

УДК 621.33

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОЦЕНКЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА БАЗЕ ТОПЛИВНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ЛЕГКОМУ ВЕРТОЛЕТУ

В. С. ЗАХАРЧЕНКО¹, О. Д. СЕЛИВАНОВ², П. С. СУНЦОВ³, Д. Я. РАХМАНКУЛОВ⁴

¹zvs002@ciam.ru, ²selivanov@ciam.ru, ³suntsov@ciam.ru, ⁴rahmankulov@ciam.ru

ФГУП «Центральный институт авиационного моторостроения имени П.И. Баранова» (ЦИАМ)

Поступила в редакцию 08.08.2017

Аннотация. Проведена доработка методик и математических моделей силовой установки (СУ), позволяющих производить выбор по заданным критериям эффективности конструктивной схемы и основных параметров СУ на базе твердополимерных топливных элементов (ТПТЭ) в составе перспективного вертолета. Оценка возможности эффективного применения в СУ легкого вертолета электрохимического источника электрической энергии на основе водородных ТПТЭ и электрических аккумуляторов вместо авиационного поршневого двигателя показала, что основное влияние на характеристики вертолета оказывают такие параметры СУ на базе ТПТЭ, как заданная мощность, вольтамперная характеристика ячейки топливных элементов (ТЭ), напряжение в ячейке ТЭ и наддув ТЭ.

Ключевые слова: вертолет; винтокрылый летательный аппарат; силовая установка; концепция; облик; топливный элемент; твердополимерный топливный элемент; математическая модель; параметры; эффективность; ЛТХ.

ВВЕДЕНИЕ

Открытие устройства топливного элемента произошло сравнительно давно, в 1838 г. англичанином У. Гровом, однако все большую актуальность приобрело всего несколько десятилетий тому назад. Это связано главным образом с истощением запасов топлива и ухудшением экологической ситуации. Развитие технологий топливного элемента и водородной энергетики в целом на сегодня является одним из перспективных научно-технических направлений развития экономики, стремительно завоевывающий рынки малой, автономной энергетики.

Существуют достижения развития данных технологий в авиации. В течение последнего десятилетия были построены и в 2008–2015 гг. испытаны в полете 3 легких экспериментальных пилотируемых самолета с электрическими маршевыми двигателями на основе водородных ТЭ: в США – Dimona фирмы Boeing, в Германии – Antar-

es – DLR и в Италии – ENFICA-FC – группой фирм в рамках 6 рамочной европейской программы. Количество же созданных в мире беспилотных ЛА с энергетическими установками на базе ТЭ приближается к двум десяткам.

В Центральном институте авиационного моторостроения им. П. И. Баранова работы в области авиационных энергоустановок различного назначения на основе ТЭ проводятся на протяжении последних 7...10 лет.

В результате этих работ были сформулированы концепция и облик маршевой СУ для беспилотных летательных аппаратов (БЛА), обеспечивающей существенное (в 3...4 раза) увеличение дальности и продолжительности полета, выявлены критические для отечественной промышленности узлы такой СУ (батарея ТЭ, бак для хранения водорода, используемого в качестве топлива), сформулированы требования к ним, проанализированы возможности отечественных

разработчиков среди институтов РАН и промышленности.

Существуют несколько типов ТЭ, например, топливные элементы на основе ортофосфорной (фосфорной) кислоты, топливные элементы на основе расплавленного карбоната, твердотельные оксидные топливные элементы, щелочные топливные элементы. ТПТЭ нашли сегодня наибольшее применение в транспортных приложениях (почти 100% всех автомобилей, работающих на водороде), в качестве первичных и резервных источников энергии, в портативной электронике. В настоящее время технология активно развивается под покровительством автомобильной отрасли. Наибольших успехов здесь добилась компания Toyota. С 2015 г. серийно выпускается модель Mirai. В планах компании – серийный выпуск грузовиков на ТПТЭ.

