

УДК 621.313.17

DOI 10.46960/2658-6754_2022_1_42

СВЕРХПРОВОДНИКОВЫЕ АВИАЦИОННЫЕ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ МАШИНЫ БОЛЬШОЙ МОЩНОСТИ (ОБЗОР ЗАРУБЕЖНЫХ РАЗРАБОТОК)

Ю.Н. ШумовМосква, Россия
e-mail: lanashum@mail.ru**А.С. Сафонов**Москва, Россия
e-mail: safonov-es@yandex.ru

Представлен обзор зарубежных разработок по созданию сверхпроводниковых авиационных электрических машин большой мощности. Некоторые проекты полностью сверхпроводниковых электрических машин оказываются невыполнимыми из-за больших потерь в сверхпроводниковой обмотке якоря. Поэтому большинство машин проектируются как частично сверхпроводниковые – обмотка возбуждения сверхпроводниковая, обмотка якоря медная. Сверхпроводниковые авиационные электрические машины рассчитаны на частоту вращения в диапазоне 5000...15000 мин⁻¹, и мощность в диапазоне 1...10 МВт. Также представлены проекты авиационных униполярных индукторных генераторов, однако по ряду показателей эти электрические машины уступают синхронным электрическим машинам. Основная тенденция – увеличение удельной мощности сверхпроводниковых авиационных электрических машин.

Ключевые слова: обзор, перспективы развития, полностью сверхпроводниковая машина, проектирование электрической машины, удельная мощность, частично сверхпроводниковая машина.

Для цитирования: Шумов, Ю.Н. Сверхпроводниковые авиационные электрические машины большой мощности (обзор зарубежных разработок) / Ю.Н. Шумов, А.С. Сафонов // Интеллектуальная Электротехника. 2022. № 1. С. 42-60.
DOI: 10.46960/2658-6754_2022_1_42

HIGH POWER SUPERCONDUCTING AIRCRAFT ELECTRICAL MACHINES (OVERVIEW OF FOREIGN DEVELOPMENTS)

Yu.N. Shumov

Moscow, Russia
e-mail: lanashum@mail.ru

A.S. Safonov

Moscow, Russia
e-mail: safonov-es@yandex.ru

Abstract. The article presents an overview of foreign developments on the creation of high-power superconducting aircraft electric machines. A number of projects of fully superconducting electrical machines are not currently feasible due to significant losses in the superconducting anchor winding from alternating current. Therefore, the majority of superconducting aircraft machines are designed as demonstration partially superconducting – the excitation winding is superconducting and the armature winding is copper. Most of the designed superconducting aircraft electrical machines are calculated for a rotational speed in the range of 5000...15000 min⁻¹ and a power in the range of 1...10 MW. Projects of aviation unipolar inductor generators are also presented, but in a number of indicators these electrical machines are inferior to synchronous electrical machines. The main trend in the development of superconducting aircraft electrical machines is increase in specific power.

Keywords: development prospects, electrical machines design, fully superconducting machine, overview, partially superconducting machine, specific power.

For citation: Yu.N. Shumov and A.S. Safonov, “High power superconducting aircraft electrical machines (overview of foreign developments)”, *Smart Electrical Engineering*, no. 1, pp. 42-60, 2022. DOI: 10.46960/2658-6754_2022_1_42

I. Введение

Использование сверхпроводниковых обмоток позволяет снизить массу и габариты электрической машины, а также увеличить КПД. Однако при этом приходится создавать энергозатратную систему охлаждения сверхпроводника и разрабатывать конструкцию электрической машины, часто существенно отличающуюся от традиционной.

Появление сверхпроводниковых электрических машин (СПЭМ), конкурирующих с традиционными по стоимости и надежности, ожидается через 20 лет, по мере развития технологии их производства, снижения стоимости сверхпроводников и холодильного оборудования. В первую очередь, эти машины найдут применение в авиации, так как снижение массы и

габаритов для самолетов дает значительный экономический эффект. Менее перспективны быстроходные электрические машины для энергетики и других сфер применения в промышленности. В области авиационных СПЭМ разработчики создают электрические машины с высокой удельной мощностью порядка $\gamma = 20$ кВт/кг.

Разработкой проектов СПЭМ занимается целый ряд промышленных и академических организаций: *NASA, Boeing, Airbus, Rolls-Royce, Univ. of Tokyo, Kunshu Univ.* (Япония), *Univ. of Manchester* (Великобритания), *Ohio State Univ., Univ. of Illinois, Victoria Univ., HyperMach, Magh. X., Siemens, Univ. of Lorraine* (Франция), *Korea Electrotechnology Research Institute, Center for Advanced Power Systems, General Electric, KIT, Oswald Elektromotoren* (Германия), *Kalsi Green Power Systems* (Новая Зеландия) и др.

СПЭМ мощностью менее 1 МВт планируется использовать в электросамолетах, а более мощные в самолетах, рассчитанных на десятки и сотни пассажиров, и в гибридной системе движения. В настоящее время СПЭМ с учетом сложности и большой массы системы охлаждения уступают традиционным электрическим машинам, в частности, синхронным машинам с постоянными магнитами (СМПМ) и отсутствуют на рынке. Если при оценке удельной мощности СМПМ учитывать массу системы криоохлаждения, то окажется, что многие СПЭМ по этому показателю будут уступать СМПМ.

II. Электрические машины классического исполнения

HPDM Technologies (США) разработала электродвигатель типа *HPDM-250*, синхронный с возбуждением от постоянных магнитов, причем в электродвигатель встроен инвертор [1]. Назначение – электросамолеты. Основные данные электродвигателя: мощность $P = 200$ кВт, максимальная мощность $P_{\max} = 250$ кВт, частота вращения $n = 20000$ мин⁻¹, коэффициент полезного действия $\eta = 96,7$ %, масса $G = 15$ кг, $\gamma = 13$ кВт/кг, габаритный диаметр $D = 207$ мм, габаритная длина $L = 235$ мм. По желанию заказчика предусмотрена установка планетарного редуктора с $i = 4:1$. Относительно большая величина γ в данном случае достигнута за счет высокой частоты вращения.

Siemens разработал синхронный двигатель с постоянными магнитами (СДПМ) типа *SP2600-A* на $P = 260$ кВт, $n = 2500$ мин⁻¹ [2]. Некоторые данные: вращающий момент $M = 977$ Н·м, линейное напряжение обмотки статора $U = 580$ В, масляное охлаждение, $\eta = 95$ %, $G = 15$ кг, $\gamma = 5,9$ кВт/кг, назначение – привод пропеллера легкого электросамолета, рассчитанного на несколько пассажиров. Высокое значение γ получено за счет применения интенсивного охлаждения и облегченных материалов.

Electrodynamics Associates Inc. (США) в 2011 г. представила образец синхронного генератора традиционной конструкции на $P = 2,5$ МВт, $n = 15000$ мин⁻¹, с масляным охлаждением статора и ротора и $\gamma = 14,1$ кВт/кг, что является наилучшим показателем для традиционных синхронных машин [3].

