

УДК 621.313.8

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Ф. Р. ИСМАГИЛОВ¹, В. Е. ВАВИЛОВ², Р. Р. УРАЗБАХТИН³, Р. С. СТАРКОВ⁴

¹ifr@ugatu.su, ²vavilovv@ugatu.su, ³urr98@mail.ru, ⁴starkoff.roma2010@yandex.ru

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 07.09.2020

Аннотация. Проведен полноценный обзор концепций создания электрифицированных авиационных двигателей. Рассмотрены перспективы электрификации современных воздушных судов. Осуществлен анализ электрических машин, пригодных к интеграции на вал авиационного двигателя. Рассмотрены варианты интеграции стартера-генератора в двухконтурный турбореактивный двигатель и выявлены их особенности. Предложен оригинальный алгоритм расчета интегрированного в двухконтурный турбореактивный двигатель стартера-генератора, учитывающий особенности его нахождения непосредственно в авиационном двигателе.

Ключевые слова: авиационные электрические машины; более электрический самолет; полностью электрифицированный самолет; электрический авиационный двигатель; гибридный авиационный двигатель; стартер-генератор; двухконтурный турбореактивный двигатель.

ВВЕДЕНИЕ

Развитие авиации на современном уровне техники достигло своего физического предела, в связи с чем крупные авиастроительные корпорации разрабатывают новые решения для повышения эффективности современных летательных аппаратов (ЛА). В частности, это обусловлено тем, что авиационные газотурбинные двигатели не могут дальше совершенствоваться в связи с недостаточно высоким уровнем развития авиационных материалов, большими денежными и временными затратами на создание новых материалов. На этом фоне появились концепции более электрического самолета (БЭС) и полностью электрифицированного самолета (ПЭС), в которых традиционные пневматические и гидравлические системы уступают место электрическим, а на смену газотурбинным авиационным двигателям

(АД) приходят электрифицированные авиационные двигатели (ЭАД).

В статье авторами рассматривается концепция ЭАД, проводится анализ типов электрических машин (ЭМ), которые являются перспективными при реализации ЭАД, приводятся варианты интеграции ЭМ в АД, формируется алгоритм проектирования ЭМ для ЭАД. В качестве электрифицируемого АД выбран двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД).

КОНЦЕПЦИЯ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Сегодня происходит ужесточение экологических норм, в том числе норм по уровню шума, предъявляемых к ЛА, в роли которых выступают как боевые воздушные суда, так и гражданские. Существующие АД на текущем этапе развития технологий не могут

обеспечить требуемые показатели по выбросам CO_2 , NO_x и т. д. Более того, АД эксплуатирующихся ЛА не соответствуют ужесточающимся требованиям топливной эффективности. Совершенствование силовой установки ЛА приводит к повышению эффективности ЛА в целом, а также к снижению затрат на его обслуживание и эксплуатацию. В перспективе это позволит, например, снизить стоимость гражданских авиаперевозок.

В рамках концепций БЭС и ПЭС проектируются как полностью электрические АД (ПЭАД), так и ЭАД. Первым полностью электрическим самолетом стал проект Airbus E-Fan, представляющий собой легкий самолет, максимальная скорость которого достигает 220 км/ч. Основным недостатком первого образца Airbus E-Fan является низкая продолжительность полета (45–60 мин), что не удовлетворяет требованиям к современным ЛА. Низкая продолжительность полета обусловлена в основном низкими характеристиками аккумуляторов, которые не могут обеспечить достаточное количество энергии для питания ПЭАД [1]. Более того, применение ПЭАД ограничено на крупных самолетах в связи с их массогабаритными показателями, что обусловлено двумя факторами: 1) при увеличении мощности ПЭАД неизбежно возрастает его масса; 2) нельзя выполнить ПЭАД произвольной формы и размеров исходя из аэродинамики ЛА. Тем не менее работы по ПЭАД ведутся, например, в рамках совместной работы компаний Siemens и EADS над проектом VoltAir. Здесь предлагается внедрение электродвигателей со сверхпроводящей обмоткой, которая охлаждается жидким азотом. Применение сверхпроводников в обмотках ПЭАД позволяет достичь удельной мощности ПЭАД на уровне 7–8 кВт/кг [1], что сопоставимо с удельной мощностью некоторых традиционных АД.

