

Электромеханический привод с преобразователем «матричного» типа и электрической машиной с постоянным магнитом в приводе руля направления самолета

В статье описаны конструкция и испытания интегрированного электромеханического привода (ЭМП), состоящего из электрической машины с постоянным магнитом и преобразователя матричного типа. Разработка интегрированной системы заключалась в проектировании электрической машины, силового преобразователя и объединении их в единую систему. Показаны практические результаты работы, а также функционирование системы при испытательных воздействиях.

**P. W. Wheeler
P. Kearns
K. J. Bradley
L. de Lilo
P. Robson
C. Whitley
J. C. Clare
L. Empringham
S. Pickering
D. Lampard
G. Towers**

**Перевод:
Александр Ведяшкин**

semelab@apls.ru

Введение

ЭМП предназначен для демонстрации новой технологии построения привода специального назначения, управляющего, например, рулем направления большого гражданского самолета (рис. 1).

Привод руля направления был выбран из-за интересных рабочих характеристик данной полетной плоскости, особенно тепловых, в случае, когда руль удерживается в воздушном потоке при выключенном двигателе.

Известно, что в критичных с точки зрения безопасности применениях, таких как это, очень важно предусмотреть, по возможности, естественное охлаждение оборудования. Вот почему при работе в рамках проекта ЭМП предполагалось, что для разрабатываемой системы применимо только естественное охлаждение. Не вызывает сомнения, что в случае использования (если это допустимо) принудительного охлаждения, как, например, в аппаратуре общепромышленного исполнения, возможно создание более компактной системы ценой введения допол-

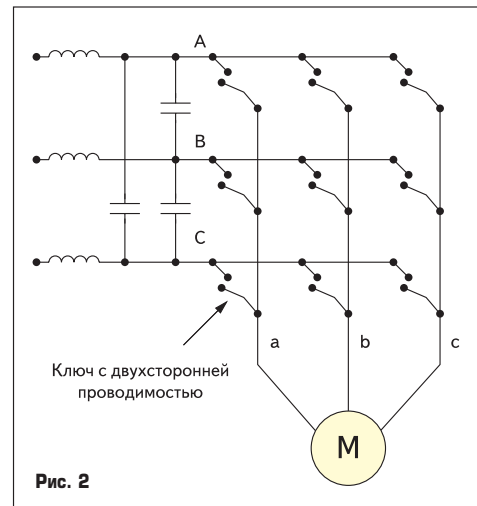


Рис. 2

нительной «критичной точки», неисправность в которой способна привести к аварии системы в целом.