В [4] утверждается, что электродвигатели с обычными обмотками могут иметь в будущем удельную мощность до 20 кВт/кг, а электродвигатели со сверхпроводниковыми обмотками до 45 кВт/кг. Плотность тока (критическая) в сверхпроводниковых обмотках может достигать $j_c = 10$ кА/мм², а обмотки могут наводить потоки с индукцией 3...8 Тл в некоторых конструкциях.

СПЭМ можно разделить на две группы. Первую составляют частично сверхпроводниковые (ЧСПЭМ), в которых трехфазная обмотка якоря выполнена из меди и другого проводникового материала, а обмотка индуктора выполнена из сверхпроводника. Во вторую группу входят полностью сверхпроводниковые электрические машины (ПСПЭМ), в которых как обмотка индуктора, так и обмотка якоря выполнены из сверхпроводника.

III. Частично сверхпроводниковые электрические машины

В *Center of Advanced Power Systems* (США) разработаны два проекта авиационного двигателя на $P = 200$ кВт, $n = 2700$ мин⁻¹ и $P = 1,5$ МВт, $n = 3000$ мин⁻¹, возбуждение которых производится от сверхпроводниковых постоянных магнитов. Параметры первого двигателя для легких самолетов: $P = 170$ кВт, $n = 2700$ мин⁻¹, число полюсов обмотки $2p = 8$, магнитная индукция $B = 1,3$ Тл, линейная нагрузка обмотки статора $A = 300$ кА/м, $M = 585$ Н·м, $G = 28$ кг, $\gamma = 5,8$ кВт/кг, рабочая температура сверхпроводника СП $T = 30$ К, $L = 100$ мм, $D = 220$ мм. Предполагается, что на самолете есть сжиженный водород, который не только может служить хладагентом, но и является топливом для газовой турбины или топливных элементов. Магнитный поток создается пластинками размером в несколько сантиметров из объемных сверхпроводников *YBCO*, остаточный магнитный поток которых создается сверхпроводниковыми катушками *Bi2223*. Обмотка якоря медная, ее охлаждение интенсивное воздушное. Этот синхронный двигатель уступает по сложности СДПМ *Siemens* и *H3X Technologies*.

Проект частично сверхпроводникового синхронного двигателя (ЧСПСД) на 1,5 МВт выполнен в двух вариантах. Параметры варианта №1: $P = 1,5$ МВт, $n = 3000$ мин⁻¹, $2p = 8$, $B = 1,8$ Тл, $A = 80$ кА/м, $M = 4700$ Н·м, $G = 227$ кг, $\gamma = 6,6$ кВт/кг, $T = 25$ К, $L = 760$ мм, $D = 220$ мм, объем $V = 0,03$ м³. Параметры варианта №2: $P = 1,5$ МВт, $n = 3000$ мин⁻¹, $2p = 8$, $B = 2$ Тл, $A = 75$ кА/м, $M = 4700$ Н·м, $G = 227$ кг, $\gamma = 6,6$ кВт/кг, $T = 25$ К, $L = 600$ мм,

$D = 160$ мм, $V = 0,045$ м³. Вариант №2 дешевле, т.к. для него требуется меньше сверхпроводникового материала. Следует отметить, что удельная мощность таких ЧСПСД с учетом массы криооборудования окажется ниже, чем у аналогичного СДПМ [5].

В [6] предложен ЧСПСД с аксиальным магнитным потоком, наводимом в объемном сверхпроводниковом керамическом материале, например YBCO, который имеет форму и размер таблетки (*pellet*). Этот магнитный поток остаточный и создается намагничиванием таблетки сверхпроводниковой обмоткой. Таким образом, эта таблетка является постоянным магнитом, который со временем теряет намагниченность. Параметры демонстрационной модели: $P = 450$ кВт, $n = 3000$ мин⁻¹, $2p = 6$, $B = 3$ Тл, $A = 100$ кА/м, $M = 4700$ Н·м, $G = 60$ кг, $\gamma = 7,5$ кВт/кг, $T = 20$ К, $L = 1800$ мм, $D = 160$ мм. Параметры электродвигателя определялись моделированием с использованием метода конечных разностей. Потери в медной обмотке якоря составляют 2,3 кВт. Во время работы электродвигателя ток в намагничивающей обмотке не протекает. Охлаждение создается жидким водородом, который также служит топливом для топливных элементов или для газотурбинного двигателя самолета.

NASA Glenn Research Center разработал ЧСПЭМ мегаваттного диапазона с высоким КПД [7]. Была поставлена цель: удельная мощность по массе активных материалов $\gamma = 16$ кВт/кг, $\eta > 98$ %. Предполагается, что технология этого электродвигателя может быть использована для систем электродвижения самолетов. Некоторые параметры электродвигателя: $P = 1,4$ МВт, $n = 6800$ мин⁻¹, $\eta = 98,9$ %, $\gamma = 17,4$ кВт/кг, $U = 1200$ В, ток обмотки статора $I_1 = 1200$ А, $2p = 12$, число фаз $m = 9$, криокулер рассчитан на мощность 50 Вт для снижения температуры от 300 К до 50 К, масса криокулера < 10 кг. Статор: шихтованный, наружный диаметр статора $D_a = 377$ мм, внутренний диаметр статора $D_i = 306$ мм, длина сердечника статора $l_\delta = 125$ мм, диаметр охлаждающих каналов $D_k = 3,5$ мм, обмотка медная многожильная (*Litz*) 8x8 мм, 6000 жил. Ротор: сердечник массивный из сплава *FeCo*, обмотка возбуждения *ReBCO*, лента 4x0,065 мм, наружный диаметр ротора $D_2 = 300$ мм, длина сердечника ротора $l_2 = 125$ мм, ширина полюса $b_m = 34$ мм, $2p = 12$, индукция в центре полюса $B_m = 2$ Тл, хладагент – жидкий водород, рабочая температура $T = 60$ К, масса активных материалов 81,9 кг, общие потери 13,5 кВт, из них электромагнитные 9,3 кВт. При проектировании электродвигателя использовались три патента.

В Южной Корее разработана конструкция ЧСПСД для электросамолетов будущего, и представлена его 3D модель, созданная с использованием метода конечных разностей [8]. Основные данные ЧСПСД: $P = 2,5$ МВт, $n = 7200$ мин⁻¹, $2p = 12$, частота тока $f = 720$ Гц, число фаз $m = 9$, число кату-

шек в катушечной группе $q = 2$, $\eta = 97,3 \%$, $D_a = 540$ мм, $l_\delta = 150$ мм, плотность тока в обмотке статора $j_a = 21,28$ А/мм², $\gamma = 18,67$ кВт/кг. Обмотка статора медная многожильная (*Litz*) с жидкостным охлаждением. Для обмотки ротора используется высокотемпературный сверхпроводник фирмы *SuNAM*, рабочая температура $T = 20$ К, охлаждается жидким водородом. Максимальная индукция в стали статора $B_{\max} = 5,11$ Тл, максимальная индукция магнитного поля, перпендикулярного катушке обмотки ротора – 2 Тл. Тепловые потери в обмотке статора $P_{cu} = 104,76$ кВт, потери в стали статора $P_{Fe} = 12,37$ кВт.