Другим перспективным решением по расширению возможностей традиционного АД является создание ЭАД. Крупным проектом гибридного самолета является совместный проект компаний Airbus и Rolls-Royce под названием E-Thrust. Отличительная его особенность – высокая степень двухконтурности ЭАД, что позволяет снизить расход топлива, уровень шума и уро-

вень вредных выбросов. Электрификация АД достигается заменой пневматических и гидравлических систем на электрические, что было отмечено ранее. Одним из самых передовых вариантов электрификации АД является интегрирование стартера-генератора (СГ) непосредственно на вал АД, что позволяет отказаться от редуктора при передаче механической энергии от силовой установки к генератору и производить электрический запуск АД. Проблемой в концепции ЭАД с интегрированным СГ является большое количество ограничений, которые накладываются на ЭМ, находящуюся внутри АД (подробно рассмотрено в следующем разделе).

Безусловно, работы по проектированию ПЭАД и ЭАД ведутся крупными авиастроительными корпорациями и ведущими мировыми научно-исследовательскими коллективами, но в случае ПЭАД существуют ограничения в виде низкой удельной мощности существующих ЭМ, а во втором случае – несовершенство методик проектирования ЭМ, устаревшая теоретическая база для проектирования и высокие требования непосредственно к интегрируемой ЭМ.

ТИПЫ ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ МАШИН, ПРИГОДНЫХ К ИНТЕГРАЦИИ В АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ, ИХ КЛЮЧЕВЫЕ ОСОБЕННОСТИ И ТРЕБОВАНИЯ К НИМ

Целью данной работы является обобщение известных материалов по ЭАД с интегрированным СГ и предложение концепции создания ЭАД на основе интегрированного СГ. Далее проведен анализ перспективных авиационных ЭМ с учетом возможности их интеграции в АД, а также выделены их ключевые особенности и предъявляемые к ним требования.

Наличие редуктора между СГ или генератором является причиной снижения надежности системы генерирования электроэнергии ЛА и приводит к понижению эффективности системы генерирования электроэнергии ЛА. Поэтому ряд аэрокосмических корпораций и исследовательских учреждений проводят работы по отказу от коробки приводов АД в пользу создания интегрированных СГ.

На перспективных ЛА применяются индукторные ЭМ, коммутационные ЭМ, ЭМ с постоянными магнитами (ПМ) и др. Выбор ЭМ на роль интегрированного СГ обусловлен многими параметрами: 1) массогабаритные показатели; 2) надежность; 3) регулируемость; 4) отказоустойчивость; 5) возможность работы в агрессивных условиях окружающей среды.

Одним из самых перспективных ЭМ, которые пригодны в качестве интегрированного СГ – ЭМ с ПМ. Эффективность применения ЭМ с ПМ на ЛА обусловлена возможностью минимизировать их массу при максимизации их энергетических характеристик, а также автономностью ЭМ с ПМ (не требуются дополнительные устройства для возбуждения). На сегодняшний день удельная мощность ЭМ с ПМ составляет 4–5 кВт/кг. Одной из сложностей применения ЭМ с ПМ на ЛА является отсутствие обобщенного мультидисциплинарного алгоритма проектирования ЭМ с ПМ, учитывающего взаимное влияние электромагнитных, механических и тепловых процессов. В конечном счете это приводит к увеличению материальных и временных затрат на проектирование ЭМ с ПМ.

Исследованию ЭМ с ПМ посвящены работы [3–10]. Преимуществами ЭМ с ПМ являются: 1) их высокий КПД (для некоторых видов – более 96 %) [2]; 2) минимальная масса; 3) высокая надежность; 4) возможность достижения высоких частот вращения ротора; 5) простота стартерного пуска (реализовано на самолетах Boeing 787 и Airbus A380). В сравнении с авиационными индукторными ЭМ ЭМ с ПМ опережают их в быстроходности и массогабаритных показателях. Согласно вышесказанному именно ЭМ с ПМ выбраны на роль интегрированного СГ в рамках ЭАД.