ТПТЭ являются одними из перспективных типов электрохимических источников электрической энергии, способных генерировать достаточно высокие удельные мощности (от 0,5 кВт/кг до 2,0 кВт/кг, а в перспективе и до 4,0 кВт/кг) [1].

В качестве электролита в таких топливных элементах используется полимерная мембрана толщиной порядка 0,1–0,2 мм. В большинстве случаев для этого используется NAFION или его аналоги. Восстановителем выступает чистый водород, окислителем – кислород или воздух, причем максимально допустимая доля примесей окиси углерода должна быть не более 10...100 мг/кг [2, 3]. Система электропитания на ТПТЭ включает в себя следующие компоненты: низкотемпературный водород-воздушный топливный элемент (генератор), емкость с источником водорода («топливный бак» или баллон), систему увлажнения и подогрева подаваемого водорода, систему охлаждения и систему управления. Подобные системы имеют следующие характеристики:

- быстрый старт (до 2 мин);
- диапазон температур гарантированного «холодного» запуска 0...+50°C;
- диапазон рабочих температур –20...+50°C;

- высокий КПД (до 60% по электричеству, по низшей теплотворной способности водорода),

- автомасштабирование выходной мощности в реальном времени в зависимости от подключенной нагрузки;

- надежность (малое количество подвижных деталей и отсутствие разрядки в режиме ожидания);

- отсутствие шумов;

- блочно-модульное построение, позволяющее масштабировать мощность и энергоемкость без значительных конструктивных изменений – для удовлетворения широкого спектра требований потребителей.

В последние годы удалось существенно снизить содержание платины в катализаторе, что снизило стоимость ТПТЭ. На сегодняшний день наиболее сложной деталью, в первую очередь определяющей как стоимость, так и удельный вес конструкции, являются биполярные пластины. Эта деталь должна иметь внутренние и внешние с двух сторон каналы. По внутренним каналам циркулирует охлаждающая жидкость или воздух. По внешним каналам, которые прилегают к пористому углеродному электроду, поступает водород с одной стороны и воздух с другой стороны. По каналу с воздухом выходит водяной пар.

Удельная энергия существующих топливных элементов с учетом их массы и массы системы хранения водорода составляет 600–800 Вт·ч/кг (в перспективе 1000 Вт·ч/кг и более), что в несколько раз выше удельной энергии литий-ионных аккумуляторов. Это позволяет рассматривать их в качестве перспективного источника электрической энергии в составе полностью электрических силовых установок летательных аппаратов.

Основной задачей данной работы является оценка текущего состояния уровня технологий в полностью электрифицированной авиации и определение требований к СУ на основе ТЭ, сопоставимой с двигателями внутреннего сгорания – авиационного поршневого двигателя (АПД). Данное исследование предназначено для дальнейшего развития перспектив в области электрификации ЛА с целью частичного решения гло-

бальной энергетической и экологической проблем с учетом мировых требований.

С этой целью в данной работе получила дальнейшее совершенствование методика оценки эффективности СУ перспективных винтокрылых ЛА, а также проведен сравнительный анализ эффективности применения различных схем и основных параметров СУ на базе ТПТЭ в системе перспективного вертолета.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

Для проверки работоспособности методики был предварительно сформирован облик перспективного вертолета и его силовой установки на базе АПД при заданных основных тактико-технических требованиях (ТТТ):

- $G_{цн} = 100$ кг – масса целевой (коммерческой) нагрузки;
- $L_{max} = 330$ км – максимальная дальность полета при заданной $G_{цн}$;
- $L_{max} = 550$ км – максимальная дальность полета с дополнительным топливным баком (масса топлива 30 кг) и без целевой (коммерческой) нагрузки;
- $H_{ст} = 1000$ м – высота статического потолка;
- $H_{дин} = 4200$ м – высота динамического потолка;
- $V_{max} = 190$ км/ч – максимальная скорость полета;
- прототип авиационного поршневого двигателя для силовой установки – АПД Lycoming 0-360-J2A со следующими параметрами:
 - 1) $\gamma_{э} = 0,92$ кг/л.с. – удельная масса двигателя;
 - 2) $C_{e_{max}} = 0,23$ кг/(л.с.·ч) – удельный расход топлива на взлетном режиме;
 - 3) $C_{e_{кр}} = 0,20$ кг/(л.с.·ч) – удельный расход топлива на крейсерском режиме.