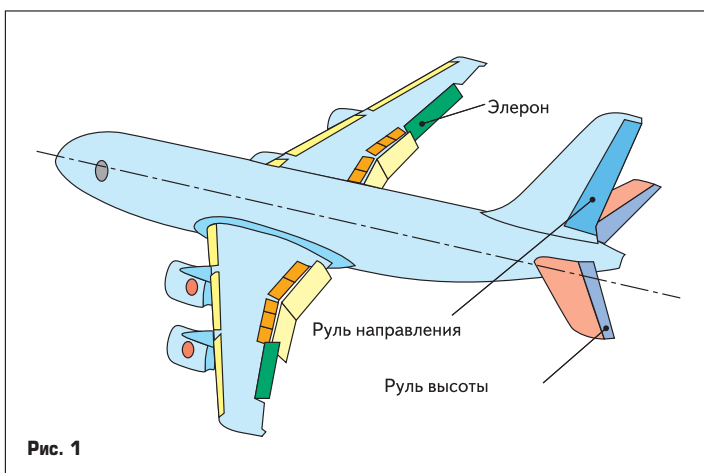


Рис. 1

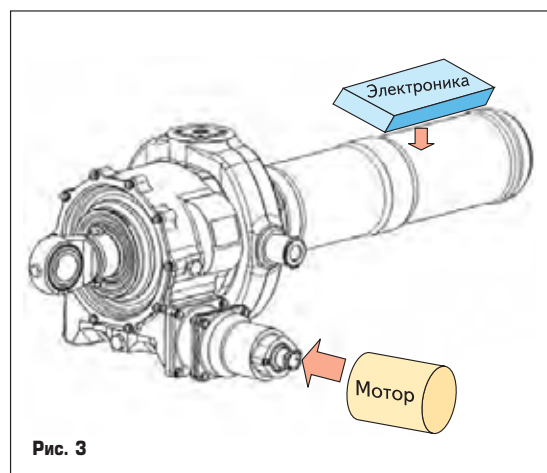
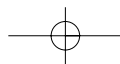
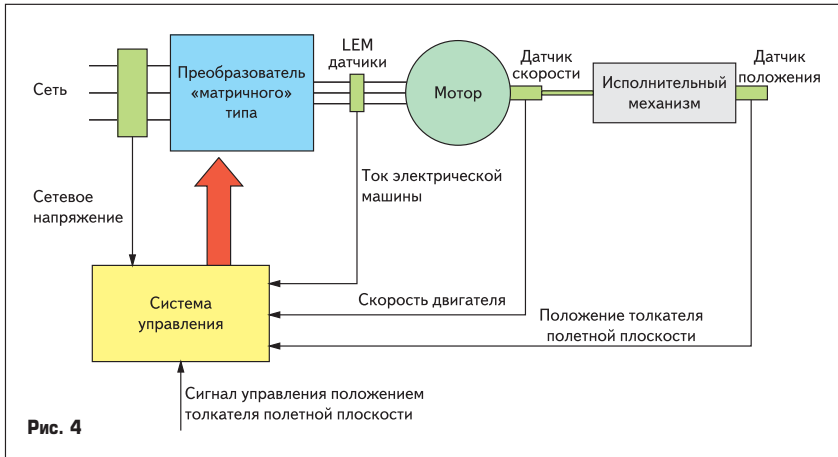
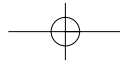


Рис. 3





Основным требованием к проекту ЭМП явилась реализация системы, в которой положение полетной плоскости задавалось бы электрической машиной, механически связанной с плоскостью через специальный редуктор [1].

В настоящее время широкому использованию концепции ЭМП препятствуют трудности в обеспечении требований надежности и безопасности, которые предъявляются к приводам полетных плоскостей. Впрочем, пути решения проблем намечены, и соответствующие работы ведутся, что позволяет прогнозировать появление в ближайшем будущем системы, полностью отвечающей поставленным задачам.

Говоря о технической части проекта, следует особо отметить, что в качестве электрической машины ЭМП выбран двигатель с постоянным магнитом, так как последний обладает лучшими массо-габаритными показателями по сравнению с традиционными [3]. Для реализации преобразователя предложена матричная структура [2], показанная на

рис. 2. Выбор объясняется преимуществами в массе и габаритах такого преобразователя по отношению к существующим [4], что в силовой схеме позволяет обойтись без электролитических конденсаторов. Таким образом, матричную структуру можно рекомендовать для аппаратуры аэрокосмического назначения.

Интеграция механической и электрической частей привода

На рис. 3 показан способ объединения электронных и механических составляющих привода. В частности, электроника и электрическая машина монтируются непосредственно на корпусе редуктора, причем вал двигателя соединен с валом редуктора. Для управления системой предназначены три основные петли обратной связи. Среди них сигналы, несущие информацию о:

- положении толкателя (угол отклонения элек-

- скорости двигателя (скорости работы насоса);
- выходном токе преобразователя (необходимо для замкнутой векторной системы управления двигателем).