Сотрудники *Rolls-Royce Deutschland Ltd.* (Германия) при участии *Siemens AG Corporate Technology* разработали принципиальную конструкцию сверхпроводникового генератора (СПГ) на $P = 10$ МВт, $n = 7000$ мин⁻¹ [9]. Мощность и частота вращения соответствуют таковыми для двух газовых турбин самолета А320. С целью выбора оптимальной конструкции по удельной мощности γ и КПД рассматривались несколько вариантов: синхронный генератор с внутренним и внешним ротором и возбуждением от постоянных магнитов, или квазипостоянных магнитов из объемных высокотемпературных сверхпроводников (ВТСП), или от катушечной обмотки возбуждения. Выбран вариант с катушечной обмоткой возбуждения и внутренним ротором. Для анализа использовались как аналитические методы, так и модели 2D и 3D и метод конечных разностей. Основные данные этого СПГ: $P = 10$ МВт, $n = 7000$ мин⁻¹, $\gamma = 48$ кВт/кг (по массе активных узлов), $\gamma > 20$ кВт/кг (по общей массе), $G = 422$ кг, $\eta > 99 \%$, $U = 3$ кВ, $j_a = 25$ А/мм², плотность тока в обмотке возбуждения $j_f = 250$ А/мм², хладагент для ВТСП ротора – жидкий водород, $T = 20$ К, магнитные части статора и ротора – кобальтовая сталь FeCo, $2p = 8$, обмотка статора медная двухслойная, провод многожильный (*Litz*) с диаметром жилы 0,4 мм, охлаждение статора – жидкостное непосредственное, $B_m = 2,6$ Тл, индукция на внутренней стороне обмотки статора $B_a = 1,5$ Тл, индукция в катушке ВТСП – 3,5 Тл. Магнитные зубцы на статоре отсутствуют. Наружный диаметр статора $D_a = 560$ мм, $D_2 = 460$ мм, расстояние между подшипниками 550 мм, механический зазор $\delta = 4$ мм. Эквивалентный немагнитный зазор 75 мм, общие габариты $D \times L = 590 \times 645$ мм. Ядро статора является одновременно электромагнитным экраном для внешнего магнитного поля. К недостаткам проекта можно отнести отсутствие проработки системы охлаждения ВТСП обмотки возбуждения.

General Electric по контракту с *Air Force Research Laboratory (AFRL)* разработала и испытала сверхпроводниковый авиационный индукторный генератор (СПИГ) [10]. Его параметры: $P = 5$ МВт, $n = 35000$ мин⁻¹, $G_r = 500$ кг, $\eta = 98 \%$, $U = 670$ В, $2p = 6$, $f = 1750$ Гц, индукция в воздушном зазоре $B_\delta = 1,8$ Тл, $D = 500$ мм, $L = 216$ мм, масса криокулера 45,5 кг, общая

масса 545 кг, $\gamma = 1,83$ кВт/кг, что является низким показателем. Выполнение ротора массивным с одной стороны позволяет упростить технологию изготовления ротора, с другой стороны при очень высокой частоте вращения ротора высшие гармоники МДС статора вызовут недопустимые потери в стали ротора. Кроме того, индукторная машина должна являться явнополюсной, что обуславливает необходимость в создании вакуума внутри машины, т.к. при высокой частоте вращения велики потери на трение о воздух. Так, при испытаниях максимум потерь на трение о воздух составило 40 кВт при $n = 10000$ мин⁻¹. Вместе с тем, опираясь на конструкцию демонстрационного образца, другие разработчики в дальнейшем разработали демонстрационные образцы с другими параметрами.

В *Kalsi Green Power Systems* при сотрудничестве с *Robinson Research Institute, Victoria University of Wellington* (Новая Зеландия) разработан демонстрационный образец сверхпроводникового авиационного генератора на 2 МВт, $n = 25000$ мин⁻¹ [11]. При этом учитывался опыт *General Electric*, разработавшей аналогичный генератор на 5 МВт, $n = 25000$ мин⁻¹, $U = 1000$ В, $D_2 < 500$ мм, $L < 800$ мм, сверхпроводник – *ReBCO*, $T = 50$ К, $2p = 6$, $q = 3$, $j_a = 6$ А/мм², ротор массивный из авиационной магнитной стали 310 с высокой магнитной проницаемостью, производства *Car pentor*. Сердечник статора шихтованный из стали толщиной 0,1 мм марки 10JNEX90 японской компании *JNEX-Core*. Внутри корпуса поддерживается умеренный вакуум для уменьшения потерь на трение явнополюсного ротора о воздух. Активная длина $l_\delta = 274$ мм, $D_2 = 360$ мм, $\delta = 3$ мм. Проектирование электродвигателя осуществлялось с использованием модели 2D. Обмотка возбуждения имеет форму кольца с поперечным сечением 40x8 мм и со средним диаметром 212 мм. Масса генератора $G = 331$ кг, масса системы охлаждения 3 кг, полная масса 383 кг, $\gamma = 5,4$ кВт/кг зависит от мощности электрической машины и может иметь $\gamma > 12$ кВт/кг, что выше, чем аналог *General Electric* на 5 МВт, $n = 35000$ мин⁻¹.

Следует отметить, что разработанный генератор уступает по γ сверхпроводниковому синхронному генератору (СПСГ) на 10 МВт, $n = 7000$ мин⁻¹. *LEI* и *AFRL* (США) разработали в начале 2000-х гг. демонстрационный СПСГ на $P = 3$ МВт, $n = 15000$ мин⁻¹. Некоторые данные этого СПСГ: $D = 970$ мм, $L = 1200$ мм, $G = 568$ кг, $\gamma = 5,28$ кВт/кг [12]. В табл. 1 представлены наиболее значимые данные рассмотренных ЧСПЭМ.

IV. Полностью сверхпроводниковые электрические машины

С ориентацией на самолет *Sensa 172* при поддержке *NASA* был разработан демонстрационный образец ПСПСД на $P = 200$ л.с., $n = 2700$ мин⁻¹ с увеличенной удельной массой по сравнению с двигателем внутреннего сгорания [13]. Основные параметры: $P = 220$ кВт, $n = 2700$ мин⁻¹, $2p = 8$,

$B = 1,3$ Тл, $A = 300$ кА/м, $G = 28$ кг, $\gamma = 3,6$ кВт/кг, $T = 30$ К, $L = 160$ мм, $D = 220$ мм, мощность тепловых потерь $P_{\text{охл}} < 10$ Вт. Магнитный поток возбуждения создается сверхпроводящими пластинами из объемного сверхпроводника *YBCO*. Обмотка якоря выполнена из провода *Bi2223*. Линейная нагрузка для якоря повышенная – 350 кА/м, масса криокулера 35 кг. Общий вес системы 100 кг. Использование объемных СП в качестве квазипостоянных магнитов для крупных электродвигателей повторилось только в европейском проекте *ASuMED*.

