

Исследования по созданию системы генерирования и запуска маршевого двигателя в концепции полностью электрифицированного самолета. Часть I.

// Investigations of the system of generating and starting of mid-flight engine in «all electric aircraft» concept. Part I //

Волокитина Е.В., к.т.н.
ОАО «Электропривод», г. Киров

В статье приведены основные результаты разработки технических материалов по системе генерирования и запуска маршевого двигателя «полностью электрифицированного самолета».

Ключевые слова: полностью электрифицированный самолет, система генерирования, система запуска, авиадвигатель, стартер-генератор.

Современная авиация оснащена высокоэффективными летательными аппаратами (ЛА), позволяющими решать широкий круг непрерывно усложняющихся и расширяющихся задач. Это обуславливает необходимость совершенствования как самих ЛА, так и их бортового, в первую очередь, электроэнергетического оборудования.

Повышение уровня электрификации ЛА будет сопровождаться увеличением мощности как источников электрической энергии, так и системы электроснабжения (СЭС) в целом. На современных средних и тяжелых самолетах установленная мощность бортовых источников электроэнергии достигает 500 – 1450 кВА (рис. 1) [1,2], а качество и надежность функционирования СЭС в значительной степени влияет на безопасность полетов и выполнение полетного задания [3].

Указанные особенности определяют дальнейшее совершенствование электроэнергетических комплексов ЛА с полностью электри-

In the article the main results of development of technical materials regarding the system of generating and starting of «all electric aircraft» mid-flight engine are considered.

Keywords: all electric aircraft, power generating system, engine starting system, aircraft engine, starter-generator.

фицированным оборудованием. Для реализации научно-технических задач концепции полностью электрифицированного самолета (ПЭС) одним из на-

правлений является создание электрифицированного авиадвигателя (ЭАД).

К отличительным чертам программы электрификации авиадвигателя ПЭС относятся:

- повышение мощности (до 250 кВА и более) источников электрической энергии, способных обеспечить электроэнергией всех потребителей ПЭС;

- повышение уровня генерируемого напряжения (до 230/400 В трехфазного переменного тока и до 540 В постоянного тока);

- разработка системы запуска авиадвигателей с использованием электрических стартер-генераторов, обладающих удельной массой 0,2 – 0,4 кг/кВт;

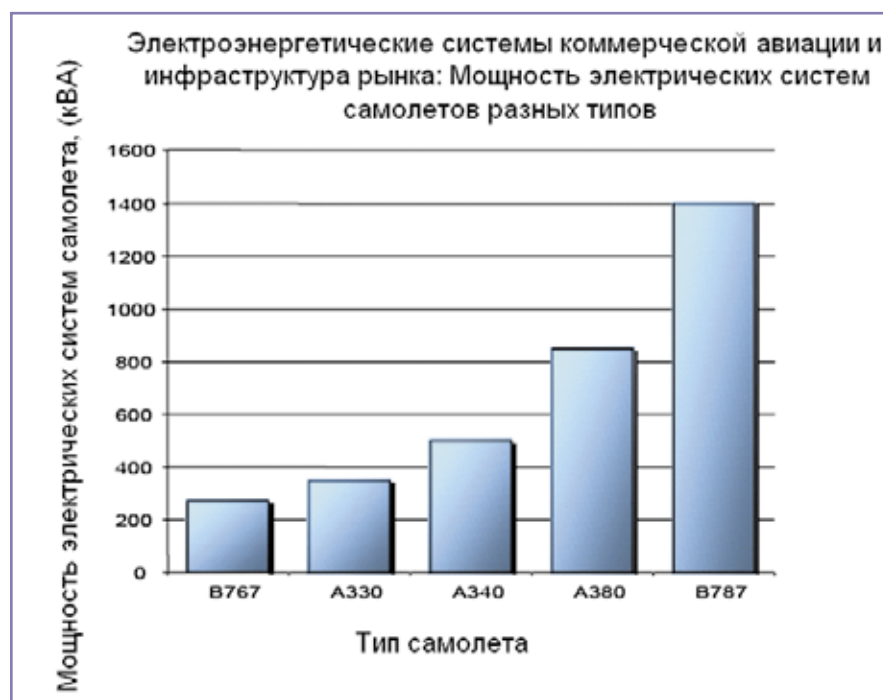


Рис. 1. Мощность электрических систем современных самолетов.

