

ИНТЕГРИРОВАННЫЕ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЕ СТАРТЕР-ГЕНЕРАТОРЫ С ДРОБНОЙ КОНЦЕНТРИРОВАННОЙ ОБМОТКОЙ

Исмагилов Ф.Р.* , Вавилов В.Е.* , Тарасов Н.Г.** , Айгузина В.В.***

Уфимский государственный авиационный технический университет,
УГАТУ, ул. К. Маркса, 12, Уфа, 450008, Республика Башкортостан, Россия

*e-mail: s2_88@mail.ru

**e-mail: nikolay.tarasov.1994@yandex.ru

***e-mail: vtipy@mail.ru

Основной целью исследований являются прямая интеграция электрической машины (генератора или стартер-генератора) на вал низкого и/или высокого давления авиационного двигателя и отказ от коробки передач. Это позволяет снизить массогабаритные показатели авиационного двигателя (АД), минимизировать затраты, связанные с его обслуживанием, и повысить аэродинамическую эффективность мотогондолы в частности и всего самолета в целом. В статье представлены конструкция и экспериментальные исследования масштабируемого высокотемпературного макета стартер-генератора для более электрического самолета. Разработана компьютерная модель масштабируемого макета, которая показала высокую точность и хорошую сходимость с результатами эксперимента. Проведена оценка эффективности охлаждения и потерь в рабочих элементах стартер-генератора. На основании результатов экспериментальных исследований и данных компьютерного моделирования спроектирован полномасштабный образец стартер-генератора, который оказался менее нагружен с точки зрения электромагнитных и тепловых нагрузок, что доказывает работоспособность предложенной концепции и ее эффективность.

Ключевые слова: генератор с дробной концентрированной обмоткой, постоянные магниты, интеграция электрической машины в АД.

Введение

В рамках программ по разработке новых экологически безопасных и эффективных летательных аппаратов особое место занимают исследования по повышению электрификации авиационного двигателя (АД) и созданию более электрического самолета. Исследования в данном направлении проводятся практически всеми двигателестроительными корпорациями: *Rolls Royce*, *General Electric*, *PW Canada* и др. [1—4]. Основной задачей исследований является прямая интеграция электрической машины (генератора или стартер-генератора) на вал низкого и/или высокого давления авиационного двигателя и отказ от коробки передач. Это позволяет снизить массогабаритные показатели АД, минимизировать затраты, связанные с его обслуживанием и повысить аэродинамическую эффективность мотогондолы в частности и всего самолета в целом.

Для решения указанной задачи различными исследовательскими коллективами проводятся работы по созданию высокоэффективного стартер-генератора (СГ), способного работать в агрессив-

ных температурных условиях окружающей среды при минимальных технологических возможностях охлаждения [5—7].

При этом установка СГ в авиационном двигателе возможна:

— на валу низкого давления (температура не превышает 150 °С, но работа СГ возможна только в генераторном режиме, электрозапуск двигателя невозможен);

— на валу высокого давления (возможен электрозапуск двигателя, но температура окружающей среды может достигать 200—300 °С).

В целом, для достижения максимального эффекта, как было доказано авторами [8], электрические машины необходимо интегрировать на обоих валах. Это позволит вырабатывать электроэнергию и в режиме авторотации АД и обеспечит эффективное электроснабжение на режимах посадки и взлета.

Изначально для реализации идеи интеграции СГ в авиационный двигатель пытались применить явнополюсные генераторы с вращающимся выпрямителем, однако они оказались неэффективными.

Недостаточная эффективность была обусловлена низкой температурной стойкостью диодов, низкими температурными и энергетическими характеристиками постоянных магнитов, которые применялись в его подвозбудителе, а также высокими массогабаритными показателями и необходимостью охлаждения ротора. Поэтому данная идея практически на 20–25 лет была забыта авиационной промышленностью, хотя еще в 1972 году был доказан масштабный эффект от реализации этой концепции.

Создание новой элементной базы высокотемпературных постоянных магнитов и проводов, а также новых конструктивных схем электрических машин позволило в начале 2000-х годов вернуться к этой идее, но в качестве интегрированного СГ рассматривались уже индукторные генераторы и электрические машины с постоянными магнитами. Наиболее применимыми с точки зрения достижения максимального эффекта являются СГ с постоянными магнитами и дробной концентрической обмоткой (СГПД), которые хорошо зарекомендовали себя в транспортной промышленности [9–12]. Основное преимущество данных СГ — минимальные размеры лобовых частей, что крайне важно ввиду ограниченности размеров полости АД для установки электрической машины. Также данный тип СГ по сравнению с индукторными имеет более высокий КПД и более низкие массогабаритные показатели, эти факторы являются определяющими для авиационной промышленности. Известны недостатки таких СГ: потери в бандеже ротора, постоянных магнитах и железе ротора, сложность управления при коротком замыкании.

Для интеграции в АД создавалась только одна конструктивная схема СГПД с внешним ротором и воздушным охлаждением для интеграции на вал низкого давления АД. СГПД с внутренним ротором для интеграции на вал высокого давления не исследовался и не разрабатывался.

В данной статье описываются основные конструктивные особенности масштабируемого прототипа СГПД с внутренним ротором для интеграции на вал высокого давления АД, представлены высокотемпературный СГ и результаты его испытаний при температуре окружающей среды 120 °С. Принципиальное отличие разработанного макета от известных в том, что он выполняется герметичным (проникновение масла в полости статора или ротора не допускается), но СГ погружается в масляную камеру АД, где находится масло для смазки подшипниковых опор с температурой 120–160 °С. Ни статор, ни ротор макета не омываются маслом, корпус

полностью погружен в масло, которое не циркулирует. Охлаждение осуществляется самовентиляцией — теплоотводом потерь в окружающее масло.

Кроме того, в статье исследована возможность теплоотвода от активных элементов СГ при погружении его корпуса в масло при температуре 120–160 °С и отсутствии циркуляции масла.