Таблица 1.
Частично сверхпроводниковые электрические машины

Table 1.
Partially superconducting machine

| Мощность P , МВт | Частота вращения n , мин ⁻¹ | Разработчик / Страна | Сверхпроводник | Удельная мощность γ , кВт/кг | Назначение | Источник |
|--------------------|--|---|---------------------|-------------------------------------|------------|----------|
| 0,2 | 2700 | <i>Center of Advanced Power Systems</i> (США) | <i>Bi2223, YBCO</i> | 5,8 | Двигатель | [5] |
| 1,4 | 6800 | <i>NASA Glenn Research Center</i> (США) | <i>ReBCO</i> | 17,4 | Двигатель | [7] |
| 2,5 | 7200 | Южная Корея | ВТСП | 18,67 | Двигатель | [8] |
| 10 | 7000 | <i>Rolls-Royce Deutschland Ltd., Siemens AG Corporate Technology</i> (Германия) | ВТСП | >20 | Генератор | [9] |
| 5 | 35000 | <i>General Electric, Air Force Research Laboratory (AFRL)</i> (США) | ВТСП | 1,83 с учетом массы криокулера | Генератор | [10] |
| 2 | 25000 | <i>Kalsi Green Power Systems</i> (США) | <i>ReBCO</i> | 5,4 | Генератор | [11] |
| 3 | 15000 | <i>LEI</i> и <i>AFRL</i> (США) | ВТСП | 5,28 | Генератор | [12] |

Конкурентами СПЭМ по удельной мощности являются СМПМ и синхронные машины с интенсивным охлаждением. С учетом системы охлаждения $\gamma = 1,6$ кВт/кг, что значительно ниже, чем у СДПМ фирм *Siemens* и

H3X Technologies [13, 14]. В *Zunum Aero* совместно *University of Illinois* и *Airbus Central R&T* (США) проведены исследования зависимости потерь от переменного тока в обмотке якоря СПЭМ. Создана модель, которая использовалась для оптимизации конструкции электрической машины, в которой были бы минимальные потери и максимальная удельная мощность. Анализ производился при комбинации метода конечных элементов и аналитических расчетов потерь от переменных токов.

Моделирование и расчеты потерь проводились для четырех вариантов конструкции СПЭМ, из них два ЧСПЭМ на $2p = 8$ (авиационные с $n = 8000 \text{ мин}^{-1}$) и $2p = 46$ (для ветровых турбин с $n = 10 \text{ мин}^{-1}$), и два ПСПЭМ на такое же число полюсов.

ПСПЭМ на $n = 8000 \text{ мин}^{-1}$, $P = 12 \text{ МВт}$ имеет СП – MgB_2 , $j_f = 200 \text{ А/мм}^2$, $j_a = 70 \text{ А/мм}^2$, объемная плотность $\gamma_{об} = 110 \text{ МВт/м}^3$, мощность охлаждения $P_c = 2208 \text{ кВт}$, $\eta = 81,9 \%$, что делает электрическую машину невыполнимой.

ЧСПЭМ, также на $P = 12 \text{ МВт}$, $n = 8000 \text{ мин}^{-1}$, при такой же объемной плотности имеет мощность охлаждения $P_c = 16 \text{ кВт}$ и $\eta = 81,9 \%$.

Сделан вывод, что в ПСПЭМ потери слишком велики при высокой частоте и она невыполнима при $n > 2000 \text{ мин}^{-1}$ [15].

В *NASA* проводились разработки распределенной системы тяги самолета будущего *N3-X*. Предполагается, что такой самолет будет иметь два полностью сверхпроводниковых турбогенератора на 30000 л.с., 15 ПСПСД по 4000 л.с. в составе турбовентиляторов. Турбогенераторы предназначены для питания ПСПСД, которые вращают вентиляторы, установленные в гондолах на крыльях. Рассмотрены разные варианты охлаждения ПСПСД: охлаждение криокулером Турбо-Брайтона или же жидким водородом. Рассмотрено использование сверхпроводников MgB_2 или *BSSCO*. Сравнение проводилось по массе и КПД элементов энергетической системы. При использовании MgB_2 масса генератора составляет 533 кг, его $\eta = 99,98 \%$, $\gamma = 41,3 \text{ кВт/кг}$, масса криокулера генератора 452 кг, масса каждого электродвигателя 141,3 кг, масса криокулера 91,5 кг, КПД электродвигателя $\eta = 99,97 \%$, $\gamma = 18,1 \text{ кВт/кг}$, общая масса охлаждаемой системы 7756 кг.

При использовании *BSSCO* масса генератора 432 кг, $\eta = 99,93 \%$, $\gamma = 42,4 \text{ кВт/кг}$, масса криокулера генератора 262,7 кг, масса каждого электродвигателя 135 кг, $\eta = 99,94 \%$, $\gamma = 21,8 \text{ кВт/кг}$, масса криокулера электродвигателя 42,8 кг. Общая масса охлаждаемых элементов системы 6314 кг. Вывод: система с *BSSCO* имеет преимущество перед системой с MgB_2 [16].

Проект по разработке демонстрационного образца мощного сверхпроводникового авиационного электродвигателя на $P = 1 \text{ МВт}$, $n = 6000 \text{ мин}^{-1}$, $\eta = 99,9 \%$, $\gamma = 20 \text{ кВт/кг}$ согласно *Horizon 2020 program* раз-

работывался консорциумом из девяти академических и промышленных организаций, в числе которых *Karlsruhe Institute of Technology (KIT)*, (Германия), *Rolls-Royce* (Великобритания), *Univ. of Cambridge* (Великобритания), *Super Ox* (Россия). Курирует проект *Oswald Electromotoren* (Германия). Сверхпроводниковый материал высокотемпературный с рабочей температурой 25-30 К. Образец СПЭД демонстрировался на Ганноверской ярмарке в 2019 г.

Из конструктивных соображений принято: $D = 350$ мм, $2p = 8$, $f = 400$ Гц, $B = 2,5$ Тл, $\eta = 99$ %, $\gamma = 20$ кВт/кг, обмотка якоря (статора) распределенная. Сверхпроводниковый провод для обмотки статора разработан и поставляется *Super Ox*. На роторе отсутствуют токопроводящие провода, а ленточные пластины сверхпроводника шириной 40 мм образуют штабелеобразные квазимагниты, намагничивание которых может производиться, например, при помощи обмотки якоря. По сравнению с постоянными магнитами, квазимагниты могут наводить гораздо большее остаточное поле. Похожие конструкции ротора с квазимагнитами предполагается использовать также в тихоходных электрических машинах [17]. Сверхпроводник поставляется *Deutsche Nanoschrift* (Германия). Статор и ротор имеют каждый свой криостат. Статор охлаждается жидким водородом, ротор – газообразным гелием при $T = 25$ К [17, 18].

Задача разработки такого демонстрационного ПСПСД – создание технологии и масштабирование до мощностей 10 МВт и более. Испытания будут проводиться только на электродвигателе под наблюдением специалистов *Rolls-Royce*, *Airbus* и *Siemens*. Предполагалось, что тепловые потери в роторе составят 150 Вт (очевидно, без механических потерь).