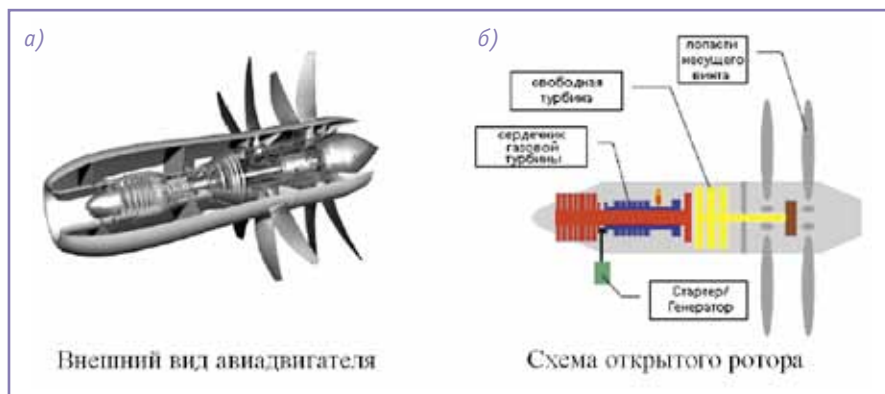


Рис. 2. Авиадвигатель с открытым ротором:
а) внешний вид авиадвигателя, б) схема открытого ротора.

- интеграция источников электрической энергии в маршевые двигатели. Ожидается, что использование интегрированных стартер-генераторов обеспечит увеличение КПД на 9 – 11 % при существенном (до 10 раз) повышении наработки на отказ [3];

- электрификацию «обвязки» авиадвигателя, т.е. переход на электрические приводы управления авиадвигателем и электрические приводы топливных насосов;

- единство энергетической и информационной структур управления электроэнергетическим комплексом ПЭС;

- разработка электроэнергетического комплекса ПЭС и разработка новых элементов силовой электроники, включая источники энергии, преобразовательные устройства, коммутационную и защитную аппаратуру.

Переход на ЭАД может дать следующие преимущества:

- снижение массы и размеров авиадвигателя (на 10 – 20 %), снижение температуры топлива перед форсунками (на 10 – 15°C), снижение потребления топлива (до 30 %), улучшение аэродинамики самолета, увеличение ресурса авиадвигателя за счет устранения коробки передач;

- повышение надежности и экономичности, уменьшение массы, пожароопасности и стоимости обслуживания (примерно в 2 раза) за счет перехода к электрическим исполнительным приводам для управления авиадвигателем;

- упрощение и удешевление аэродромного обслуживания самолета за счет исключения пневматического стартового оборудования.

Основной проблемой электрификации авиадвигателя является необходимость существенного изменения собственно конструкции авиадвигателя [4].

Как и в случае реализации концепции ПЭС через промежуточное решение более электрифицированного самолета (МЕА), промежуточным решением ЭАД является разработка более электрифицированного авиадвигателя (БАЭД).

БАЭД включает в свой состав элементы управления авиадвигателем, такие как подкачка топлива, подкачка масла и запуск авиадвигателя, традиционно приводимые в действие от отдельного устройства – электрического стартера постоянного тока или с помощью механических средств, и преобразует их в элементы, работающие от электроэнергии.

Новым направлением в развитии БАЭД является разработка авиадвигателя с открытым ротором (рис. 2).