По результатам испытаний была разработана компьютерная модель в *Ansys Maxwell*, которая показала хорошую сходимость с экспериментальными исследованиями, и уже на основе компьютерной модели и данных эксперимента были сделаны замечания о геометрических размерах и массовых характеристиках образца мощностью 320 кВт.

Выбранная мощность обусловлена потребностями современных летательных аппаратов. Так, например, для Boeing 787 она составляет 1,4 МВт. Поскольку самолет обычно имеет два-четыре двигателя, то при интеграции в каждый двигатель СГ мощностью 320 кВт установленная мощность на борту как раз составит 0,7–1,4 МВт.

Описание прототипа

Так как разрабатываемый СГ устанавливается внутри АД, объем его жестко ограничен размерами картера АД. На рис. 1 представлен современный АД с СГ в генераторном режиме мощностью 320 кВт.

При проектировании высоконагруженных СГ необходимо хорошее понимание всех переменных, определяющих характеристики электрической машины. Выходная мощность машины рассматривается как функция от геометрических параметров и электромагнитных характеристик [13]:

$$P = C \cdot B_L \cdot AC \cdot D^2 \cdot L \cdot N, \quad (1)$$

где N — частота вращения ротора; L — активная длина машины; D — диаметр ротора; AC — удельная токовая нагрузка (значение токов в проводниках обмотки на единицу длины окружности якоря); B_L — среднее значение магнитной индукции в воздушном зазоре; C — машинная постоянная, зависящая от различных факторов, таких, как число полюсов ротора и технология намотки обмоток статора.

Максимальный объем СГ на рис. 1 составляет 0,0477 м³ с учетом размеров лобовых частей. Для СГ мощностью 320 кВт размеры данной полости являются весьма жесткими, и разместить в ней СГ с распределенной обмоткой практически невозможно. Поэтому единственное эффективное решение — использование СГПД. При этом для обеспечения вы-

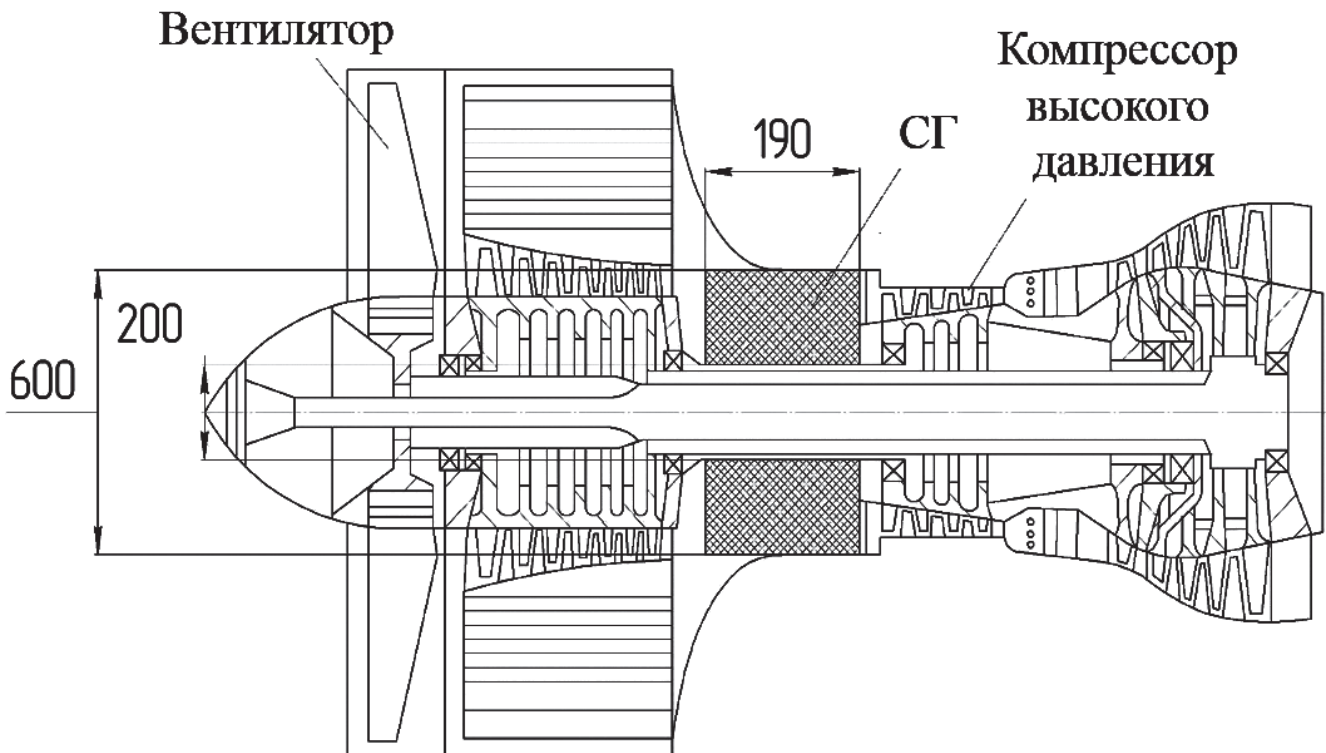


Рис. 1. Двухвальный АД с интегрированным СГ

сокой надежности при создании интегрированного в АД СГ в работах [5—7] в интегрированных СГ применяется либо 6-фазная обмотка либо двухуровневая 3-фазная система.

Нами предлагается другой подход: концепция использования в качестве СГ для установки на картере АД на валу высокого давления, двухмодульной электрической машины с двухуровневой 3-фазной системой (рис. 2).