При интеграции СГ в АД появляется возможность увеличения единичной мощности за счет возможности увеличения габаритных размеров, что обусловлено наличием свободного пространства около валов ТРДД. Очевидным преимуществом интеграции СГ на валы ТРДД является повыше-

ние топливной эффективности. Препятствующими факторами при интегрировании СГ на валы АД являются: 1) обеспечение высокой отказоустойчивости; 2) высокая температура окружающей СГ среды. Обеспечение высокой отказоустойчивости СГ обусловлено тем, что отказы в СГ (короткие замыкания, перегрузки и т. д.) могут привести к нарушению безопасности всего полета. Высокие температуры внутри АД приводят к необходимости увеличения мощности системы охлаждения СГ, а также применения температуроустойчивых материалов. Более того, высокие температуры окружающей СГ среды приводят к необходимости минимизации потерь в СГ в целях недопущения нагрева отдельных элементов СГ из-за этих потерь. Распределение температур внутри ТРДД показано на рис. 1.

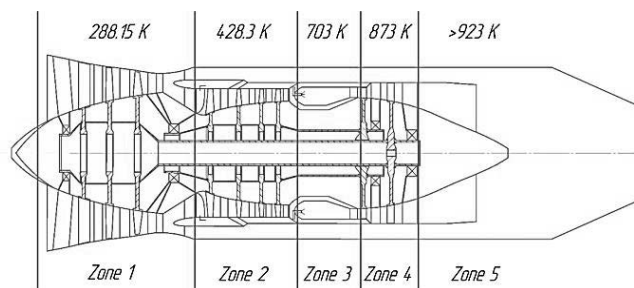


Рис. 1. Распределение температур в ТРДД

Отдельно остановимся на обеспечении отказоустойчивости интегрированного в АД СГ. Требования отказоустойчивости накладывают ограничения на конструкцию интегрируемого в АД СГ. Например, отказоустойчивость достигается при количестве фаз СГ не менее 6, а также при выполнении СГ с зубцовой обмоткой (фазы СГ не имеют гальванической связи между собой). Применение зубцовой обмотки позволяет уменьшить габаритную длину СГ, но при этом ухудшает энергетические характеристики машины. В случае интегрированного в АД СГ отказоустойчивость ЭМ является более важным требованием по сравнению с массогабаритными показателями, т. к. непосредственно влияет на безопасность полета.

Таким образом, интегрированный СГ для ЭАД должен выполняться как многофазная отказоустойчивая ЭМ с ПМ.

СПОСОБЫ ИНТЕГРАЦИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ МАШИНЫ В АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ. КЛЮЧЕВЫЕ ОСОБЕННОСТИ ИНТЕГРАЦИИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ МАШИНЫ В АВИАЦИОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Для интеграции ЭМ с ПМ на вал ТРДД существует несколько вариантов, каждый из которых имеет свои преимущества и недостатки. ТРДД обладает сложной конструкцией, пространство для интегрирования СГ ограничено. Причем активную длину интегрированного СГ можно варьировать в некоторых пределах, а внешний диаметр СГ жестко ограничен. Увеличение внешнего диаметра СГ эффективнее в случае необходимости повышения мощности СГ, нежели увеличение активной длины. Анализ литературы показывает, что предельное значение внешнего диаметра для интегрируемого СГ составляет 300 мм. Ограничения на расположение интегрированного СГ в тех или иных частях ТРДД накладываются исходя из высоких внешних температур внутри ТРДД.

Интеграция СГ в АД по возможности должна происходить без изменения конструкции АД, т. к. любые изменения конструкции АД приводят к изменению его параметров. Интегрированный в АД СГ не должен нарушать потоков газа внутри АД и вызывать завихрения. Важно отметить, что внутри АД имеют место серьезные вибрационные и ударные нагрузки, поэтому целесообразно проводить для интегрированного СГ вибрационные испытания.