Основное применение электрификации авиадвигателя заключается в запуске различных лопастей и клапанных механизмов, расположенных около авиадвигателя и выполняющих функции управления. Традиционно они приводились в действие или топливными или пневматическими источниками питания, расположенными в подрамнике авиадвигателя [5].

При обобщении информации по реализации СЭС, рассмотренных в рамках концепции МЕА и ПЭС, можно выделить следующие основные принципы построения системы электропитания ЛА.

Система переменного трехфазного тока постоянной частоты:

- с приводом постоянной частоты вращения. До недавнего времени данная система являлась наиболее распространенной. Однако, из-за использования привода постоянной частоты вращения система является дорогостоящей, тяжелой и не надежной;

- со звеном постоянного тока. Система характеризуется простотой и надежностью. Понижающие преобразователи данной системы напрямую преобразовывают входную энергию переменного тока переменной частоты в энергию переменного тока с фиксированной частотой и амплитудой.

Система переменного трехфазного тока переменной частоты

Является новым альтернативным вариантом генерации электроэнергии. Многообещающие свойства данной системы – небольшой размер, масса, объем и стоимость по сравнению с другими вариантами систем генерирования электроэнергии самолета [6].

Система постоянного тока 270-540 В

Ряд специалистов считает эту систему перспективной. Прежде всего, это связано с тем, что электроприводы ПЭС планируется реализовать на базе вентильных электродвигателей постоянного тока повышенной мощности (порядка 10-20 кВт), для которых целесообразно использовать напряжение постоянного тока 270 В.

Однако реализация данной системы, особенно на пассажирском самолете, требует решения ряда научных и технических задач. В первую очередь это связано с ликвидацией опасности возникновения в сети электрической дуги и обеспечением пожаробезопасности, а также с разработкой аккумуляторных батарей повышенной емкости на напряжение 270 В [7].

В настоящее время система постоянного тока 270 В применена на прототипе боевого самолета 5-го поколения F-35 (JSF), разработанного фирмой США «Паркер» [8].

В течение 2008-2010 года ОАО «Электропривод» в рамках Федераль-

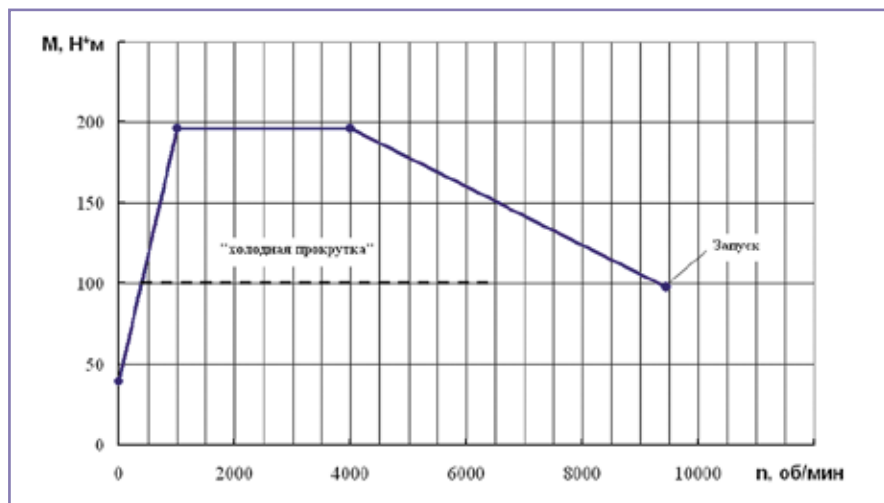


Рис. 3. Зависимость крутящего момента на валу стартер-генератора от частоты вращения в процессе запуска двигателя и в режиме «холодной прокрутки».

ной целевой программы выполнило большой объем работ, содержащий научную новизну и практическое значение, по определению оптимальных параметров и структуры системы электроснабжения, исследованию в обеспечение создания системы электроснабжения [9], системы запуска маршевых двигателей и электроприводов системы кондиционирования воздуха

полностью электрифицированного самолёта.