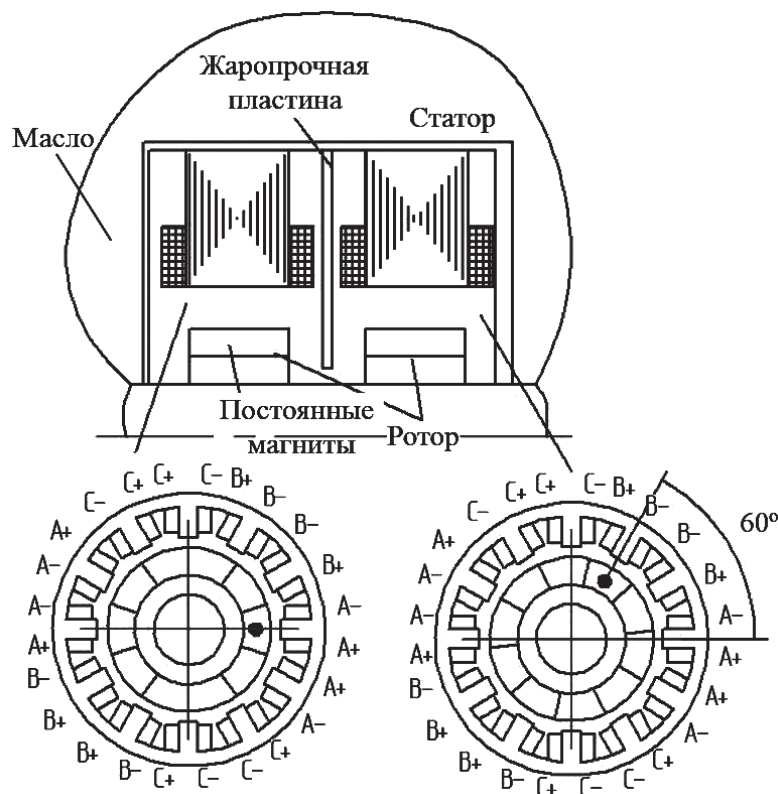


Рис. 2. Двухмодульная электрическая машина с двухуровневой 3-фазной магнитной системой

Оба ротора каждого модуля соединены с валом высокого давления АД и установлены со смещением 60° друг относительно друга для формирования 6-фазной системы. Обмотки статора обоих модулей выведены на один общий 12-пульсный выпрямитель с возможностью отключения каждой фазы от выпрямителя. Между лобовыми частями обмоток статора каждого модуля установлена жаропрочная пластина. Подобная конструкция позволит при появлении виткового короткого замыкания в одном модуле прекратить электромеханическое преобразование энергии в нем за счет механического расцепления ротора СГ и ротора АД. При этом, в случае отключения обмотки модуля от выпрямителя, сохраняется работоспособность системы электропитания самолета, так как сохраняется работоспособность второго модуля. Это обеспечивает нормальное функционирование системы электропитания самолета при аварийных режимах в СГ без увеличения его массогабаритных показателей. Оба модуля являются 3-фазными электрическими машинами с постоянными магнитами с внешним ротором.

При исследованиях подобных электрических машин возможен анализ только одного трехфазного модуля, так как модули одинаковые. При этом активная часть каждого модуля (без учета лобовых частей) должна занимать объем 0,0141 м³ при мощности одного модуля 160 кВт.

Был спроектирован и построен экспериментальный макет одного модуля СГПД, который подходит для использования в более электрических самолетах. Для облегчения лабораторных испытаний прототип создан с объемом активной части ротора ($D^2 \cdot L$) в 40 раз меньше (0,000176 м³). При этом электромагнитные нагрузки (произведение $B_L \cdot AC$) в модуле СГ мощностью 160 кВт и в экспериментальном макете были одинаковыми. Подобный подход позволяет линейное масштабирование

полученных результатов экспериментальных испытаний демонстрационного макета для исследований модуля СГ мощностью 160 кВт. Необходимая мощность макета определена при частоте

$$11000 \text{ об/мин } P_M = \frac{160}{40} = 4 \text{ кВт с учетом равенства}$$

электромагнитных нагрузок, а также с учетом разницы в 40 раз объема активной части макета и СГ мощностью 160 кВт. Частота вращения ротора экспериментального макета при лабораторных испытаниях в случае равенства электромагнитных нагрузок также может быть понижена при условии линейного уменьшения мощности. Поскольку в лаборатории удобно было использовать привод с частотой вращения 2000 об/мин, макет испытывался на мощность 0,727 кВт. В табл. 1 приведены основные параметры прототипа, на рис. 3 — статор и ротор разработанного прототипа, на рис. 4 — прототип в сборе.

Так как прототип будет использоваться при высоких температурах, то обычные магниты Sm₂Co₁₇ были заменены высокотемпературными постоянными магнитами на основе Sm₂Co₁₇, легированными 8% меди. Это позволило достигнуть рабочей температуры постоянных магнитов до 450 °С.

Обмоточный провод имеет полиимидную изоляцию; пазовая изоляция также полиимидная, это

Таблица 1

Параметры экспериментального макета

Номинальная скорость, об/мин	11000
Испытательная скорость, об/мин	2000
Мощность при номинальной скорости, кВА	4356
Мощность при испытательной скорости, кВА	792
Номинальный ток фазы, А	22
Номинальное напряжение фазы, В	77
Испытательное напряжение фазы, В	12



Рис. 3. Статор и ротор экспериментального макета

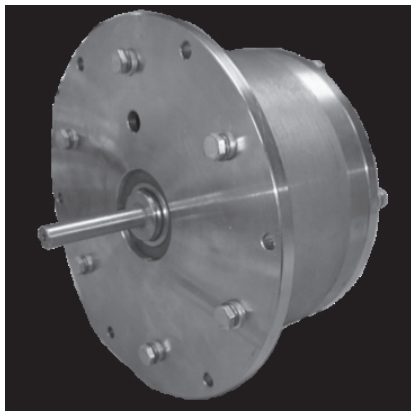


Рис. 4. Экспериментальный макет высокотемпературного СГ

обеспечивает длительную температуру провода до 220 °С. В реальном СГ будет использован провод с стекловолоконистой изоляцией, пропитанной жаростойким композитным материалом с дополнительным лаковым слоем и обеспечивающей рабочую температуру СГ до 400 °С. Но ввиду дороговизны такого провода в макетном образце использовался более дешевый провод с полиамидной изоляцией. Для обеспечения герметичности статора и ротора, так как СГ находится в масленополненной полости, подшипниковый щит СГ и корпус изолировались термостойким герметиком (рабочая температура до 350 °С).