Интегрирование СГ в ТРДД можно реализовать следующими способами:

- 1) установка на вал высокого давления;
- 2) установка на вал низкого давления;
- 3) установка СГ на вал высокого давления и на вал низкого давления одновременно.

Интеграция СГ на вал высокого давления ТРДД затруднена в связи с высокими температурами окружающей СГ среды. Однако при установке СГ на вал высокого давления обеспечивается простота пуска ТРДД (раскрутки вала высокого давления до режима малого газа).

Интеграция СГ на вал низкого давления ТРДД не связана с высокими температурами среды, окружающей СГ. Однако вал низкого давления имеет ощутимо меньшую скорость вращения по сравнению с валом высокого ТРДД, что является причиной увеличения массы и габаритов ТРДД. Более того, затруднен запуск ТРДД путем раскрутки вала низкого давления, т. к. возможен нежелательный помпаж. Необходимо отметить, что расположение интегрированного СГ на валу низкого давления ТРДД позволяет вырабатывать электроэнергию при отказе АД за счет явления авторотации.

Оптимальной схемой интегрированного СГ является распределенная схема, в которой СГ представляет собой две ЭМ, одна из которых расположена на валу низкого давления ТРДД, а вторая – на валу высокого давления ТРДД. В этом случае запуск осуществляется ЭМ, расположенной на валу высокого давления ТРДД. Также распределенная схема СГ позволяет оптимизировать отбор мощности от ТРДД на разных режимах его работы и повысить надежность интегрированного СГ. Недостатком распределенной схемы интегрированного СГ является ее конструктивная сложность.

Пример интеграции СГ на вал низкого давления показан на рис. 2, а на вал высокого давления – на рис. 3.

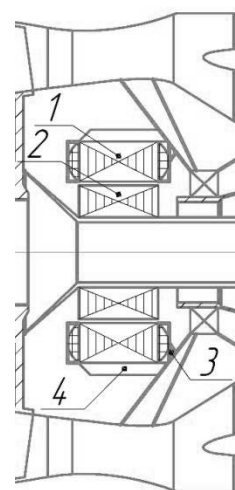


Рис. 2. СГ, интегрированный на вал низкого давления:
1 – статор; 2 – ротор; 3 – стакан статора для хладагента; 4 – трубки подвода хладагента

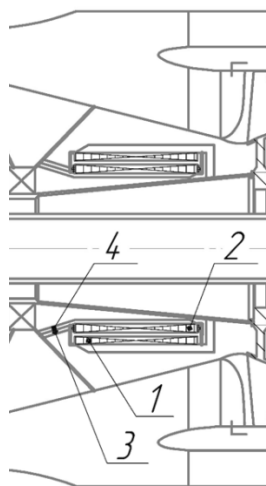


Рис. 3. СГ, интегрированный на вал высокого давления: 1 – статор; 2 – ротор; 3 – стакан статора для хладагента; 4 – трубки подвода хладагента

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ЭЛЕКТРИФИЦИРОВАННОГО АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ. АЛГОРИТМ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИНТЕГРИРУЕМОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ МАШИНЫ

Итак, на основе вышесказанного становится возможным предложить алгоритм проектирования интегрированного СГ.

На первом этапе необходимо определиться с мощностью, которую должен обеспечивать СГ. Обычно мощность, требуемая в рамках концепций БЭС и ПЭС от одного генератора, доходит до 1 МВт.

На втором этапе выбирается вариант интеграции СГ. Очевидно, что расположить СГ только на валу низкого давления ТРДД не представляется возможным. Поэтому выбирается расположение СГ только на валу высокого давления ТРДД (при невысокой требуемой мощности СГ) или распределенная схема СГ (при необходимости обеспечения высокой выходной мощности СГ). В рассматриваемом далее случае проектируется мощный СГ на 1 МВт, но при этом выбрана схема интеграции на вал высокого давления ТРДД в связи с ее более простым конструктивным исполнением.