Разработка технических материалов по системе генерирования и запуска маршевого двигателя «полностью электрифицированного самолета» выполнялась в рамках составной части НИР «Исследования в обеспечение создания системы электроснабжения, системы запуска маршевых двигателей

и электроприводов системы кондиционирования воздуха полностью электрифицированного самолета». Разработка технических материалов осуществлялась ОАО «Электропривод» на основании технического задания на НИР «Исследования в обеспечение создания электроэнергетического комплекса самолета с полностью электрифицированным оборудованием» от ФГУП «НИИАО».

Цель работы – создание научно-технического задела по разработке электрических систем генерирования и запуска маршевых двигателей самолета с полностью электрифицированным оборудованием.

В техническом предложении рассмотрена система электроснабжения трехфазного переменного тока напряжением 230/400 В переменной частоты 360 – 800 Гц, реализованная на базе синхронного генератора с вращающимися выпрямителями с обеспечением стартерного режима.

Технические характеристики системы генерирования и запуска маршевого двигателя ПЭС

Основные технические характеристики режима запуска маршевого двигателя ПЭС:

- мощность стартер-генератора в стартерном режиме 100 кВт при частоте вращения 4000 об/мин;
- максимальная частота вращения стартер-генератора в стартерном режиме (частота отключения стартера) 9450 об/мин;
- максимальное время работы стартер-генератора в стартерном режиме 60 с;
- длительность холодной прокрутки 100 с;
- зависимость крутящего момента на валу стартер-генератора от частоты вращения в процессе запуска двигателя и в режиме «холодной прокрутки» показана на рис. 3.

Технические характеристики стартер-генератора представлены в таблице 1.

Основные технические характеристики системы генерирования и запуска маршевого двигателя ПЭС приведены в таблице 2.

Таблица 1. Технические характеристики стартер-генератора.

Наименование параметра	Значение параметра
Генераторный режим	
Номинальная мощность, кВА	240
Выходное напряжение, В	230/400
Диапазон перегрузки:	
- в течение 5 мин, кВА	360
- в течение 5 с, кВА	500
Номинальный фазный ток, А	350
Частота вращения вала, об/мин	10500 – 16000
Частота генерируемого тока, Гц	525 – 800
КПД при коэффициенте мощности 0,8; %	94
Режим работы	продолжительный
Стартерный режим	
Напряжение питания, В	540
Мощность на валу, кВт	100
Максимальный потребляемый ток, А	500
Частота вращения выходного вала в момент отключения, об/мин	9600
Максимальный момент, Н·м	200
Режим работы	кратковременный
Механические параметры	
Вид охлаждения	Струйное масляное
Температура масла на входе, °С	от минус 40 до плюс 120
Габаритные размеры D×L, мм	250×613
Масса стартер-генератора (без масла), кг	96

Таблица 2. Основные технические характеристики системы генерирования и запуска.

Наименование параметра	Значение параметра
Тип системы электроснабжения	Переменного тока
Количество фаз	3
Номинальное напряжение, В	230/400
Частота, Гц	от 360 до 800
Номинальная мощность, кВА:	
- одного канала генерирования	240
- стартер-генератора	240
Напряжение питания стартер-генератора в стартерном режиме, В	540

Варианты технической реализации системы генерирования и запуска маршевого двигателя

В процессе проработки были рассмотрены варианты технической реализации системы генерирования и запуска маршевого двигателя.

В статье рассматривается вариант на базе генератора с вращающимся выпрямителем, в качестве возбудителя которого применена асинхронная машина с фазным ротором [10]. Блок схема стартер-генератора показана на рис. 4.

Запуск ГТД происходит следующим образом. Для перевода стартер-генератора в стартерный режим контакты контакторов К1 и К2 переводятся в положение «1».

Преобразователь запуска ГТД (ПЗ

ГТД) подает переменное трехфазное напряжение 230/400 В на обмотку возбуждения возбудителя (ОВВ). ПЗ ГТД также контролирует величину тока в ОВВ.