Расчеты проводились с заданными значениями окружной скорости на концах лопастей несущего винта (НВ) – $\omega R = 210$ м/с и удельной нагрузки на ометаемую площадь несущего винта – $p = 131,5$ Н/м² (13,4 кг/м²). Аэродинамическое и массовое совершенство

вертолета принимается на уровне ближайшей перспективы (2020 г.).

Оценка эффективности силовой установки на основе ТПТЭ в составе вертолета проводилась на основе анализа его летно-технических характеристик. В качестве показателей эффективности выбирались следующие параметры:

- дальность полета вертолета по типовому профилю;
- продолжительность полета $t_{п}$, ч;
- средний часовой расход топлива по профилю полета $Q_{т}$, кг/ч.

В качестве ограничивающих параметров принимались:

- взлетная масса G_0 вертолета;
 - масса целевой нагрузки $G_{цн}$.
- В состав СУ на базе ТПТЭ входят:
- аккумулятор;
 - ТПТЭ с периферийными устройствами;
 - компрессор;
 - водородный топливный бак – баллоны высокого давления;
 - электродвигатели привода компрессора, несущего и рулевого винтов с редукторами и блоками управления.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ

Предварительные исследования показывают, что при заданных тактико-технических требованиях взлетная масса вертолета составит $G_0 \approx 620$ кг с потребной мощностью СУ, равной $N_{e_{max}} \approx 126$ л.с. Значение крейсерской скорости полета составило 177 км/ч, соответствующая ей потребная мощность СУ – 93 л.с. при полете по заданному профилю.

Сформированный облик перспективного винтокрылого ЛА (ВКЛА) одновинтовой схемы с рулевым винтом и его силовой установки на базе авиационного поршневого двигателя будет принят за «базовый», и все дальнейшие сравнительные оценки будут проводиться относительно этого базового ВКЛА.

Затем разработана концепция облика перспективного ВКЛА одновинтовой схемы с рулевым винтом с силовой установки на базе ТПТЭ.

Из состава базового ВКЛА удалены:

- двигатель;
- трансмиссия;
- системы двигательной установки;
- топливная система с топливом.

В состав базового ВКЛА добавлены:

- источники энергии – ТПТЭ и литий-ионная аккумуляторная батарея;
 - топливо – чистый водород с хранением в баллонах высокого давления;
 - периферийные устройства – устройства охлаждения батареи, устройства подготовки воздуха, инверторы-преобразователи тока, системы контроля и управления;
 - электроприводы – электродвигатели для привода несущего и рулевого винтов с редукторами и блоками управления.

Для определения массово-габаритных и эксплуатационных характеристик СУ на базе ТПТЭ были определены требуемые мощности источников энергии и электроприводов.

Размерность аккумулятора выбиралась исходя из условия непрерывной работы с заданной мощностью в течение 10 мин.

ТПТЭ рассчитывался на максимальную располагаемую мощность, равную 81 кВт (~110 л.с.), и выходное напряжение $V = 250$ В. Данная располагаемая мощность ТПТЭ обеспечивает поддержание равномерного установившегося полета в крейсерских условиях потребителей электроэнергии и зарядку аккумулятора в полете. В работе рассматривались два варианта ТПТЭ, отличающиеся характером протекания вольт-амперных характеристики ячейки (рис. 1 и 2): соответственно ТПТЭ вариант 1 (сокр. В1) [2] и вариант 2 (сокр. В2) [3]. Периферийные устройства включают устройства жидкостного охлаждения батареи, устройства подготовки воздуха (блоки подогрева и увлажнения), системы контроля и управления. Масса периферийных устройств в данной работе определяется в зависимости от мощности ТПТЭ.

