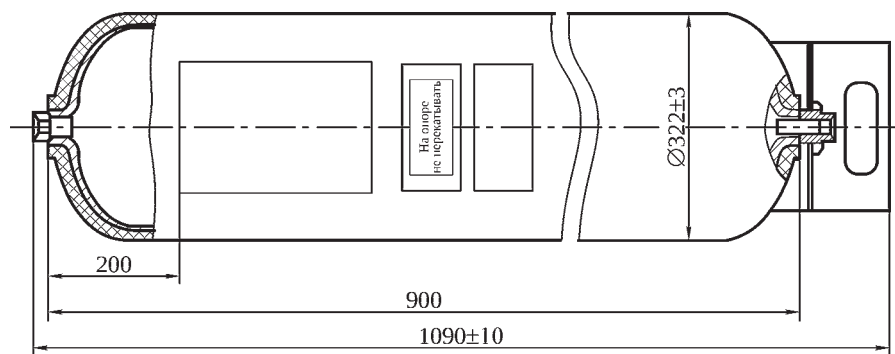


Рис. 7. Схема баллона ЗАО «НПП «Маштест» с рабочим давлением 400 бар и объемом 50 л

Система хранения водорода обеспечивает его безопасное хранение и подачу на вход СПРЦВ. В состав СХВ входят:

- два водородных баллона;
- два регулятора высокого давления.

Для обеспечения полета сверхлегкого самолета с точки зрения массогабаритных характеристик и удобства расположения в салоне ЛА целесообразно установить два композитных баллона объемом по 50 л с металлическим лейнером российского производителя – ЗАО «НПП «Маштест» (рис. 7), рассчитанных на рабочее давление 400 бар. Баллон имеет массу 38,5 кг, диаметр 322 мм и длину 1090 мм. Температура эксплуатации баллона лежит в пределах $-40...+50^{\circ}\text{C}$, разрывное давление составляет 1130 бар. В двух таких баллонах при давлении 400 бар при температуре 20°C содержится 2,63 кг водорода.

Сформирован облик и произведен расчет характеристик основных элементов СПРЦВ, СПУВ и СТС в составе системы обеспечения функционирования БТЭ для маршевой ЭСУ на ТПТЭ.

Основными структурными элементами СПРЦВ с расчетными минимальными массогабаритными характеристиками являются:

- теплообменник-влагоотделитель;
- теплообменник-подогреватель;
- струйный аппарат стартовый;
- струйный аппарат маршевый;
- блок автоматического управления;
- функциональное оборудование и арматура (датчики давления, влажности и температуры, электромагнитные клапаны и преобразователи, шланги и др.);
- низковольтный блок питания.

Расчетная масса СПРЦВ составляет около 15 кг с энергопотреблением на собственные нужды около 0,5 кВт.

Система подачи увлажненного воздуха включает в себя следующие основные элементы:

- воздушный фильтр;
- компрессор на газовых подшипниках со встроенным электромотором;
- инвертор электромотора компрессора;

– помпа системы жидкостного охлаждения компрессора и инвертора;

– радиатор «жидкость – воздух» с вентилятором для поддержания оптимальной температуры электромотора и инвертора;

– радиатор «воздух – воздух» с вентилятором для охлаждения закомпрессорного воздуха;

– увлажнитель воздуха;

– электронагреватель малой мощности для прецизионного контроля точки росы воздуха;

– влагоотделитель;

– функциональное оборудование и арматура (датчики давления, влажности и температуры, измеритель расхода воздуха, электромагнитные клапаны и преобразователи, шланги и др.).

Расчетная масса СПУВ составляет около 27 кг, энергопотребление на собственные нужды – около 4,3 кВт.

Основные элементы системы термостатирования:

– расширительный бачок (компенсационная емкость для воды);

– электронагреватель;

– радиатор охлаждения «вода – воздух»;

– вентилятор радиатора охлаждения;

– водяной насос;

– фильтр деионизирующий;

– клапан трехходовой электромагнитный;

– функциональное оборудование и арматура (датчики давления и температуры, измеритель расхода воды, трубы).