Потребляемый ток трансформируется в фазную обмотку якоря возбудителя (ОЯВ), выпрямляется блоком вращающихся выпрямителей (ВВ) и поступает в обмотку возбуждения стартер-генератора (ОВСГ), обеспечивая требуемый магнитный поток в воздушном зазоре основного каскада.

ПЗ ГТД обеспечивает коммутацию фаз обмотки якоря стартер-генератора (ОЯСГ) основного каскада по сигналам датчика положения ротора (ДПР). В результате взаимодействия поля возбуждения ОВСГ с током ОЯСГ возникает электромагнитный момент, обеспечивая работу стартер-

генератора в режиме синхронного электродвигателя. Значение электромагнитного момента может быть определено по формуле 1 [11]

$$M_{эм} = \left(\frac{3}{2}\right) Z_p [\Psi_f I_q + (L_d - L_q) I_d I_q] \quad (1)$$

где $M_{эм}$ – электромагнитный момент;
 Z_p – полное сопротивление;
 I_d, I_q – токи и напряжения статора по осям d и q ;

Ψ_f – потокосцепление, создаваемое обмоткой возбуждения;

L_d, L_q – индуктивности обмотки статора по продольной и поперечной осям ротора.

Величина развиваемого момента регулируется током ОВВ.

После запуска маршевого двигателя и достижения стартер-генератором требуемой частоты вращения размыкается переключатель S1, при этом контакты контактора К1 (положение «2») переключают фазы ОЯСГ на силовой фидер, идущий к распределительному устройству СЭС, а контакты контактора К2 (положение «2») переключают ОВВ на работу от блока регулирования, защиты и управления (БРЗУ).

В генераторном режиме каскад возбудителя работает как неявнополюсный синхронный генератор, получая возбуждение от двух фаз ОВВ. Энергия для поддержания необходимого постоянного тока возбуждения поступает через БРЗУ от рабочей обмотки подвозбудителя (ОПВ), выполненной на базе магнитоэлектрической машины.

БРЗУ обеспечивает необходимое качество электроэнергии (стабилизированное напряжение переменного тока 230/400 В переменной частоты 360-800 Гц). БРЗУ (управляющая часть) построена на базе микроконтроллера цифровой обработки сигналов. Управляющие алгоритмы защиты, контроля выполняются программно. Внешний вид БРЗУ показан на рис. 5.

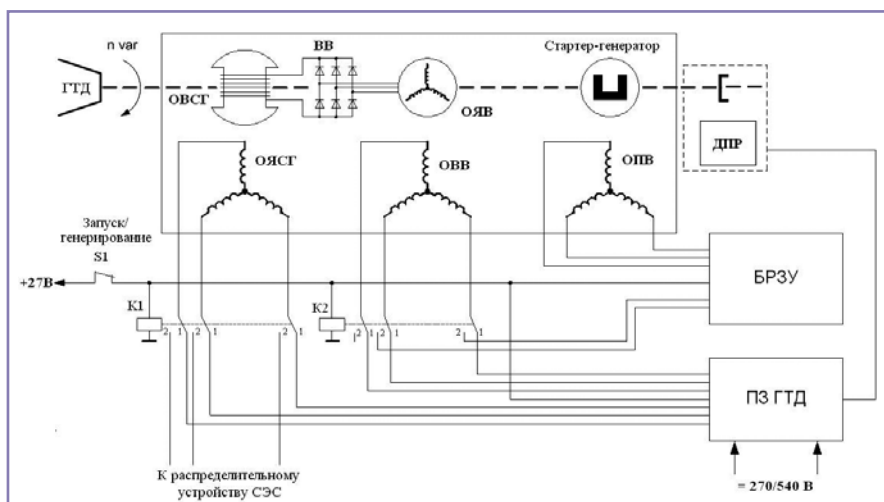


Рис. 4. Блок-схема стартер-генератора:

- ОПВ – обмотка подвозбудителя; ОВВ – обмотка возбуждения возбудителя;
- ОЯВ – обмотка якоря возбудителя; БРЗУ – блок регулирования, защиты и управления;
- ВВ – вращающийся выпрямитель; ОЯСГ – обмотка якоря стартер-генератора;
- ОВСГ – обмотка возбуждения стартер-генератора;
- ДПР – датчик положения ротора; К1, К2 – контакторы; S1 – переключатель;
- ПЗ ГТД – преобразователь запуска ГТД

Конструкция стартер-генератора

Габаритные размеры стартер-генератора приведены в таблице 1.

Стартер-генератор представляет собой трехфазный синхронный генератор с вращающимися выпрями-



Рис. 5. Внешний вид БРЗУ.

телями, обеспечивающий работу в стартерном режиме и состоящий из трех электрических машин (основного генератора, возбuditеля, подвозбудителя), имеющих общий корпус и вал. Для реализации стартерного режима возбuditель конструктивно выполнен по аналогии с асинхронной машиной с фазным ротором. Блок вращающихся диодов выполнен по трехфазной мостовой схеме и предназначен для питания обмотки возбуждения основного генератора постоянным током.

Конструкция стартер-генератора показана на рис. 6.

Рассмотренный вариант технической реализации системы генерирования и запуска маршевого двигателя имеет свои достоинства и недостатки. Достоинством является то, что в начальный момент пуска основной каскад имеет необходимый магнитный поток в воздушном зазоре, что облегчает создание требуемого пускового момента. Из существенных недостатков необходимо отметить, что обеспечение возбуждения поля в основном каскаде в стартерном режиме существенно (в 2-2,5 раза) увеличивает массу и габариты возбuditеля, что, в конечном счете, увеличивает на 10-15 % общую массу установки в целом [10].

В связи с указанными недостатками ОАО «Электропривод» разработало другие варианты реализации системы генерирования и запуска маршевого двигателя, с которыми читатель будет ознакомлен в следующих публикациях журнала.

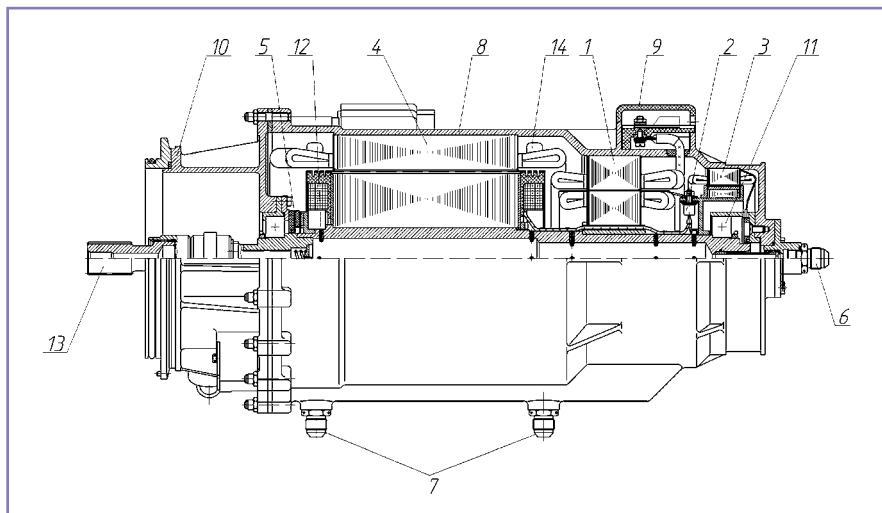


Рис. 6. Конструкция стартер-генератора:

1 – возбuditель; 2 – блок вращающихся диодов; 3 – подвозбудитель; 4 – основной каскад стартер-генератора; 5 – ДПР; 6 – проходник ввертной 12-22А для подвода масла; 7 – проходник ввертной 16-22А для отвода масла; 8 – основной корпус; 9 – крышка коробки выводов; 10 – второй корпус; 11 – подшипник; 12 – жиклер; 13 – полый вал; 14 – обмотка трансформаторов дифференциальной защиты.