Компрессор с приводом от электродвигателя предназначен для подачи воздуха в ТПТЭ с избыточным давлением. Расчет массово-габаритных характеристик компрессора проводился в зависимости от требуемой мощности и расхода воздуха.

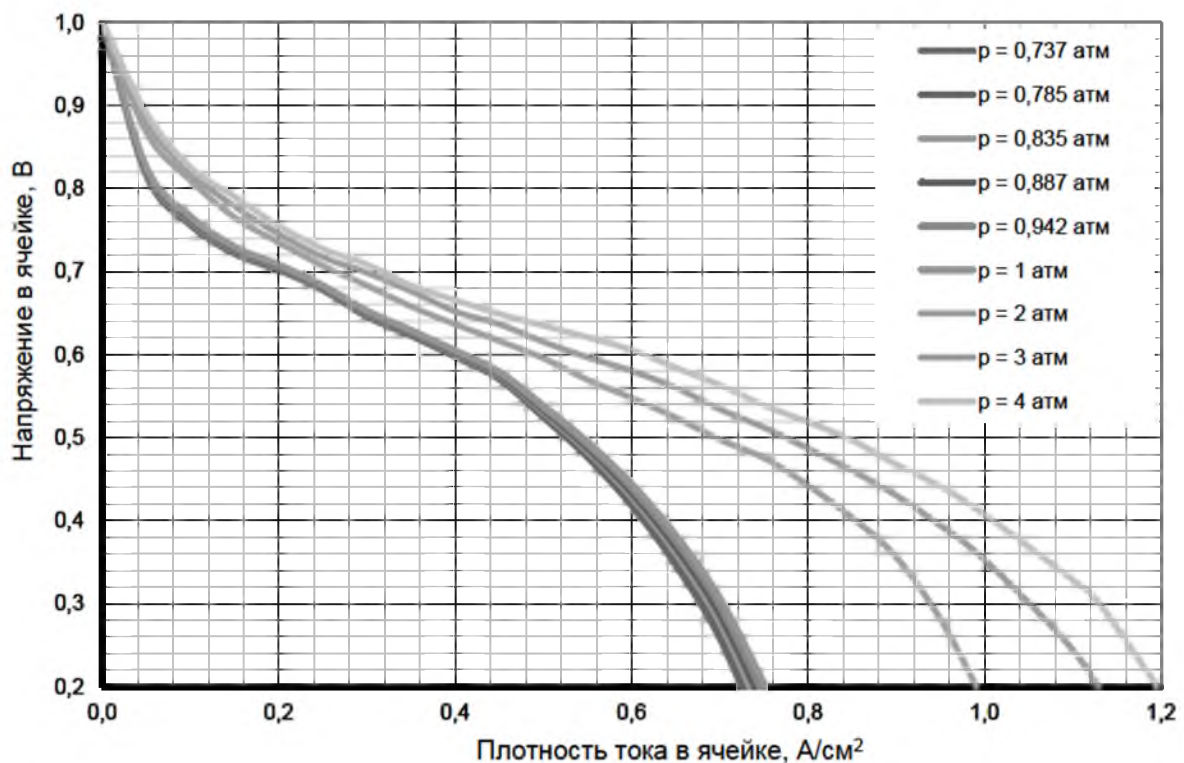


Рис. 1. Вольт-амперные характеристики ячейки ТЭ В1 в зависимости от давления подаваемого воздуха