Проектная частота вращения ротора демонстрационного макета составляла 11000 об/мин (анало-

гично авиационному валу высокого давления АД), т. е. частота перемагничивания статора составляла 916,6 Гц. Для снижения потерь на вихревые токи в обмотке, а также явления скин-эффекта провод обмотки выполнялся многожильным, диаметр одной жилы — 0,5 мм. При этом глубина проникновения магнитного поля в провод при частоте 916,6 Гц составляла

$$\delta_p = \sqrt{\frac{2}{\pi f \mu_0 \sigma_{Cu}}} = \sqrt{\frac{2}{4 \cdot \pi^2 \cdot 916,6 \cdot 10^{-7} \cdot 59500000}} = 3 \text{ мм},$$

где $\mu_0 = 4 \cdot \pi \cdot 10^{-7}$ Гн/м — магнитная проницаемость вакуума; $\sigma_{Cu} = 59500000$ См/м — удельная проводимость меди.

Выбранный диаметр намного меньше глубины проникновения, что соответствует рекомендациям по проектированию высокочастотных электрических машин [14–16].

Методика экспериментальных исследований

Экспериментальные исследования макета СГ производились в масляном баке, температура масла варьировалась от 100 до 120 °С при частоте до 2000 об/мин (рис. 5).

Приборы для измерения

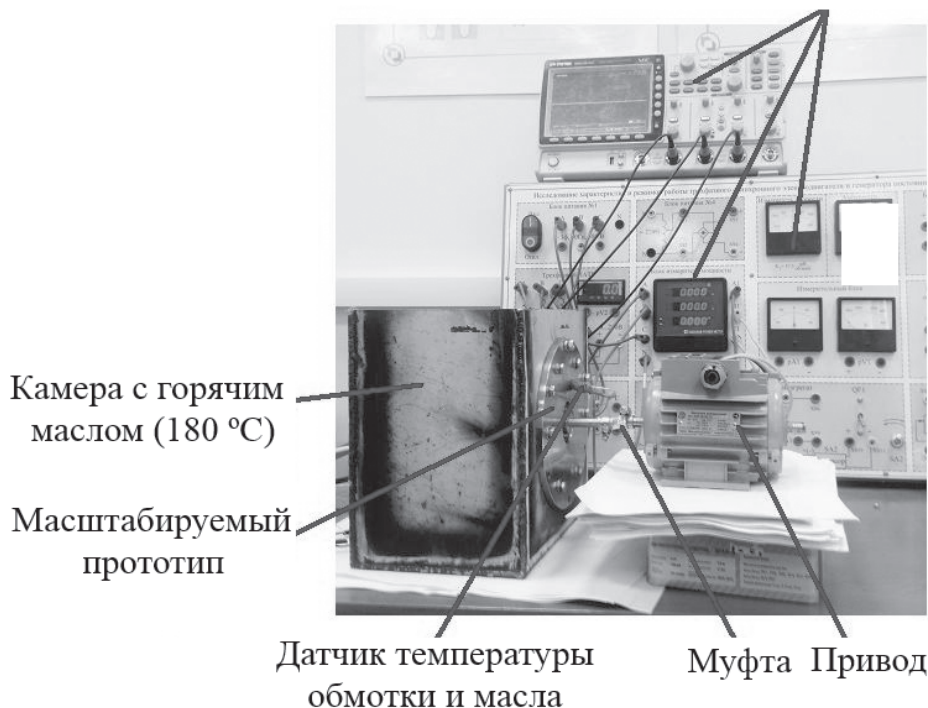


Рис. 5. Экспериментальный стенд

Методика экспериментальных испытаний макета СГ была следующей:

- измерение выходного напряжения макета на холостом ходу при температуре масла 20 °С;
- исследования выходного напряжения макета на холостом ходу при температуре масла 120 °С;
- исследования электромагнитных и тепловых характеристик макета при плотности тока 18 А/мм² и температуре масла 120 °С;
- исследования электромагнитных и тепловых характеристик макета SG при коротком замыкании.

Компьютерная модель СГ и результаты испытаний

При проектировании прототипа изначально были проведены аналитические расчеты, по результатам которых в программном комплексе *Ansys Maxwell* была разработана компьютерная модель. Компьютерная модель представляет собой точную геометрическую копию экспериментального макета. Данная модель является инструментарием для проектирования основного модуля СГ мощностью 160 кВт, который уже непосредственно установлен на валу АД. Поэтому на данном этапе исследований было также важно получить высокую точность разработанной модели в сравнении с экспериментом. То есть важной целью экспериментальных исследований была верификация результатов компьютерного моделирования и испытаний малоразмерного макета. А далее компьютерная модель масштабировалась на объем активной части полости АД и исследовались ее характеристики.

Потери на вихревые токи в бандажной оболочке и магнитах являются одним из основных недостатков СГПД, поэтому при компьютерном моделировании особое внимание уделялось оценке потерь в постоянных магнитах. В демонстрационном макете магниты ротора выполнялись нешихтованными. Исследования потерь в постоянных магнитах про-

водились при двух частотах: испытательной (2000 об/мин) и номинальной (11000 об/мин).

Потери в постоянных магнитах увеличиваются практически на два порядка при переходе с испытательной частоты на номинальную и составляют для макета 62,5 Вт. При частоте 2000 об/мин потери в постоянных магнитах составляют около 1 Вт. Вследствие значительных потерь в постоянных магнитах в реальном модуле СГ мощностью 160 кВт постоянные магниты ротора будут выполнены шихтованными в аксиальном направлении.