Литература:

1. Интернет-портал компании Aircraft Electrical Power Systems – Charged with Opportunities – www.aerospace.frost.com.
2. Интернет-портал – European Aeronautic Defense and Space Company – www.airbus.com.
3. Электрооборудование летательных аппаратов: учебник для вузов. В двух томах / под редакцией С.А. Грузова. Том 1. Системы электроснабжения летательных аппаратов. – М.: Издательство МЭИ, 2005.-568 с.
4. Оценка эффективности и реализуемости концепции «Полностью электрического самолета» (ПЭС) для перспективного БСМС: Отчет о НИР / ФГУП «ЦАГИ» – Жуковский, 2006.-38 с.
5. Adam McLoughlin. More Electric Aircraft Forum. Engine Powerplant Electrical Systems. 2009 MOET Project Consortium – ALL RIGHTS RESERVED. <http://www.moetproject.eu>.
6. AbdElhafez A.A., Forsyth A. J. A Review of More-Electric Aircraft// 13th International Conference on AEROSPACE SCIENCES & AVIATION TECHNOLOGY, ASAT- 13, May 26 – 28, 2009. – Paper: ASAT-13-EP-01.
7. Волокитина Е.В., Шалагинов В.Ф., Овечкин О.И. Вентильные электродвигатели постоянного тока и возрождение концепции полностью электрифицированного самолета.//Электроника и электрооборудование транспорта. – 2005.-№5.-С.7-9.
8. Unique Integrated System Starts F-35 Engine in Joint Test By Lockheed Martin, Pratt & Whitney. <http://www.pw.utc.com/f135>.
9. Исследование в обеспечение создания системы электроснабжения, системы запуска маршевых двигателей и электроприводов системы кондиционирования воздуха полностью электрифицированного самолета. Система генерирования и запуска маршевого двигателя: Пояснительная записка к техническому предложению № 07541911.03-44/2-2010 / ОАО «Электропривод» – Киров, 2010.-94 с.
10. Левин А.В. Электрический самолет: от идеи

до реализации. / А.В. Левин, И.И. Алексеев, С.А. Харитонов, Л.К. Ковалев // М.: Машиностроение, 2010. – 288 с.

11. Герман-Галкин С.Г. Компьютерное моделирование полупроводниковых систем в Mathlab 6.0: Учебное пособие / С.Г. Герман-Галкин. – СПб.: КОРОНА принт, 2001. – 320 с.

Волокитина Елена Владимировна – в 1981 году окончила Кировский политехнический институт по специальности «Электромеханика». В 2006 году защитила кандидатскую диссертацию на тему: «Исследование и разработка быстродействующего вентильного электропривода органов управления новых самолетов». Доцент кафедры «Электрические машины и аппараты» Вятского государственного университета. Опыт работы в области вентильных электродвигателей – 25 лет, авиационного электропривода – 15 лет. В настоящее время работает ведущим конструктором, руководителем проекта ОАО «Электропривод». Автор 57 научных трудов. Награждена Дипломом лауреата Всероссийского конкурса «Инженер года-2011» по версии «Профессиональные инженеры».

Volokinina Elena – in 1981 she graduated from Kirov Polytechnic Institute, specialization is «Electromechanics». In 2006 she defended a candidate thesis, the theme is: «Research and development of quick-operating valve electric drive of new plains controllers». She is an associate professor of «Electric machines and equipment» department in Vyatkiy State University. Her job experience in the sphere of valve electric drivers is 25 years, aviation electric drivers – 15 years. At present she is working as a leading designer, project manager in JSC «Electroprivod». She is the author of 57 scientific works. She is awarded to the laureate diploma of All-Russian competition «Engineer of the year 2011» according to the version «Professional Engineers».