Расчетная масса СТС составляет около 25 кг, энергопотреблением на собственные нужды – около 2,5 кВт.

САУ энергоузла на ТПТЭ осуществляет обмен и управление потоками данных со всех датчиков системы обеспечения функционирования БТЭ и осуществляет реализацию команд САУ ЭСУ. Система осуществляет запуск БТЭ от аэродромной автономной мобильной пусковой системы (АМПС), выход на штатный режим работы БТЭ, обеспечивает плавное изменение режимов работы БТЭ, включая штатный и аварийный останов БТЭ.

АМПС предназначена для предварительного разогрева СТС путем подачи электроэнергии к контуру СТС, что необходимо для экономии электроэнергии АКБ составе ЭСУ. Также она обеспечивает экономию водорода на борту при запуске БТЭ в «холодном» состоянии, когда требуется выполнять продувки азотно-водородной смесью и осуществлять прогрев.

Сформированы облики и разработаны структурные схемы САУ для двух схем ЭСУ сверхлегкого самолета (см. рис. 3).

В имитационной среде моделирования SimInTech созданы модели двух вариантов ЭСУ – с питанием на всех режимах полета только от АКБ и с питанием

от БТЭ совместно с АКБ. Результаты моделирования позволяют предсказывать поведение ЭСУ в процессе работы (имитация полета самолета по заданному профилю), а также отлаживать алгоритмы автоматической системы управления.

Предварительное имитационное моделирование полета самолета с ЭСУ по заданному профилю показало, что продолжительность полета сверхлегкого самолета с ЭСУ на основе АКБ составит примерно 27 мин, а с ЭСУ на основе БТЭ – около 72 мин.

Размещение элементов ЭСУ на самолете «Сигма-4»

Разработаны 3D-модели вариантов компоновки электрической СУ на самолете «Сигма-4». Основным условием при разработке была минимизация доработки исходной конструкции самолета, что обеспечивается модульностью компоновки самолета. На те же посадочные места вместо снимаемой моторамы поршневого двигателя Rotax912 ставится новая моторама, представляющая собой коробчатую конструкцию из алюминиевого сплава Д16Т (рис. 8). Основу этой конструкции составляют две боковые балки из листа толщиной 6 мм, выполненные с выфрезерованными отверстиями для облегчения.

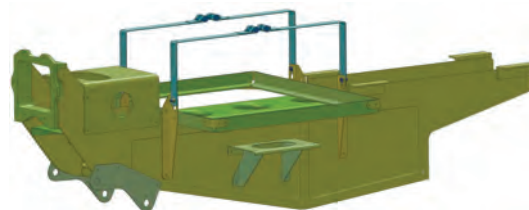


Рис. 8. Моторама с элементами крепления компонентов ЭСУ

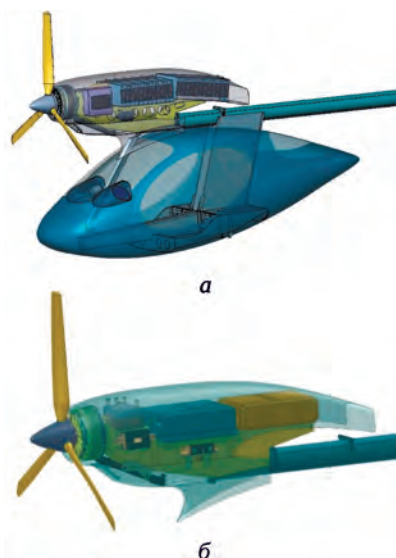


Рис. 9. Компоновка элементов ЭСУ на основе АКБ (а) и ТПТЭ (б) на мотораме



Рис. 10. Размещение двух баллонов по 50 л

На мотораме, кроме электродвигателя с воздушным винтом, могут быть установлены элементы ЭСУ на основе АКБ (рис. 9,а) или на основе ТПТЭ (рис. 9,б).