На третьем этапе задаются параметры для проектирования СГ. Для примера взяты параметры СГ, приведенные в табл. 1.

Также принято, что в связи с требованиями отказоустойчивости СГ выполняется шестифазным. СГ работает на шестифазный выпрямитель. Расчет выходных напряжений

и токов методами компьютерного моделирования проводится для токов и напряжений на нагрузке.

Таблица 1

Исходные данные проектирования интегрированного в ТРДД СГ

Внешний диаметр, мм	300
Толщина постоянных магнитов, мм	20
Число полюсов на роторе, шт.	14
Число пазов статора, шт.	12
Выходная мощность, кВт	1000
Напряжение на нагрузке, кВ	1
Диаметр элементарного проводника, мм	0,6

На четвертом этапе аналитическими методами рассчитываются размеры активной части проектируемого СГ. После этого проводится оптимизация размеров активной части при помощи генетических алгоритмов в целях получения наиболее эффективной топологии СГ.

На пятом этапе проводится конечно-элементное моделирование СГ. Конечно-элементное моделирование позволяет описать те процессы, которые невозможно описать точно аналитическими методами (распределение индукции в магнитопроводе СГ, потери в ПМ на вихревые токи). В табл. 2 представлены параметры спроектированного СГ, интегрируемого на вал высокого давления ТРДД. На рис. 4 представлено распределение магнитной индукции в магнитопроводе СГ. На рис. 5 сверху представлено напряжение на нагрузке. На рис. 6 представлен ток нагрузки.

Таблица 2

Параметры ИАД СГ мощностью 1 МВт, расположенного на валу высокого давления ТРДД

Выходная мощность, кВт	1000
Активная длина, мм	820
Воздушный зазор, мм	1,5
Внешний диаметр статора, мм	231
Внутренний диаметр статора, мм	120
Количество эффективных проводников в пазу, шт.	14
Количество элементарных проводников в одном эффективном проводнике, мм	65
Плотность тока, А/мм ²	18,06
Масса, кг	322,3

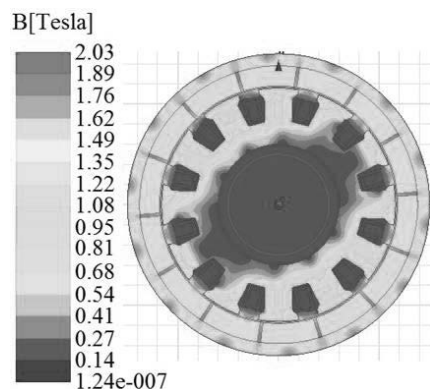


Рис. 4. Распределение магнитной индукции в магнитопроводе СГ

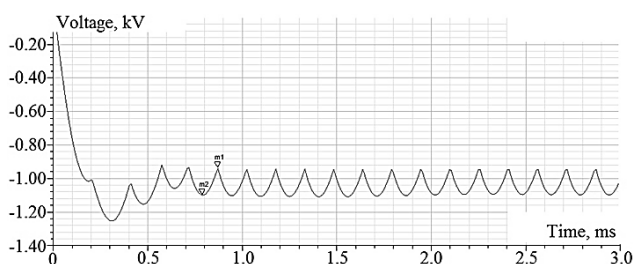


Рис. 5. Напряжение на нагрузке

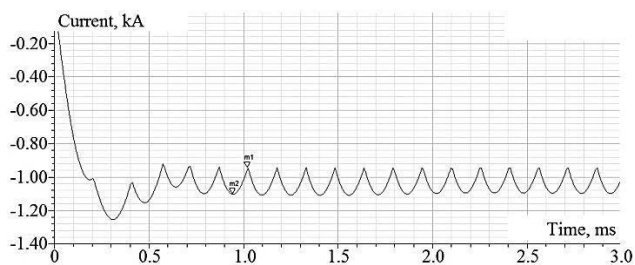


Рис. 6. Ток нагрузки

Очевидно, что созданная конечно-элементная модель соответствует требуемым от СГ параметрам.