В табл. 2 представлены результаты испытаний экспериментального макета при температуре 20 °С, а также гармонический анализ напряжений и токов в исследуемом макете. При этом гармоники больше 5, ввиду малости, не оценивались.

Как видно из табл. 2, аналитические расчеты позволили разработать макет на необходимую мощность.

На рис. 6 представлены экспериментальные зависимости напряжения от тока в демонстрационном макете при испытаниях его в режиме генератора, нагрузка при этом была только омической. Также показано сравнение экспериментальных данных и данных компьютерного моделирования.

На рис. 7 приведены экспериментальные осциллограммы напряжений при различных температурах окружающего масла (20 и 120 °С), а также сравнение этих кривых с данными *Ansys Maxwell*. Напряжение холостого хода экспериментального макета составляет 13,5 В. При увеличении температуры масла до 120 °С напряжение холостого хода экспериментального макета составляет 11,25 В, т. е. снижается на 20 %.

Расхождение полученных экспериментальных данных и данных компьютерного моделирования не превышает 2—3 %. Это вполне приемлемый результат, позволяющий далее использовать разработанную компьютерную модель для проектирования

Таблица 2

Результаты испытаний экспериментального макета при температуре 20 °С

Тип измерения	$U_1, В$	$I_1, А$	$U_3, В$	$I_3, А$	$U_5, В$	$I_5, А$
Холостой ход	13,5	—	0,675 (5%)	—	0.0405 (0,3 %)	—
Нагрузка 2,5 Ом	13,16	5,34	0,658 (5%)	0.267 (5 %)	0.03948 (0,3 %)	0.01602 (0,3 %)
Нагрузка 1,66 Ом	13,01	7,8	0,6505 (5 %)	0.39 (5 %)	0.03903 (0,3 %)	0.0234 (0,3 %)
Нагрузка 0,53 Ом	11,3	21,18	0,565 (5 %)	1.059 (5 %)	0.0339 (0,3 %)	0.06354 (0,3 %)
Нагрузка 0,25 Ом	8,7	34,299	0,435 (5 %)	1.71495 (5 %)	0.0261 (0,3 %)	0.102897 (0,3 %)
Нагрузка 0,17 Ом	7,42	43,03	0,371 (5%)	2.1515 (5 %)	0.02226 (0,3 %)	0.12909 (0,3 %)
Короткое замыкание	0,726	80	0,0363 (5 %)	4 (5 %)	0.002178 (0,3 %)	0.24 (0,3 %)

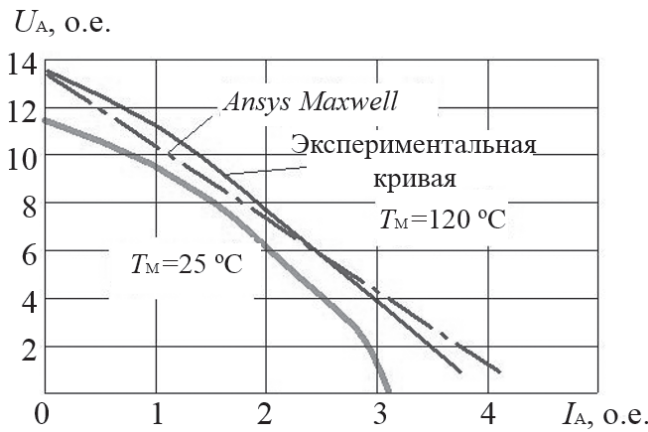


Рис. 6. Экспериментальные зависимости напряжения от тока в демонстрационном макете при испытаниях в режиме генератора

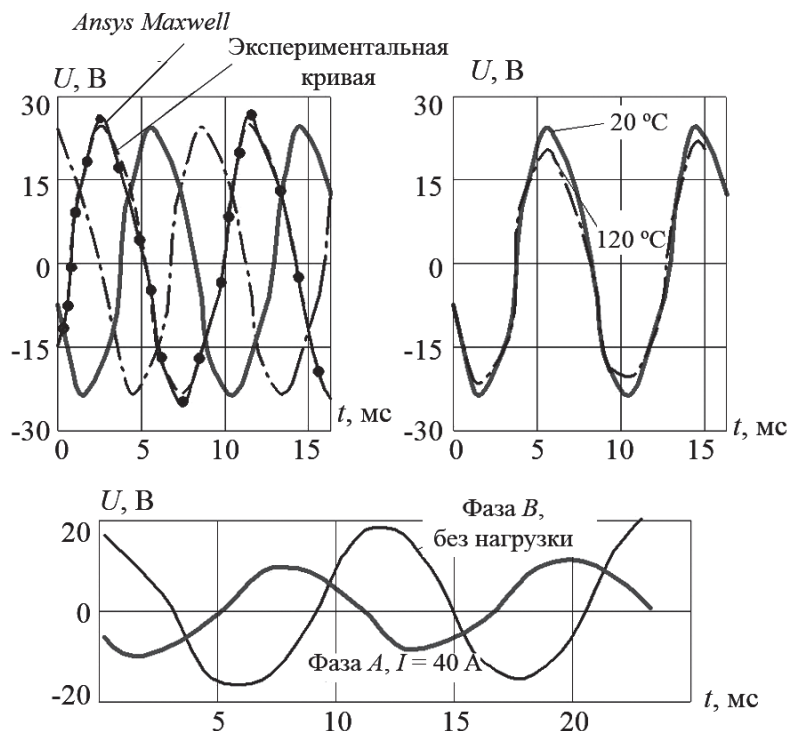


Рис. 7. Экспериментальные зависимости напряжения от тока в демонстрационном макете при испытаниях в режиме генератора

полноценного прототипа для установки на валу высокого давления АД.

Экспериментальные данные показывают, что при нагреве масла до 120 °С напряжение макета снижается на 15–20 %. Причиной этого является снижение свойств постоянных магнитов.