Для варианта ЭСУ на основе БТЭ баллоны с водородом располагаются в кабине, в багажном отсеке. При установке двух баллонов по 50 л сохраняется возможность размещения в кабине, кроме пилота, еще и пассажира (рис. 10).

В кабине, кроме баллонов, устанавливаются также пульт управления ЭСУ, планшет с индикацией параметров, датчик положения рычага управления двигателем и др.

Таким образом, компоновка ЭСУ на самолете «Сигма-4» обеспечивается без доработки его типовой конструкции и возможна на любом экземпляре, в том числе временно. Кроме того, сохранены дизайн самолета «Сигма-4» и его аэродинамика. Ожидается некоторое улучшение аэродинамических характеристик в связи с уменьшением миделя капота.

Литература

1. Клочков В.В., Варюхин А.Н. Эффективность применения альтернативных силовых установок в авиации // Энергия: экономика, техника, экология. 2018. № 11. С. 42–49.
2. Alpha Electro // Pipistrel: сайт / Pipistrel USA. URL: <https://www.pipistrel-usa.com/alpha-electro>.
3. ENFICA-FC: Design of Transport Aircraft Powered by Fuel Cell & Flight Test of Zero Emission 2-Seater Aircraft Powered by Fuel Cells Fueled by Hydrogen / G. Romeo, F. Borello, G. Correa, E. Cestino // Intern. J. of Hydrogen Energy. 2013. Vol. 38, iss. 1. P. 469–479.
4. HY4 – Technology // HY4: Delivering the Future: сайт / H2Fly, DLR, Hydrogenics etc. URL: www.Hy4.org/hy4-technology.
5. Использование топливных элементов в беспилотных летательных аппаратах / Ю.А. Добровольский, А.В. Валиев, Д.В. Кантемиров, О.Д. Селиванов, А.В. Левченко, В.И. Павлов // Альтернативная энергетика и экология: международ. науч. журн. 2013. № 10 (132). С. 23–27.
6. Расчетные исследования в обеспечение выбора принципиальной схемы и рациональных параметров стендового демонстратора бортовой энергетической установки на твердотопливном топливном элементе / И.С. Аверьков, А.В. Байков, В.С. Захарченко, О.Д. Селиванов // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22, № 1 (79). С. 36–43.
7. Расчетные исследования по оценке эффективности применения электрической силовой установки на базе топливных элементов применительно к легкому вертолету / В.С. Захарченко, О.Д. Селиванов, П.С. Сунцов, Д.Я. Рахманкулов // Вестник УГАТУ. 2018. Т. 22, № 1 (79). С. 83–89.
8. Купить самолет Сигма: сайт / Cofrance SARL. URL: <https://sigma-avia.ru>.
9. Силовой многофазный импульсный преобразователь для гибридных летательных аппаратов / Варюхин А.Н., Гордин М.В., Захарченко В.С., Маланичев В.Е., Малашин М.В., Мошкунев С.И., Небогаткин С.В., Хомич В.Ю., Шершунова Е.А. // Изв. РАН. Энергетика. 2019. № 6. С. 121–129.
10. Исмагилов Ф.Р., Хайруллин И.Х., Вавилов В.Е. Высокооборотные электрические машины с высококоэрцитивными постоянными магнитами: учеб. пособие. М.: Инновационное машиностроение, 2017. 248 с.

Заключение

В работе проведен анализ характеристик доступных в России пилотируемых сверхлегких самолетов, потенциально подходящих для размещения в них электрической силовой установки, содержащей водородный топливный элемент и аккумуляторную батарею в качестве энергоисточника. По критерию минимальной доработки исходной конструкции в качестве наиболее подходящего был выбран самолет «Сигма-4».

Сформированы облики и разработаны принципиальные схемы маршевой ЭСУ на основе АКБ и БТЭ, которые наиболее полно удовлетворяют предъявленным требованиям и ограничениям.

Созданы модели двух вариантов ЭСУ в имитационной среде моделирования SimInTech, и проведено предварительное имитационное моделирование полета самолета с ЭСУ по заданному профилю, которое показало, что продолжительность полета сверхлегкого самолета с ЭСУ на основе АКБ и на основе БТЭ составит соответственно ~ 27 и ~ 72 мин.