После получения корректных результатов расчета и моделирования СГ проводится учет влияния тепловых процессов на работу интегрированного в ТРДД СГ. Во-первых, проводится моделирование тепловыделений СГ с учетом температуры окружающей его среды, а также моделирование СГ совместно с системой охлаждения. Во-вторых, учитываются тепловые расширения материалов, т. к. изменение геометрических размеров элементов интегрированного СГ может повлиять на безопасность полета.

ВЫВОДЫ

В статье проведен полноценный обзор концепции создания ЭАД. Рассмотрены перспективы электрификации современных воздушных судов, проведен анализ ЭМ,

пригодных к интеграции на вал СГ. Далее рассмотрены варианты интеграции СГ в ТРДД. После этого авторами предложен оригинальный алгоритм расчета интегрированного в ТРДД СГ.

В заключение стоит отметить, что в ближайшем будущем создание ЭАД на основе интегрированных СГ станет возможным, что позволит понизить вредные выбросы ЛА, их уровень шума и эксплуатационные расходы. В связи с этим концепция создания ЭАД является перспективной совместной концепцией современных электромашиностроения и авиастроения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Буров М. Н. Электрические и гибридные авиационные двигатели [Электронный ресурс]. URL: http://www.remmag.ru/upload_data/files/2017-0304/Saturn3.pdf (дата обращения 04.09.2020). [М. N. Burov (2020, Sep. 4). *Electrical and hybrid aviation engines* (in Russian) [Online]. Available: http://www.remmag.ru/upload_data/files/2017-0304/Saturn3.pdf]
2. A high-speed permanent-magnet machine for fault-tolerant drivetrains / L. Papini, et al. // *IEEE Trans. Ind. Electron.* 2013. Vol. 61, № 6. Pp. 3071-3080. DOI: 10.1109/TIE.2013.2282604. [L. Papini, et al., "A high-speed permanent-magnet machine for fault-tolerant drivetrains", in *IEEE Trans. Ind. Electron.*, vol. 61, no. 6, pp. 3071-3080, 2013. DOI: 10.1109/TIE.2013.2282604]
3. Hyder A. K. A Century of Aerospace Electrical Power Technology // *J. of Propulsion and Power.* 2003. Vol. 19, № 6. Pp. 1155-1179. [A. K. Hyder, "A Century of Aerospace Electrical Power Technology", in *J. of Propulsion and Power*, vol. 19, no. 6, pp. 1155-1179, 2003.]
4. Sarlioglu B., Morris C. T. More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft // *IEEE Trans. on Transportation Electrification.* 2015. Vol. 1, № 1. Pp. 54-64. DOI: 10.1109/TTE.2015.2426499. [B. Sarlioglu, C. T. Morris, "More Electric Aircraft: Review, Challenges, and Opportunities for Commercial Transport Aircraft", in *IEEE Trans. on Transportation Electrification*, vol. 1, no. 1, pp. 54-64, 2015. DOI: 10.1109/TTE.2015.2426499]
5. Permanent Magnet Starter-Generator for Aircraft Application / P. Arumugam, et al. // *SAE Tech.* 2014. Pp. 2141-2157. DOI: 10.4271/2014-01-2157 [P. Arumugam, et al., "Permanent Magnet Starter-Generator for Aircraft Application", in *SAE Tech*, pp. 2141-2157, 2014. DOI: 10.4271/2014-01-2157]
6. Gieras J. F. PM synchronous generators with hybrid excitation systems and voltage control Capabilities: A review // *XXth Int. Conf. Elect. Mach.*, 13132472. 2012. Pp. 2573-2579. DOI: 10.1109/ICEIMach.2012.6350248 [J. F. Gieras, "PM synchronous generators with hybrid excitation systems and voltage control Capabilities: A review", in *XXth Int. Conf. Elect. Mach.*, pp. 2573-2579, 2012. DOI: 10.1109/ICEIMach.2012.6350248]
7. Multidisciplinary Design of Ultra-High-Speed Electrical Machines / F. R. Ismagilov, et al. // *IEEE Trans. Energy Con-*

vers. 2018. Vol. 33, № 3. Pp. 1203-1212. DOI: 10.1109/TEC.2018.2803146. [F. R. Ismagilov, et. al., "Multi-disciplinary Design of Ultra-High-Speed Electrical Machines", in *IEEE Trans. Energy Convers.*, vol. 33, no. 3, pp. 1203-1212, 2018. DOI: 10.1109/TEC.2018.2803146]