Путем моделирования определены потери от переменного тока в сверхпроводниковой обмотке статора – 380 Вт при $T = 30$ К и потери в сверхпроводниковых квазипостоянных магнитах ротора – 150 Вт. Расчеты показали, что потребляемая мощность криокулера составит 50 кВт, охлаждаемая мощность 1 кВт при $T = 25$ К, масса – 200 кг (без учета силовой электроники). При $\gamma = 20$ кВт/кг можно предположить, что масса сверхпроводникового двигателя составит 50 кг, т.е. масса системы охлаждения в 4 раза превышает массу сверхпроводникового двигателя. При определении γ следовало учитывать массу криокулера [19].

Сотрудники *Research Institute of Superconductors Science and Systems* при *Kyushu University* (Япония) провели численный анализ потерь от переменного тока в модели ПСПСД на $P = 10$ МВт [20, 21]. При этом моделировались три варианта конструкции с разными типами обмотки якоря: сосредоточенной, распределенной с полным шагом и с укороченным шагом. Основные данные модели: обмотки якоря и возбуждения из ленточного сверхпроводника *ReBCO*, $P = 10$ МВт, $n = 6000$ мин⁻¹, $2p = 2$, $f = 100$ Гц, $U = 6900$

В, рабочая температура сверхпроводника – 20 К, $B_\delta = 1,44$ Тл, $l_\delta = 550$ мм, $D_a = 540$ мм. Оптимальным вариантом конструкции оказалась конструкция с обмоткой с укороченным шагом. Для нее потери в обмотке якоря составили 47,1 кВт, в обмотке возбуждения 0,52 кВт, в стали ярма статора 11,1 кВт, длина СП якоря 0,666 км, длина обмотки возбуждения 3,41 км, удельная мощность $\gamma = 25,6$ кВт/кг. Следует отметить, что потери в обмотке якоря потребуют установку криокулера большой мощности.

Сотрудники *University of Illinois at Urbana* (США) исследовали влияние активных или пассивных экранов на уровень потерь от переменного тока в сверхпроводниковой обмотке якоря, а также зависимость этих потерь и массы электрической машины от числа полюсов [22]. Для ПСПЭМ рассматривались СПЭМ при числе полюсов от 2 до 12. Рассматривались СПЭМ для региональных самолетов, причем в качестве топлива будет использоваться жидкий водород, он же будет являться хладагентом для системы охлаждения. Основные данные спроектированного СПЭМ: $P = 2,5$ МВт, $n = 4500$ мин⁻¹, $\gamma \geq 25$ кВт/кг, $\delta = 5$ мм, $D_a \leq 0,5$ м, сверхпроводник – MgB_2 , $T = 20$ К, $j_a = 200$ А/мм², $j_f = 200$ А/мм², $I_c = 1780$ А (при $T = 20$ К и $B = 2$ Тл, число жил в сверхпроводнике – 144 шт.). Была поставлена цель – в рамках дальнейших исследований обеспечить уровень потерь от переменного тока $P_{AC} < 3000$ Вт, удельную мощность ПСПСД $\gamma \geq 50$ кВт/кг. Для наиболее оптимального варианта $2p = 8$, $D_a = 249$ мм, $L = 670$ мм, $B_\delta = 0,464$ Тл, общая длина сверхпроводников (для якоря, индуктора и экрана) – 36,7 км, общие потери $P_\Sigma = 2255$ Вт, масса стали и сверхпроводников – 25,3 кг, стоимость активных материалов – 73500 \$.

В [23] на основе численного анализа ПСПСД с $P = 5$ МВт, $n = 6000$ мин⁻¹ при использовании сверхпроводника $Bi-2212$ с рабочей температурой $T = 30...40$ К сделан вывод, что электрическая машина может иметь удельную мощность порядка 40 кВт/кг, но при этом масса криокулера будет чрезмерной. Проект такой электрической машины может быть выполнимым, если в качестве топлива использовать жидкий водород, который можно использовать в качестве хладагента. Другим условием выполнимости подобных электрических машин является в будущем снижение удельной массы криокулера до 3 кг/кВт.

В [24] рассмотрена с помощью аналитических выражений, а также метода конечных разностей конструкция ПСПЭМ на $P = 12$ МВт, $n = 10000$ мин⁻¹. Предполагается, что в качестве топлива для турбины будет использоваться жидкий водород, которым может служить хладагентом. Обмотка якоря выполняется из сверхпроводника MgB_2 . Анализ показал, что для такой ПСПЭМ может быть достигнута $\gamma = 50$ кВт/кг. В других проектах ПСПЭМ достигнута величина $\gamma = 20$ кВт/кг.

В *University of Tokyo* методом конечно-элементного моделирования проведено исследование параметров различных авиационных электродвигателей на 3, 4 и 5 МВт, $n = 5000 \text{ мин}^{-1}$, $U = 1732 \text{ В}$, $2p = 4$ [25]. Цель исследования – определить оптимальный вариант по удельной мощности, потерям и пульсационному моменту $M_{\text{пуль}}$. Рассматривались как ЧСПСД, так и полностью сверхпроводниковые ПСПСД электродвигатели. Предполагалось, что в ЧСПСД обмотка якоря медная, а обмотка возбуждения (ОВ) выполнена из ленты сверхпроводника MgB_2 , а в ПСПСД как обмотка якоря, так и ОВ выполнены из MgB_2 . Рабочая температура для MgB_2 $T = 20 \text{ К}$, охлаждение жидким водородом. Потери в проводниках рассчитывались при плотности тока в меди $j = 7,5 \text{ А/мм}^2$, в MgB_2 – 48 А/мм^2 . Для разных вариантов потери в обмотке из MgB_2 составляли от 1697 до 4338 Вт, и являлись наибольшими составляющими потерь. Наименьший γ ЧСПСД – $5,42 \text{ кВт/кг}$, для ПСПСД – $5,85 \text{ кВт/кг}$ для электродвигателя на 3 МВт, наибольший – $22,21 \text{ кВт/кг}$ для электродвигателя на 5 МВт. Оптимальным признан ЧСПСД на 5 МВт с $\gamma = 17,12 \text{ кВт/кг}$, потери менее $0,0033 \cdot P_n$ (P_n – номинальная мощность), $M_{\text{пуль}} = 0,0075 \cdot M_n$ (где M_n – номинальный вращающий момент).