Для исследования работоспособности макета при коротких замыканиях были произведены экспериментальные испытания 1-фазного и 3-фазного коротких замыканий. Экспериментальный макет работал в режиме короткого замыкания 25 с. Токи и напряжения при данном режиме приведены в табл. 2. После короткого замыкания макет СГ снова

был запущен в режиме холостого хода и обеспечил напряжение холостого хода 13,5 В. Полученные результаты подтверждают, что постоянные магниты при коротком замыкании не размагничиваются и сохраняют свои характеристики.

Тепловое масштабирование СГ

Так как исследуемый СГ охлаждается самовентилиацией, то процесс теплоотдачи в нем описывается известными уравнениями Фурье. Коэффициент теплоотдачи от корпуса экспериментального

макета в масляную камеру составлял $110 \frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{°C}}$.

Поскольку исследуемый макет — масштабированная электрическая машина, то вводится понятие не

только электромагнитного, но и теплового масштабирования. Суть данного понятия в том, что у демонстрационного макета будет определено соотно-

шение всех потерь в единицу объема $(\frac{P_{loss}}{V_a}, \frac{\text{Вт}}{\text{м}^3})$.

При этом в прототипе с реальными размерами и мощностью данное соотношение должно равняться масштабируемому макету.

Конечно, данный метод имеет определенные погрешности, но в то же время он позволяет получить две одинаковые с точки зрения тепловых на-

грузок электрические машины при условии равенства плотности тока и частоты вращения ротора.

Для оценки эффективности охлаждения необходимо произвести расчет потерь демонстрационного макета. Результаты расчётов потерь и их сравнение

представлены в табл. 3. Расчёты велись при номинальной частоте вращения ротора (11 000 об/мин), так как в случае расчета потерь аппроксимация по частоте невозможна, ввиду нелинейной зависимости потерь от частоты. В качестве материала маг-

Таблица 3

Потери в экспериментальном макете

Тип потерь	Расчетная оценка потерь	Величина потерь
Аэродинамические потери P_{air} – потери ротора на трение с воздухом	$P_{air} = \frac{c_f \pi \rho_{air} \Omega^3 D^4 l}{16},$ <p>где c_f – коэффициент трения с воздухом; ρ_{air} – плотность воздуха; Ω – угловая скорость ротора; D – диаметр ротора; l – длина ротора</p>	40 Вт
Потери в обмотке P_{cu} – сумма потерь на вихревые токи и омических потерь в обмотке	$P_{cu} = \frac{H^2 l \pi^3 \sigma \mu_0 f^2 d_s^4}{4} + m I^2 R,$ <p>где H – напряженность магнитного поля, вызванная вихревыми токами; d_s – диаметр провода; m – число фаз; R – активное сопротивление обмотки</p>	130,78 Вт
Потери в магнитопроводе статора P_{fe}	<p>Масса зубцов статора 0,52 кг; индукция в зубцах 1 Тл.</p> <p>Масса спинки статора 1,5 кг; индукция в спинке статора 0,5 Тл</p>	32,62 Вт
Потери в бандажной оболочке ротора и постоянных магнитах P_{rot}	<p>Определяются согласно рисунку</p>	66 Вт
Полный КПД	$\eta = \frac{P}{P + P_{rot} + P_{fe} + P_{cu} + P_{air}} \cdot 100$	94 %
Коэффициент теплового масштабирования	$\frac{P_{loss}}{V_a}$	1530,68 кВт/м ³

Таблица 4

Характеристики полноразмерного модуля SG

Номинальная скорость, об/мин	11000
Мощность при номинальной скорости, кВА	184
Номинальный ток фазы, А	535
Номинальное напряжение фазы, В	115
Масса СГ, кг	78

нипровода использовалась кобальтовая сталь, для которой при индукции 1 Тл и частоте 400 Гц потери равны 31.9 Вт.

Для оценки эффективности принятых условий охлаждения экспериментального макета СГ в его лобовых частях был установлен датчик температуры, который измерял действующие значения температуры обмоток; датчик температуры был установлен и в масляном баке. На рис. 8 представлена зависимость температуры обмоток СГ во времени при температуре масла 105 °С, начальная температура обмоток также составляла 105 °С. Частота вращения макета на протяжении испытаний оставалась постоянной.

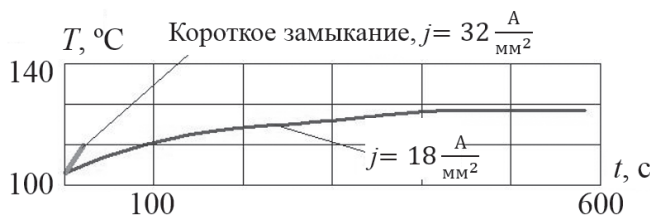


Рис. 8. Тепловые процессы в обмотке SG

Из рис. 8 видно, что максимальный перегрев обмотки составляет 35 °С за 570 с при указанном уровне потерь. Кроме того, представлен нагрев обмотки СГ при коротком замыкании. Превышение температуры обмотки при коротком замыкании за 25 с составило порядка 15–20 °С.

Полученные перегревы обмотки при коротком замыкании свидетельствуют о необходимости проектирования СГ на номинальную температуру обмотки 350 °С и использовать провод с рабочей температурой 400 °С. Это позволяет обеспечить пожаробезопасность СГ при коротком замыкании. Также полученные перегревы показывают возможность охлаждения СГ самовентиляцией в масляную среду.

При этом, если показатели потерь в объеме у реального макета и масштабируемого равнозначны, то можно сделать вывод об эффективности подобного охлаждения и для реального прототипа СГ.

Проектирование полномасштабного СГ и его основные характеристики

На основе результатов экспериментальных исследований, с использованием масштабируемой компьютерной модели были рассчитаны основные параметры модуля полномасштабного СГ. Результаты данных расчетов приведены в табл. 4.