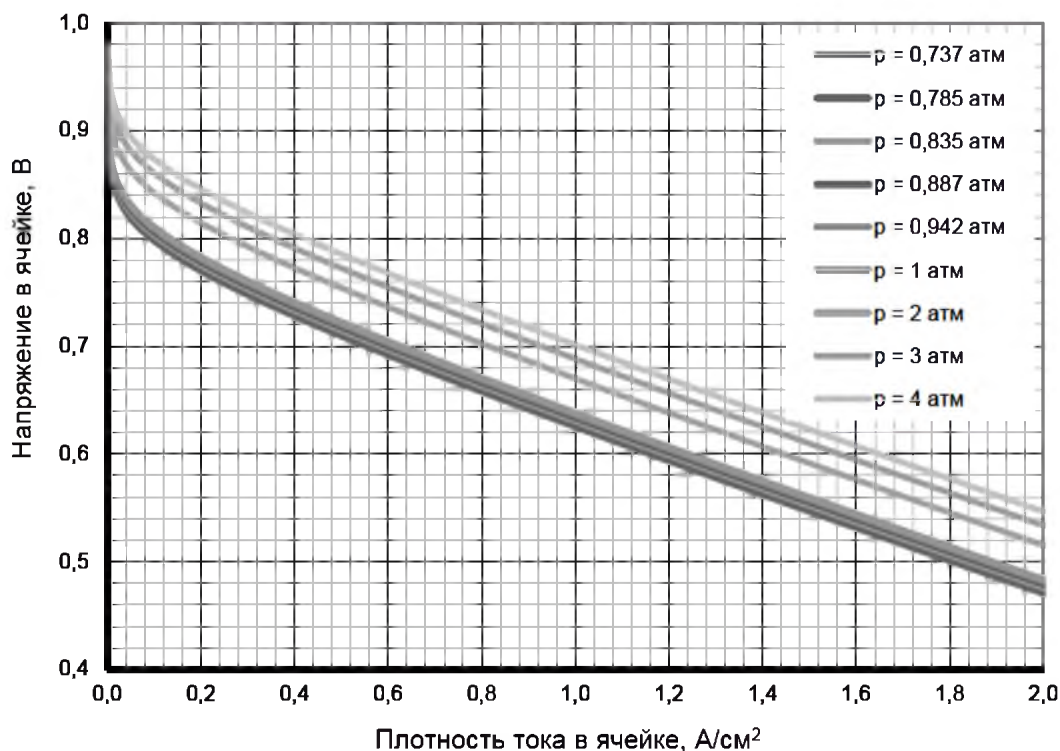


Рис. 2. Вольт-амперные характеристики ячейки ТЭ В2 в зависимости от давления подаваемого воздуха

Расчет массово-габаритных характеристик баллона для хранения чистого водорода производился из условий, что давление зарядки составляет 350 атм. и удельная масса содержания водорода в баллоне равна

$$0,0786 \frac{\text{кг}_{\text{H}_2}}{\text{кг}_{\text{пуст. бал}}}$$

Исходный запас топлива G_{T0} определялся из расчета массового баланса для заданного взлетного веса вертолета G_0 и заданной массы целевой нагрузки $G_{цн}$. При этом размерность баллона для хранения топлива (водорода) считалась в зависимости от массы топлива G_{T0} .

Исходные данные по уровням развития электрических элементов гибридной СУ и методики расчета массово-габаритных характеристик аккумуляторов и силовых приводов проводились на основе работ, ранее проведенных в ЦИАМ.

Как можно видеть из рис. 1 и 2, мощность ТПТЭ увеличивается с увеличением давления подаваемого воздуха (при соответствующем повышении давления водорода). Поэтому оценка эффективности силовой установки на основе ТПТЭ в составе вертолета проводилась для ряда вариантов

СУ, различающихся не только типом ТПТЭ (В1 и В2), но и давлением подаваемого компрессором воздуха. Результаты оценки представлены в табл. 1.

Из табл. 1 видно, что максимальная дальность полета вертолета с СУ на базе ТПТЭ В1 меньше на $\approx 53\%$, а с СУ на базе ТЭ В2 – меньше на $\approx 25\%$ по сравнению с максимальной дальностью полета вертолета без коммерческой нагрузки с СУ на базе АПД с установленным дополнительным топливным баком. Если рассматривать максимальную дальность полета вертолета без коммерческой нагрузки с СУ на базе АПД без установки дополнительного топливного бака, то по сравнению с ним дальность полета вертолета с СУ на базе ТПТЭ В2 будет больше на $\approx 25\%$, а вертолета с СУ на базе ТПТЭ В1 будет меньше на $\approx 30\%$. Из табл. 1 также видно, что использование системы наддува воздуха в ТПТЭ, обеспечивающего избыточное давление, приводит к росту массы СУ на базе ТПТЭ обоих типов и, как следствие, к уменьшению дальности полета вертолета.