Проект демонстрационного образца ПСПСД на $P = 1 \text{ МВт}$, $n = 12000 \text{ мин}^{-1}$ разработан совместно с *University of Manchester* и *Rolls-Royce* при правительственной финансовой поддержке (Великобритания), а также *Univercite of Lorraine* (Франция) [26]. При этом особое внимание уделялось расчету потерь в статоре и способам их снижения. Рассматривались 8 вариантов конструкции на $2p = 4$ и $2p = 8$ как с магнитным сердечником статора, так и немагнитным. В разных образцах с обмоткой статора из MgB_2 потери в обмотке статора P_a составляли от 403 Вт до 6653 Вт, а потери в стали статора до 7037 Вт. Некоторые параметры ПСПСД: $P = 1 \text{ МВт}$, $n = 12000 \text{ мин}^{-1}$, $2p = 8$, $M = 800 \text{ Н}\cdot\text{м}$, число пазов статора $Z = 24$, $l_\delta = 0,3 \text{ м}$, средний радиус по воздушному зазору $R_\delta = 0,1557 \text{ м}$, наружный радиус статора $R_a = 0,26 \text{ м}$. Параметры обмотки статора (якоря): материал MgB_2 , производитель *Hyper-Tech Inc.*, диаметр жилы – $0,18 \text{ мм}$, критическая плотность тока $j_c = 1,5 \text{ кА/мм}^2$ при 20 К . Для ротора предполагается использовать объемные магниты, которые намагничиваются известным образом. Проведено также исследование двух вариантов конструкции ПСПСД на $P = 1 \text{ МВт}$, $n = 12000 \text{ мин}^{-1}$, статор с немагнитными зубцами и новая конструкция с двумя роторами и статором без ярма. Для модели статора использовалась двухслойная обмотка из круглого провода MgB_2 производства *Hyper-Tech Inc.* Для ротора использовался постоянный магнит $NdFeB$. Сравнивались КПД статора и γ для разных вариантов конструкции: традиционной СМПМ, сверхпроводниковой СМ с немагнитными зубцами статора или конструкции статора без ярма. Минимальные потери в обмотке якоря - 304

Вт имеют место в конструкции без ярма статора, а максимальная удельная мощность $\gamma = 11,7$ кВт/кг – в конструкции с немагнитными зубцами статора. Наименьшая $\gamma = 5,3$ кВт/кг в СДПМ.

В [27] изучалась на модели целесообразность постройки сверхпроводниковых асинхронных авиационных двигателей с обмоткой статора, выполненной из ленточного сверхпроводника *ReBCO* и медной короткозамкнутой обмоткой ротора на мощность 3...6 МВт, удельной мощностью $\gamma = 20$ кВт/кг и $\eta \geq 95$ %. Некоторые данные рассматриваемой модели АД: $D_2 = 256$ мм, $D_a = 370$ мм, $l_\delta = 500$ мм, обмотка статора с полным или укороченным шагом, $2p = 2$, $q = 2$, $G = 145,8$ кг, масса ярма $G_{\text{я}} = 83,6$ кг, масса сверхпроводника *ReBCO* – 3,54 кг, масса меди ротора $G_{\text{cu}} = 36,7$ кг, $T = 20$ К. В зависимости от частоты вращения в диапазоне $n = 4000 \dots 13320$ мин⁻¹ менялись $P = 2153 \dots 6473$ кВт, $\eta = 95,2 \dots 97,7$ %, $\gamma = 14,8 \dots 44,4$ кВт/кг. Сделан вывод, что приемлемым может быть вариант с номинальными данными $f = 130$ Гц, $n = 6360$ мин⁻¹, $P = 3$ МВт, $\gamma = 20,6$ кВт/кг, $\eta = 96,1$ %, $G = 145,7$ кг.

Работа выполнялась сотрудниками *Institute of Superconductor Science and Systems* при *Kyushu University*, *Kagoshima University*, *Fuji Electronic Co Ltd* (Япония) в соответствии с правительственными грантами. Разработанный двигатель по сравнению с аналогичными синхронными электродвигателями имеет КПД на 2..3 % меньше.

В табл. 2 представлены наиболее значимые данные рассмотренных ПСПЭМ.

V. Заключение

Обзор зарубежных разработок по авиационной электромеханике показал, что разработкой перспективных моделей сверхпроводниковых электрических машин магаваттной мощности занимаются более 25 организаций. Вместе с тем, разработка тихоходных электрических машин (10...200 мин⁻¹) идет более успешно, есть опытные образцы на действующих объектах (кораблях, ветростанциях, гидростанциях) [17]. Хотя по удельной мощности сверхпроводниковые машины теоретически могут в 50 раз превысить по этому показателю традиционные машины, масса и габариты холодильного оборудования (криокулеров) могут быть значительными, а удельная мощность разработанных моделей для всей энергетической системы может уступать, например, системе с СМПМ.

Таблица 2.
Полностью сверхпроводниковые электрические машины

Table 2.
Fully superconducting machine

| Мощность P , МВт | Частота вращения n , мин ⁻¹ | Разработчик / Страна | Сверхпроводник | Удельная мощность γ , кВт/кг | Назначение | Источник |
|--------------------|--|--|----------------|-------------------------------------|------------|----------|
| 22 | – | NASA (США) | MgB_2 | 41,3 | Генератор | [10] |
| 22 | – | NASA (США) | $BSSCO$ | 42,4 | Генератор | [10] |
| 3 | – | NASA (США) | MgB_2 | 18,1 | Двигатель | [10] |
| 3 | – | NASA (США) | $BSSCO$ | 21,8 | Двигатель | [10] |
| 1 | 6000 | Европейский консорциум (Германия, Великобритания, Россия) | ВТСП | 20 | Двигатель | [11, 12] |
| 10 | 6000 | <i>Kyushu University</i> (Япония) | $ReBCO$ | 25,6 | Двигатель | [20, 21] |
| 2,5 | 4500 | <i>University of Illinois at Urbana</i> (США) | MgB_2 | 25 | – | [22] |
| 12 | 10000 | <i>University of Tokyo, Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)</i> (Япония) | MgB_2 | 50 | – | [24] |
| 1 | 12000 | <i>University of Manchester, Rolls-Royce</i> (Великобритания) | MgB_2 | 11,7 | Двигатель | [26] |

Вместе с тем, наблюдается значительный прогресс в области сверхпроводников. Практически все разработчики перешли на высокотемпературные сверхпроводники (MgB_2 , $YBCO$), совершенствуются криокулеры. По прогнозам некоторых исследователей, коммерческие образцы сверхпровод-

никовых машин появятся через 20-30 лет. Следует ожидать, что первоначально появятся частично сверхпроводниковые машины, т.к. мощность криокулеров для них гораздо меньше, чем для полностью сверхпроводниковых.