Полноразмерный модуль проектировался на аналогичные электромагнитные и тепловые нагруз-

ки с масштабируемым демонстрационным макетом. Магнитопроводы статора и ротора выполнены из кобальтового магнитомягкого сплава Vacoflux 48. Применялись постоянные магниты из Sm_2Co_{17} , легированного медью 8 % (рабочая температура 500 °С).

В отличие от демонстрационного макета, магниты ротора и бандаж полноразмерного модуля были выполнены шихтованными, что позволило значительно сократить потери в роторе. Кроме того, важным этапом проектирования полноразмерного модуля была оценка механических напряжений в роторе. Однако этому этапу при проектировании масштабируемого макета уделялось недостаточно внимания, так как центробежные усилия в нем незначительны. В полноразмерном СГ, ввиду значительного диаметра ротора, данный вопрос требует особой проработки.

Проведены расчеты механической прочности бандажной оболочки ротора из титана с толщиной 10 мм, которые показали, что напряжения в бандажной оболочке составляют 400–450 МПа, а это позволяет обеспечить запас коэффициента прочности для титанового бандажа в диапазоне 1.5–1.7. Размеры бандажной оболочки также были учтены при электромагнитных расчетах.

Полномасштабный макет обладает меньшим коэффициентом теплового масштабирования, что позволяет его более эффективно охлаждать по сравнению с прототипом. Очевидно, что если более нагруженная в тепловом плане электрическая машина нормально эксплуатируется при заданных условиях охлаждения, то менее нагруженная электрическая машина также будет работоспособна в данных условиях. Кроме того, масштабируемый макет и полноразмерный прототип СГ имеют равнозначные электромагнитные нагрузки. Это доказывает возможность использования принятого метода исследования, а следовательно, полученные экспериментальные результаты исследований масштабируемого образца могут распространяться на полноразмерный прототип СГ при условии линейного масштабирования.

Выводы

Представлена конструкция и экспериментальные исследования масштабируемого высокотемпературного макета СГ для более электрического самолета. Разработана компьютерная модель масштабируемого макета, которая показала высокую точность и хорошую сходимость с результатами эксперимента. В работе также проведена оценка эффективности охлаждения и потерь в рабочих элементах СГ. На основании результатов экспериментальных исследований и данных компьютерного моделирования спроектирован полномасштабный образец СГ, который оказался менее нагружен с точки зрения электромагнитных и тепловых нагрузок, что доказывает работоспособность предложенной концепции и ее эффективность. Важно отметить, что полученные массовые характеристики полноразмерного СГ на 10 кг меньше, по сравнению с компаниями Thales, а это доказывает эффективность исследуемого варианта.

Работа выполнена в рамках гранта государственной поддержки ведущих научных школ Российской Федерации (проект НШ-6858.2016.8 «Фундаментальные исследования электромагнитных и тепловых полей высокооборотных электромеханических преобразователей энергии с учетом требований прочности, с целью их многомерной оптимизации»).

Библиографический список

1. *Van Der Geest M., Polinder H., Ferreira J.A., Zeilstra D.* Machine Selection and Initial Design of an Aerospace Starter/Generator // The Proceedings of the IEEE International Electric Machines and Drives Conference. Chicago, Illinois, United States, 2013. Piscataway, pp. 196-203.
2. *Leon R.* High temperature embedded electrical machines for aerospace turbine applications: PhD thesis. University of Sheffield. 2013.
3. *Jones R.I.* The More Electric Aircraft: the past and the future // Electrical Machines and Systems for the More Electric Aircraft. 1999, pp. 1/1-1/4.
4. *Boglietti A., Cavagnino A., Staton D.A., Popescu M.* Experimental assessment of end region cooling arrangements in induction motor endwindings // IET Electric Power Applications. 2011. Vol. 5. No. 2, pp. 203-209.
5. *Cavagnino A., Li Z., Tenconi A., Vaschetto S.* Integrated generator for more electric engine: Design and testing of a scaled-size prototype // IEEE Transactions on Industry Applications. 2013. Vol. 49. No. 5, pp. 2034-2043.
6. *Кузьмичев П.В., Левин Д.В., Мисютин П.Ю., Зечихин Б.С.* Авиационные генераторы повышенной мощности // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 6. С. 39-46.
7. *Вавилов В.Е., Бекузин В.И., Айгузина В.В.* Высокооборотный беспазовый генератор, интегрированный во вспомогательную силовую установку: конструкция и экспериментальные исследования масштабируемого прототипа // Вестник Московского авиационного института. 2017. Т. 24. № 2. С. 164-175.
8. *Ismagilov F.R., Khairullin I.Kh., Vavilov V.E., Farrakhov D.R., Yakupov A.M., Bekuzin V.I.* A high-temperature frameless starter-generator integrated into an aircraft engine // Russian Aeronautics. 2016. Vol. 59. No. 1, pp. 107-111.
9. *Dieter Gerling, Mohammed Alnajjar.* Six-phase electrically excited synchronous generator for More Electric Aircraft // International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM). 2016, pp. 7-13.
10. *Dajaku G., Gerling D.* Magnetic Radial Force Density of the PM Machine with 12teeth/10-poles Winding Topology // IEEE International Electric Machines and Drives Conference, IEMDC2009, Florida USA, 2009, pp. 157-164.
11. *El-Refaei A.M.*, Fractional-Slot Concentrated-Windings Synchronous Permanent Magnet Machines: Opportunities and Challenges // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2010. Vol. 57. No. 1, pp. 107-121.
12. *Ishak D., Zhu Z.Q.* Comparison of PM brushless motors, having either all teeth or alternate teeth wound // IEEE Transactions on Energy Conversion. 2006. Vol. 21. No. 1, pp. 95-103.
13. *Ganev E.D.* High-Performance Electric Drives for Aerospace More Electric Architectures // IEEE Power Engineering Society General Meeting, 2007, pp. 1-8.
14. *Vavilov V., Ismagilov F.R., Hairullin I., Gusakov D.* High Efficiency Ultra-High Speed Microgenerator // IECON 2016 — 42nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society. 2016, pp. 1171-1177.
15. *Nagorny A.S., Dravid N.V., Jansen R.H., Kenny B.H.* Design Aspects of a High Speed Permanent Magnet Synchronous Motor/Generator for Flywheel Applications // IEEE International Conference on Electric Machines and Drives. 2005, pp. 1-7.
16. *Borisavljević A.* Limits, Modeling and Design of High-Speed Permanent Magnet Machines. — Wormann Print Service. Zutphen, the Netherlands, 2011. — 209 p.