8. **Design** Features of Liquid-Cooled Aviation Starter Generators / F. R. Ismagilov, et al. // 5th Int. Conf. on Elect. Syst. for Aircraft, Railway, Ship Propulsion, and Road Vehicles & Int. Transportation Electrification Conf. (ESARS-ITEC). 2018. Pp. 1-5 [F. R. Ismagilov, et al., "Design Features of Liquid-Cooled Aviation Starter Generators", in *5th Int. Conf. on Elect. Syst. for Aircraft, Railway, Ship Propulsion, and Road Vehicles & Int. Transportation Electrification Conf. (ESARS-ITEC)*, pp. 1-5, 2018.]

9. **Examination** of aircraft electric wheel drive taxiing concept / A. Teo, et al. // Soc. Automotive Engineers Power Syst. 310 Conf. 2008. P. 9. [A. Teo, et al., "Examination of aircraft electric wheel drive taxiing concept", in *Soc. Automotive Engineers Power Syst. 310 Conf.*, p. 9, 2008.]

10. **Re F.** Assessing environmental benefits of electric aircraft taxiing through object-oriented simulation // Soc. Automotive Engineers Int. J. Aerosp. 2012. Vol. 5, № 2. Pp. 503-512. [F. Re, "Assessing environmental benefits of electric aircraft taxiing through object-oriented simulation", in *Soc. Automotive Engineers Int. J. Aerosp.*, vol. 5, no. 2, pp. 503-512, 2012.]

ОБ АВТОРАХ

ИСМАГИЛОВ Флюр Рашитович, д-р техн. наук, проф., зав. каф. электромеханики.

ВАВИЛОВ Вячеслав Евгеньевич, канд. техн. наук, доц. каф. электромеханики.

УРАЗБАХТИН Руслан Рустемович, студент каф. электромеханики. Обучается по специальности «Специальные электромеханические системы».

СТАРКОВ Роман Сергеевич, выпускник каф. авиационных двигателей. Окончил УГАТУ по спец. «Проектирование авиационных и ракетных двигателей».

METADATA

Title: The concept of creating a more electric aircraft engine.

Authors: F. R. Ismagilov¹, V. E. Vavilov², R. R. Urazbakhtin³, R. S. Starkov⁴

Affiliation:

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹ifr@ugatu.su, ²vavilovv@ugatu.su, ³urr98@mail.ru, ⁴starkoff.roma2010@yandex.ru

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 3 (89), pp. 52-58, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The article provides a full review of the concepts of creating a more electric aircraft engines. The electrification prospects of the modern aircrafts have been considered. The analysis of electrical machines suitable for integration on the aircraft engine shaft has been carried out. Variants of starter-generator integration into a by-pass turbojet engine have been considered and their features have been revealed. An original algorithm, which taking into account the peculiarities of a starter-generator place-

ment directly in an aircraft engine, for a starter-generator integrated into a by-pass turbojet engine designing has been proposed.

Key words: aircraft electrical machines; more electric aircraft; fully electrified aircraft; more electric aircraft engine; hybrid aircraft engine; starter generator; by-pass turbojet engine.

About authors:

ISMAGILOV, Flur Rashitovich, PhD., Prof., Head of the Department of Electromechanics.

VAVILOV, Vyacheslav Evgenievich, Cand. of Tech. Sci., senior lecturer of the Department of Electromechanics.

URAZBAKHTIN, Ruslan Rustemovich, Student of the Department of Electromechanics. Studying in the specialty "Special electromechanical systems".

STARKOV, Roman Sergeevich, Graduate of the Department of Aircraft engines. Graduated from USATU with a degree in Design of aircraft and rocket engines.