© Шумов Ю.Н., 2022

© Сафонов А.С., 2022

Поступила в редакцию 15.02.2022

Received 15.02.2022

Библиографический список

- [1] The HPDM-250 is an ultra-high power density integrated motor drive for electric aircraft. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.h3x.tech/> (дата обращения 07.02.2022).
- [2] Anton F. eAircraft: Hybrid-elektrische Antriebe für Luftfahrzeuge, Siemens AG, Corporate Technology, 2019. [Электронный ресурс]. URL: https://bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf (дата обращения 07.02.2022).
- [3] Gieras J.F. New applications of synchronous generators // *Prizeglad Elektrotechniczny*. 2012. Vol. 88. No. 9a. Pp. 150-157.
- [4] Sumption M.D. AC loss of superconducting materials for very high density motors and generators of hybrid-electric aircraft // *proc. 2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS), July 12-14, 2018, Cincinnati, OH, USA*. Pp. 1-6.
- [5] Masson P.J., Pienkos J.E., Luongo C.A. Scaling up of HTS motor based on trapped flux and flux concentration for large aircraft propulsion // *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*. 2007. Vol. 17. No. 2. Pp. 1579-1582. DOI: 10.1109/TASC.2007.898111
- [6] Masson P.J., Breschi M., Tixador P., Luongo C.A. Design of HTS axial flux motor for aircraft propulsion // *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*. 2007. Vol. 17. No. 2. Pp. 1533-1536. DOI: 10.1109/TASC.2007.898120
- [7] Jansen R.H. [et al.] High efficiency megawatt motor conceptual design // *2018 Joint propulsion conference. AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition, July 9-11, 2018, Cincinnati, Ohio, USA*. DOI: 10.2514/6.2018-4699
- [8] Le D.-V., et al. Conceptual design of an HTS motor for future electric aircraft // *Journal of the Korea Industrial Information Systems Research*. 2020. Vol. 25. No. 5. Pp. 49-57.
- [9] Filipenko M. [et al.] Concept design of a high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft // *Superconductor Science and Technology*. 2020. Vol. 33. No. 5. 054002. DOI: 10.1088/1361-6668/ab695a
- [10] Sivasubramaniam K., Zhang T., Lokhandwalla M., Laskaris E.T., Bray J.W., Gerstler B., Shah M.R., Alexander J.P. Development of a high speed HTS generator for Airborne Applications // *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*. 2009. Vol. 19. No. 3. Pp. 1656-1661. DOI: 10.1109/TASC.2018.2814742

- [11] Kalsi S., Badcock R.A., Hamilton K., Storey J.G. Homopolar superconducting AC machines, with HTS dynamo driven field coils, for aerospace applications // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 756. 012028. DOI: 10.1088/1757-899X/756/1/012028
- [12] Luongo C.A., Masson P.J., Nam T., Mavris D., Kim H.D., Brown G.V., Waters M., Hall D. Next generation more-electric aircraft: a potential application for HTS superconductors // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2009. Vol. 19. No. 3. Pp. 1055-1068. DOI: 10.1109/TASC.2009.2019021
- [13] Masson P.J., Soban D.S., Upton E., Pienkos J.E., Luongo C.A. HTS motors in aircraft propulsion: design considerations // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2005. Vol. 15. No. 2. Pp. 2218-2221. DOI: 10.1109/TASC.2005.849616
- [14] Masson P.J., Luongo C.A. High power density superconducting motor for all-electric aircraft propulsion // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2005. Vol. 15. No. 2. Pp. 2226-2229. DOI: 10.1109/TASC.2005.849618
- [15] Feddersen M., Haran K.S., Berg F. AC loss analysis of MgB₂-based fully superconducting machines // IOP Conference Series: Materials science and engineering. 2017. Vol. 279. 012026. DOI: 10.1088/1757-899X/279/1/012026
- [16] Felder J.L., Brown G.V., Dae Kim H., Chu J. Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft // proc. 20th International Society for Airbreathing Engines (ISABE 2011), 12 Sept., 2011, Gothenburg, Sweden. Pp. 1-20.
- [17] Шумов Ю.Н., Сафонов А.С. Сверхпроводниковые тихоходные электрические машины большой мощности (обзор публикаций) // Электричество. 2019. № 11. С. 58-68. DOI: 10.24160/0013-5380-2019-11-58-68
- [18] Grilli F. [et al.] Superconducting motors for aircraft propulsion: the advanced superconducting motor experimental demonstrator project // Journal of Physics: Conference Series. 2020. Vol. 1590. 012051. DOI: 10.1088/1742-6596/1590/1/012051
- [19] Muelaner J. Fully superconducting motor prepares for testing. Aug. 20, 2019. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.engineering.com/story/fully-superconducting-motor-prepares-for-testing> (дата обращения 07.02.2022).
- [20] Komiya M., Aikawa T., Yoshida K., Miura S., Iwakuma M., Yoshida T., Sasayama T., Tomioka A., Konno M., Izumi T. Numerical analysis on the influence of armature winding configuration on AC loss of 10 MW fully superconducting generators of electric aircrafts // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1293. 012074. DOI: 10.1088/1742-6596/1293/1/012074
- [21] Komiya M., Aikawa T., Sasa H., Miura S., Iwakuma M., Yoshida T., Sasayama T., Tomioka A., Konno M., Izumi T. Design study of 10 MW REBCO fully superconducting synchronous generator for electric aircraft // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2019. Vol. 29. No. 5. Pp. 1-6. DOI: 10.1109/TASC.2019.2906655
- [22] Balachandran T., Lee D., Salk N., Haran K.S. A fully superconducting air-core machine for aircraft propulsion // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2020. Vol. 756. 012030. DOI: 10.1088/1757-899X/756/1/012030
- [23] Voccio J., Tangudu J., Wawrzyniak B. Design and evaluation of a high power density 5 MW, 6000 rpm fully-superconducting generator // proc. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. 17 Aug., 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3551
- [24] Terao Y., Ishida Y., Heideman D.A., Ohsaki H., Okai K., Taguchi H. Electromagnetic analysis of fully superconducting synchronous machines for future electric propulsion

- systems // proc. AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum. 24-28 Aug., 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3550
- [25] Kong W., Terao Y., Ohsaki H. Optimal design of a superconducting motor for electric-drive aeropropulsion based on finite-element analysis and genetic algorithm // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 1054. 012082. DOI: 10.1088/1742-6596/1054/1/012082
- [26] Manolopoulos C.D., Iacchetti M.F., Smith A.C., Berger K., Husband M., Miller P. Stator design and performance of superconducting motors for aerospace electric propulsion systems // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2018. Vol. 28. No. 4. Pp. 1-5. DOI: 10.1109/TASC.2018.2814742
- [27] Ozaki K. [et al.] Conceptual design of superconducting induction motors using REBa₂Cu₃O_y superconducting Tapes for Electric Aircraft // IEEE Transactions on Applied Superconductivity. 2020. Vol. 30. No. 4. Pp. 1-5. DOI: 10.1109/TASC.2020.2971671