Сравнительная оценка эффективности СУ на основе ТПТЭ в составе вертолета

Вариант расчета	Без системы наддува, $p = p_H$		С системой наддува					
			$p = 2 \text{ атм}$		$p = 3 \text{ атм}$		$p = 4 \text{ атм}$	
ТПТЭ	B1	B2	B1	B2	B1	B2	B1	B2
Мощность ТЭ, кВт	80,9	80,9	94,6	92,3	107,1	101,5	118,2	109,8
Напряжение в ячейке, В	0,578	0,664	0,598	0,7	0,597	0,719	0,609	0,732
Плотность тока в ячейке, А/см ²	0,447	0,828	0,493	0,815	0,55	0,811	0,589	0,811
Количество ячеек	433	377	418	357	419	348	411	342
Площадь ячеек, см ²	724,1	391,0	766,0	453,0	780,7	500,6	802,6	541,2
Масса ТЭ, кг	82,9	39,1	85,0	42,9	86,7	46,2	87,4	49,0
Масса дополнительного оборудования ТЭ, кг	32	32	37,4	36,5	42,4	40,2	46,7	43,4
Система наддува								
Расход воздуха, кг/с	0	0	0,141	0,118	0,161	0,126	0,174	0,134
Потребная мощность, кВт	0	0	13,7	11,4	26,2	20,6	37,3	28,9
Масса компрессора, кг	0	0	19,4	16,2	22,4	17,6	25,5	19,7
Масса электропривода, кг	0	0	7,5	6,3	14,4	11,3	20,5	15,8
Топливо								
Расчетное давление водорода, атм	350	350	350	350	350	350	350	350
Масса водорода, кг	7,95	11,1	5,07	8,58	3,79	7,57	2,69	6,61
Масса баллона, кг	101,1	141,8	64,5	109,2	48,2	96,3	34,3	84,1
Масса привода НВ и РВ, кг	58	58	58	58	58	58	58	58
Дальность полета, км	256,4	412,1	141,0	288,6	92,9	237,6	61,0	195,1
Продолжительность полета, ч	1,45	2,33	0,80	1,63	0,52	1,34	0,34	1,10
Средний расход топлива за полет, кг/ч	5,2	4,6	6,0	5,0	6,9	5,4	7,4	5,7

Расчетные исследования показывают также, что максимальная дальность полета вертолета с коммерческой нагрузкой с СУ на базе ТПТЭ В2 меньше соответствующей дальности полета вертолета с СУ на базе АД на $\approx 25\%$. А максимальная дальность полета вертолета с коммерческой нагрузки с СУ на базе ТПТЭ В1 составляет всего ≈ 23 км.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе проведен анализ эффективности применения в составе перспективного легкого вертолета СУ на базе ТПТЭ и показано влияние основных параметров данной СУ на ЛТХ вертолета.

Предварительный анализ показывает, что основное влияние на характеристики вертолета оказывают такие параметры СУ на базе ТПТЭ, как заданная мощность, вольт-амперная характеристика ячейки ТЭ, напряжение в ячейке ТЭ и наддув ТЭ.

Сравнительный анализ эффективности применения в составе перспективного вертолета СУ двух возможных вариантов ТПТЭ показал, что:

- в среднем масса батареи ТПТЭ В2 при заданной мощности практически в два раза ниже, чем масса ТПТЭ В1 при тех же мощности и напряжении в ячейке;
- средний часовой расход топлива (водорода) практически не зависит от типа ТЭ, а зависит от заданной мощности и напряжения в ячейке;
- использование на легком вертолете СУ на базе ТПТЭ с наддувом топливной батареи воздухом давлениями 2, 3 и 4 атм до высоты полета ~ 2500 м нецелесообразно, т.к. в этом случае существенно растет масса СУ;
- максимальная дальность полета вертолета без коммерческой нагрузки с СУ на базе ТПТЭ В1 меньше на $\approx 53\%$, а с СУ на базе ТЭ В2 – меньше на $\approx 25\%$ по сравнению с СУ на базе АД с установленным дополнительным баком;