Разработаны 3D-модели вариантов компоновки ЭСУ на самолете «Сигма-4» с учетом минимизации доработок исходной конструкции самолета.

В ближайшей перспективе планируется разработка конструкторской документации, изготовление и испытания (стендовые и летные) ЭСУ на основе АКБ и БТЭ для сверхлегкого самолета.

References

1. Klochkov V.V., Variukhin A.N. Effektivnost' primeneniia al'ternativnykh silovykh ustanovok v aviatsii [Effectiveness of using alternative power plants in aviation]. Energy: economics, engineering, ecology, 2018. No. 11. P. 42–49.
2. Alpha Electro // Pipistrel: website of Pipistrel USA. URL: <https://www.pipistrel-usa.com/alpha-electro>.
3. ENFICA-FC: Design of Transport Aircraft Powered by Fuel Cell & Flight Test of Zero Emission 2-Seater Aircraft Powered by Fuel Cells Fueled by Hydrogen / G. Romeo, F. Borello, G. Correa, E. Cestino // Intern. J. of Hydrogen Energy. 2013. Vol. 38, iss. 1. P. 469–479.
4. HY4 – Technology // HY4: Delivering the Future: сайт / H2Fly, DLR, Hydrogenics etc. URL: www.Hy4.org/hy4-technology.
5. Ispol'zovanie toplivnykh elementov v bespilotnykh letatel'nykh apparatakh [Application of fuel cells in unmanned aerial vehicles]. Iu.A. Dobrovolskii, A.V. Valiev, D.V. Kantemirov, O.D. Selivanov, A.V. Levchenko, V.I. Pavlov. Alternative energy and ecology: international scientific journal, 2013. No. 10 (132). P. 23–27.
6. Raschetnye issledovaniia v obespechenie vybora printsipial'noi skhemy i ratsional'nykh parametrov stendovogo demonstratora bortovoi energeticheskoi ustanovki na tverdogopolimernom toplivnom elemente [Numerical research to ensure selection of design scheme and efficient parameters of test bench demonstrator of on-board power plant with solid polymer fuel cells]. I.S. Aver'kov, A.V. Baikov, V.S. Zakharchenko, O.D. Selivanov. Vestnik USATU, 2018. Vol. 22. No. 1 (79). P. 36–43.
7. Raschetnye issledovaniia po otsenke effektivnosti primeneniia elektricheskoi silovoi ustanovki na baze toplivnykh elementov primenitel'no k legkomu vertoletu [Numerical research to evaluate effectiveness of using electrical power plant based on fuel cells applied to light helicopter]. V.S. Zakharchenko, O.D. Selivanov, P.S. Suntsov, D.Ia. Rakhmankulov. Vestnik USATU, 2018. Vol. 22. No. 1 (79). P. 83–89.
8. Kupit' samolet Sigma [Purchase Sigma aircraft]: website of Cofrance SARL. URL: <https://sigma-avia.ru>.
9. Silovoi mnogofaznyi impul'snyi preobrazovatel' dlia gibridnykh letatel'nykh apparatov [Multiphase impulse power converter for hybrid aircraft]. Variukhin A.N., Gordin M.V., Zakharchenko V.S., Malanichev V.E., Malashin M.V., Moshkunov S.I., Nebogatkin S.V., Khomich V.Iu., Shershunova E.A. Izvestiya RAN. Energetika. Bulletin of the Russian Academy of Sciences: Power Engineering, 2019. No. 6. P. 121–129.
10. Ismagilov F.R., Khairullin I.Kh., Vavilov V.E. Vysokooborotnye elektricheskie mashiny s vysokokoertsitivnymi postoiannymi magnitami: ucheb. posobie [High-speed electric machines with high-coercivity permanent magnets: textbook]. Moscow: Innovative Engineering, 2017. 248 p.

Материалы получены редакцией 29.06.2020