INTEGRATED HIGH-TEMPERATURE STARTER-GENERATORS WITH INTERMITTENT CONCENTRATED WINDING

Ismagilov F.R.* , Vavilov V.E.* , Tarasov N.G. , Aiguzina V.V.*****

*Ufa State Aviation Technical University,
USATU, 12, K. Marx str., Ufa, The Republic of Bashkortostan, Russia*

**e-mail: s2_88@mail.ru*

***e-mail: nikolay.tarasov.1994@yandex.ru*

****e-mail: vtipy@mail.ru*

Abstract

The main objective of the research is the direct integration of the electric machine such as generator or starter-generator on the low-pressure and/or high-pressure shaft of an aircraft engine, and the gearbox elimination. This will allow reduce the aircraft engine's weight and size figures, as well as improve the aerodynamic efficiency of an aircraft as a whole. This article presents the design and experimental research of the scalable prototype of high-temperature starter-generator with the inner rotor for more electric aircraft. The fundamental difference of the developed generator from the conventional machine consists in no oil ingress into the rotor or stator cavity. The starter-generator is immersed in an aircraft engine oil chamber, containing the oil necessary for bearings lubrication at the temperature of 120-160 °C. The stator and rotor are not lubricated with oil, which does not circulate. Cooling is achieved by losses' heat sink into the surrounding oil. A scalable high-temperature starter-generator prototype model was developed in Ansys Maxwell software package. It revealed a high accuracy and close convergence with the experimental results. Moreover, the system efficiency assessment and computation of losses in starter-generator's elements were performed. Based on the experimental results and computer simulation the starter-generator full-sized model was developed, and tests at the temperature of 120 °C were conducted. This generator appeared to be less loaded from the viewpoint of electromagnetic and thermal loads. It proves the efficiency of the proposed conception and its effectiveness for implementation in more electric aircraft.

Keywords: starter-generator with intermittent concentrated winding, permanent magnets, direct integration, more electric aircraft.

References

1. Van Der Geest M., Polinder H., Ferreira J.A., Zeilstra D. Machine Selection and Initial Design of an Aerospace Starter/Generator. *The Proceedings of the IEEE International Electric Machines and Drives Conference. Chicago, Illinois, United States, 2013.* Piscataway, pp. 196-203.
2. Leon R. *High temperature embedded electrical machines for aerospace turbine applications.* PhD thesis, University of Sheffield, 2013.
3. Jones R.I. The More Electric Aircraft: the past and the future. *Electrical Machines and Systems for the More Electric Aircraft*, 1999, pp. 1/1-1/4.
4. Boglietti A., Cavagnino A., Staton D.A., Popescu M. Experimental assessment of end region cooling arrangements in induction motor end windings. *IET Electric Power Applications*, 2011, vol. 5, no. 2, pp. 203-209.
5. Cavagnino A., Li Z., Tenconi A., Vaschetto S. Integrated generator for more electric engine: Design and testing of a scaled-size prototype. *IEEE Transactions on Industry Applications*, 2013, vol. 49, no. 5, pp. 2034-2043.
6. Kuz'michev R.V., Levin D.V., Misyutin R.Yu., Zechikhin B.S. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2011, vol. 18, no. 6, pp. 39-46.
7. Vavilov V.E., Bekuzin V.I., Aiguzina V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 164-175.
8. Ismagilov F.R., Khairullin I.Kh, Vavilov V.E., Farrakhov D.R., Yakupov A.M., Bekuzin V.I. A high-temperature frameless starter-generator integrated into an aircraft engine. *Russian Aeronautics*, 2016, vol. 59, no. 1, pp. 107-111.
9. Gerling D., Alnajjar M. Six-phase electrically excited synchronous generator for More Electric Aircraft. *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM)*, 2016, pp. 7-13.
10. Dajaku G., Gerling D. Magnetic Radial Force Density of the PM Machine with 12teeth/10-poles Winding Topology. *IEEE International Electric Machines and Drives Conference, IEMDC2009*, Florida USA, 2009, pp. 157-164.
11. El-Refaie A.M., Fractional-Slot Concentrated-Windings Synchronous Permanent Magnet Machines: Opportunities and Challenges. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2010, vol. 57, no. 1, pp. 107-121.
12. Ishak D., Zhu Z.Q. Comparison of PM brushless motors, having either all teeth or alternate teeth wound.

- IEEE Transactions on Energy Conversion*, 2006, vol. 21, no. 1, pp. 95-103.
13. Ganey E.D. High-Performance Electric Drives for Aerospace More Electric Architectures. *IEEE Power Engineering Society General Meeting*, 2007, pp. 1-8.
 14. Vavilov V., Ismagilov F.R., Hairullin I., Gusakov D. High Efficiency Ultra-High Speed Microgenerator. *IECON 2016 - 42nd Annual Conference of the IEEE Industrial Electronics Society*, 2016, pp. 1171-1177.
 15. Nagorny A.S., Dravid N.V., Jansen R.H., Kenny B.H. Design Aspects of a High Speed Permanent Magnet Synchronous Motor/Generator for Flywheel Applications. *IEEE International Conference on Electric Machines and Drives*, 2005, pp. 1-7.
 16. Borisavljević A. *Limits, Modeling and Design of High-Speed Permanent Magnet Machines*. Wormann Print Service. Zutphen, the Netherlands, 2011, 209 p.