• дальность полета вертолета без коммерческой нагрузки с СУ на базе ТПТЭ В1 меньше на $\approx 30\%$, а с СУ на базе ТПТЭ В2 больше на $\approx 25\%$ по сравнению с СУ на базе АПД без дополнительного бака.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **EG&G Technical Services, Inc.** Fuel Cell Handbook (Seventh Edition). U.S. Department of Energy, 2004, 427 p.
2. **Yan Q., Toghiani H., Causey H.** "Steady State and Dynamic Performance of Proton Exchange Membrane Fuel Cells (PEMFCs) Under Various Operating Conditions and Load Changes" in Journal of Power Sources, vol. 161, no. 1, pp. 492–502, 2006.
3. **Gang L., Huamin Z., Jingwei H., Yunfeng Z., Dongyan Xua.** "Studies of performance degradation of a high temperature PEMFC based on H3PO4-doped PBI" in Journal of Power Sources, pp. 547–552, 2006.

ОБ АВТОРАХ

ЗАХАРЧЕНКО Виктор Савельевич, зам. нач. отдела «Электрические (гибридные) силовые установки, системы и летательные аппараты», канд. техн. наук, доц.

СЕЛИВАНОВ Олег Дмитриевич, гл. науч. сотр. отдела «Оценка эффективности применения силовых установок на ЛА различного назначения», канд. техн. наук.

СУНЦОВ Павел Сергеевич, инженер-конструктор 1 кат. отдела «Электрические (гибридные) силовые установки, системы и летательные аппараты».

РАХМАНКУЛОВ Данил Яхьяевич, инженер 1 кат. отдела «Электрические (гибридные) силовые установки, системы и летательные аппараты».

METADATA

Title: Numerical estimations of electric propulsion system based on fuel cells efficiency in application to light helicopter.

Authors: V.S. Zakharchenko, O.D. Selivanov, P.S. Suntsov, D.Y. Rakhmankulov

Affiliation:

Central Institute of Aviation Motors (CIAM), Russia.

Email: ¹ zvs002@ciam.ru, ² selivanov@ciam.ru, ³ suntsov@ciam.ru, ⁴ rahmankulov@ciam.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 22, no. 1 (79), pp. 83-89, 2018. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: It was completed the refinement propulsion system mathematical models that allows to make a choice according to the specified criteria of constructive scheme efficiency and the main parameters of the propulsion system based on proton-exchange membrane fuel cell (PEMFC) as part of an advanced helicopter. It was made estimations of the possibility to use electrochemical energy source based on hydrogen PEMFC and electric batteries in propulsion system of light helicopter instead of the aircraft piston engine. The conducted studies showed that the main influence on the characteristics of the helicopter based on PEMFC is provided by such parameters as: given power,

current-voltage characteristic of fuel cells (FC) stack, voltage in the FC, and gas pressure in FC.

Key words: helicopter; rotorcraft; power plant; concept; aspect; fuel cell; proton-exchange membrane fuel cell; mathematical model; parameters; efficiency; flight performance.

About authors:

ZAKHARCHENKO, Viktor Savelievich, Deputy Head of Department "Electric (hybrid) power plants, systems and aircrafts", Ph.D., associate professor;

SELIVANOV, Oleg Dmitrievich, Chief Researcher of Department "Assessment of the effectiveness of the use of power plants for aircrafts for various purposes", Ph.D.

SUNTSOV, Pavel Sergeevich, Engineer-constructor of 1 category of department "Electric (hybrid) power plants, systems and aircraft"

RAKHMANKULOV, Danil Yakhyaevich, Engineer of the 1st category of department "Electric (hybrid) power plants, systems and aircraft"