References

- [1] The HPDM-250 is an ultra-high power density integrated motor drive for electric aircraft. [Online]. URL: <https://www.h3x.tech/> [Accessed: Feb. 7, 2022].
- [2] F. Anton, “eAircraft: Hybrid-elektrische Antriebe für Luftfahrzeuge”, Siemens AG, Corporate Technology. [Online]. URL: https://bbaa.de/fileadmin/user_upload/02-preis/02-02-preistraeger/newsletter-2019/02-2019-09/02_Siemens_Anton.pdf [Accessed: Feb. 7, 2022].
- [3] J.F. Gieras, “New applications of synchronous generators”, *Przeegląd Elektrotechniczny*, vol. 88, no. 9a, 2012, pp. 150-157.
- [4] M.D. Sumption, “AC loss of superconducting materials for very high density motors and generators of hybrid-electric aircraft”, in proc. *2018 AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium (EATS)*, July 12-14, 2018, Cincinnati, OH, USA, pp. 1-6.
- [5] P.J. Masson, J.E. Pienkos and C. Luongo, “Scaling up of HTS motor based on trapped flux and flux concentration for large aircraft propulsion”, *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 17, no. 2, pp. 1579-1582, July 2007. DOI: 10.1109/TASC.2007.898111
- [6] P.J. Masson, M. Breschi, P. Tixador and C.A. Luongo, “Design of HTS axial flux motor for aircraft propulsion”, *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 17, no. 2, pp. 1533-1536, July 2007. DOI: 10.1109/TASC.2007.898120
- [7] R.H. Jansen et al, “High efficiency megawatt motor conceptual design”, in proc. *2018 Joint propulsion conf. AIAA Propulsion and Energy Forum and Exposition*, July 9-11, 2018, Cincinnati, Ohio, USA. DOI: 10.2514/6.2018-4699
- [8] D.-V. Le et al., “Conceptual design of an HTS motor for future electric aircraft”, *Journal of the Korea Industrial Information Systems Research*, vol. 25, no. 5, pp. 49-57, Oct. 2020.
- [9] M. Filipenko et al., “Concept design of a high power superconducting generator for future hybrid-electric aircraft”, *Superconductor Science and Technology*, vol. 33, no. 5, 054002, March 2020. DOI: 10.1088/1361-6668/ab695a

- [10] K. Sivasubramaniam, T. Zhang, M. Lokhandwalla, E.T. Laskaris, J.W. Bray, B. Gerstler, M.R. Shah and J.P. Alexander, "Development of a high speed HTS generator for Airborne Applications", *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 19, no. 3, pp. 1656-1661, June 2009. DOI: 10.1109/TASC.2018.2814742
- [11] S. Kalsi, R.A. Badcock, K. Hamilton and J.G. Storey, "Homopolar superconducting AC machines, with HTS dynamo driven field coils, for aerospace applications", *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 756, 012028, June 2020. DOI: 10.1088/1757-899X/756/1/012028
- [12] C.A. Luongo, P.J. Masson, T. Nam, D. Mavris, H.D. Kim, G.V. Brown, M. Waters and D. Hall, "Next generation more-electric aircraft: a potential application for HTS superconductors", *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 19, no. 3, pp. 1055-1068, June 2009. DOI: 10.1109/TASC.2009.2019021
- [13] P.J. Masson, D.S. Soban, E. Upton, J.E. Pienkos and C.A. Luongo, "HTS motors in aircraft propulsion: design considerations", *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 15, no. 2, pp. 2218-2221, June 2005. DOI: 10.1109/TASC.2005.849616
- [14] P.J. Masson and C.A. Luongo, "High power density superconducting motor for all-electric aircraft propulsion", *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 15, no. 2, pp. 2226-2229, June 2005. DOI: 10.1109/TASC.2005.849618
- [15] M. Feddersen, K.S. Haran and F. Berg, "AC loss analysis of MgB₂-based fully superconducting machines", *IOP Conference Series: Materials science and engineering*, vol. 279, 012026, 2017. DOI: 10.1088/1757-899X/279/1/012026
- [16] J.L. Felder, G.V. Brown, H. Dae Kim and J. Chu, "Turboelectric distributed propulsion in a hybrid wing body aircraft", in proc. *20th International Society for Airbreathing Engines (ISABE 2011)*, 12 Sept., 2011, Gothenburg, Sweden, pp. 1-20.
- [17] Y.N. Shumov and A.S. Safonov, "Superconducting low-speed large-capacity electrical machines", *Elektrichestvo*, no. 11, pp. 58-68, 2019. DOI: 10.24160/0013-5380-2019-11-58-68
- [18] F. Grilli et al., "Superconducting motors for aircraft propulsion: the advanced superconducting motor experimental demonstrator project", *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1590, 012051, July 2020. DOI: 10.1088/1742-6596/1590/1/012051.
- [19] J. Muelaner, "Fully superconducting motor prepares for testing". Aug. 20, 2019. [Online]. URL: <https://www.engineering.com/story/fully-superconducting-motor-prepares-for-testing> [Accessed: Feb. 7, 2022].
- [20] M. Komiya, T. Aikawa, K. Yoshida, S. Miura, M. Iwakuma, T. Yoshida, T. Sasayama, A. Tomioka, M. Konno and T. Izumi, "Numerical analysis on the influence of armature winding configuration on AC loss of 10 MW fully superconducting generators of electric aircrafts", *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1293, 012074, Sept. 2019. DOI: 10.1088/1742-6596/1293/1/012074
- [21] M. Komiya, T. Aikawa, H. Sasa, S. Miura, M. Iwakuma, T. Yoshida, T. Sasayama, A. Tomioka, M. Konno and T. Izumi, "Design study of 10 MW REBCO fully superconducting synchronous generator for electric aircraft", *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 29, no. 5, pp. 1-6, Aug. 2019. DOI: 10.1109/TASC.2019.2906655

- [22] T. Balachandran, D. Lee, N. Salk and K.S. Haran, “A fully superconducting air-core machine for aircraft propulsion”, *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, vol. 756, 012030, June 2020. DOI: 10.1088/1757-899X/756/1/012030
- [23] J. Voccio, J. Tangudu and B. Wawrzyniak, “Design and evaluation of a high power density 5 MW, 6000 rpm fully-superconducting generator”, in proc. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 17 Aug., 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3551
- [24] Y. Terao, Y. Ishida, D.A. Heideman, H. Ohsaki, K. Okai and H. Taguchi, “Electromagnetic analysis of fully superconducting synchronous machines for future electric propulsion systems”, in proc. *AIAA Propulsion and Energy 2020 Forum*, 24-28 Aug., 2020. DOI: 10.2514/6.2020-3550
- [25] W. Kong, Y. Terao and H. Ohsaki, “Optimal design of a superconducting motor for electric-drive aeropropulsion based on finite-element analysis and genetic algorithm”, *Journal of Physics: Conference Series*, vol. 1054, 012082. DOI: 10.1088/1742-6596/1054/1/012082
- [26] C.D. Manolopoulos, M.F. Iacchetti, A.C. Smith, K. Berger, M. Husband and P. Miller, “Stator design and performance of superconducting motors for aerospace electric propulsion systems”, *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 28, no. 4, pp. 1-5, June 2018. DOI: 10.1109/TASC.2018.2814742
- [27] K. Ozaki et al., “Conceptual design of superconducting induction motors using REBa₂Cu₃O_y superconducting tapes for electric aircraft”, *IEEE Transactions on Applied Superconductivity*, vol. 30, no. 4, pp. 1-5, June 2020. DOI: 10.1109/TASC.2020.2971671

ИНФОРМАЦИЯ ОБ АВТОРАХ INFORMATION ABOUT THE AUTHORS

Шумов Юрий Николаевич, кандидат технических наук, доцент, г. Москва, Российская Федерация

Yuriy N. Shumov, Cand. Sci. (Eng.), associate professor, Moscow, Russian Federation

Сафонов Александр Сергеевич, кандидат технических наук, доцент, г. Москва, Российская Федерация

Aleksander S. Safonov, Cand. Sci. (Eng.), associate professor, Moscow, Russian Federation