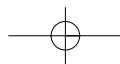
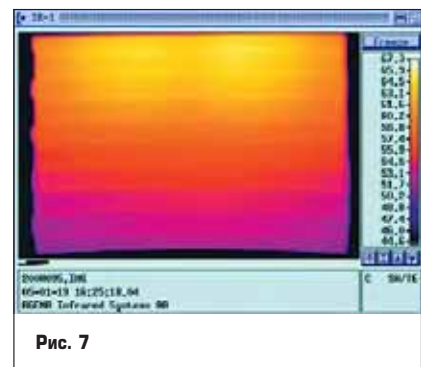
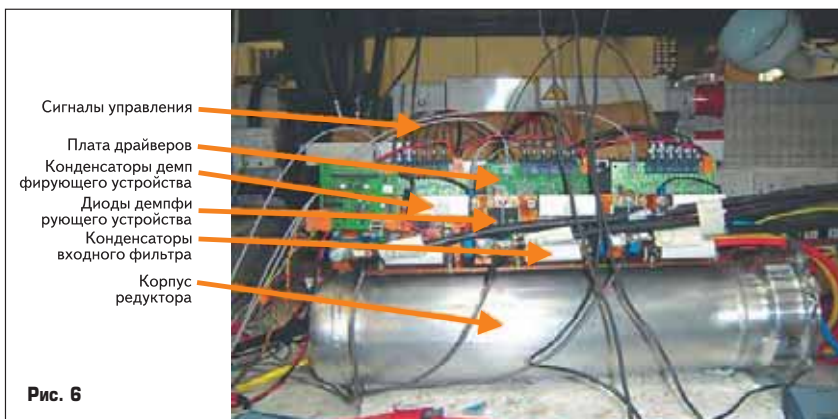
Работа системы управления с использованием этих трех обратных связей схематично показана на рис. 4. Скорость двигателя определяется системой с типовым вариантом алгоритма векторного управления [3]. Функции контроля положения толкателя, приводящего в движение полетную плоскость, и скорости двигателя реализованы на DSP-процессоре (C6711 производства Texas Instruments), который соединен с АЦП через программируемую логическую матрицу (FPGA), определяющую, в свою очередь, направления выходных токов преобразователя на основании заданного закона управления [5], а также формирующую управляющие сигналы для IGBT-транзисторов инвертора.

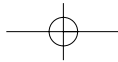
Электрическая машина с постоянным магнитом

На рис. 5 представлены ротор, статор и двигатель в собранном виде. Номинальная скорость электрической машины была выбрана 5000 об/мин на основании характеристик исполнительного механизма. Размеры ребер охлаждения электрической машины рассчитаны исходя из условий работы на нагрузку в установившемся режиме при неработающем двигателе. Этот режим работы наиболее тяжелый по сравнению с другими, так как момент, равный 50% от максимального, должен на протяжении нескольких часов обеспечиваться при нулевой скорости двигателя.

Устройство ЭМП

На рис. 6 можно видеть преобразователь, смонтированный на специально разработанном радиаторе. На рис. 6 отмечены собственно охладитель, силовые модули, плата драйверов, конденсаторы входного фильтра. Охладитель представляет собой единую конструкцию с корпусом редуктора, разработанную и изготовленную с учетом специальных требований, предъявляемых к бортовой аппаратуре гражданского самолета. Следует отметить, что данный охладитель был разработан с учетом CFD-моделирования, результаты которого подтверждены практическими измерениями. В частности, тепловая картина представлена на рис. 7.





В преобразователе матричного типа, речь о котором идет в статье, использованы силовые модули, специально разработанные и изготовленные компанией Semelab в соответствии с требованиями, предъявляемыми к изделиям аэрокосмического назначения. Так, модуль способен работать в диапазоне температур $-55...+125$ °С. В условиях термодклирования в указанном диапазоне модуль гарантированно выдерживает не менее 1500 циклов; обеспечивается устойчивость к заданным механическим и климатическим воздействиям. Например, согласно требованиям DO160D устойчивость к вибрациям в диапазоне частот 10 Гц...2 кГц — условие E1. Модули выдерживают квалификационные испытания благодаря новой технологии, созданной в Semelab. Ее суть заключается в том, что в конструкции используются материалы с коэффициентом температурного расширения, соответствующего данному параметру полупроводникового кристалла. В качестве базовой пластины модуля применен специальный алюмосиликатный сплав с коэффициентом температурного расширения 7,5–8, этот сплав, кроме всего прочего, значительно легче меди, традиционно используемой для этой цели.

Внешний вид описываемого модуля показан на рис. 8.

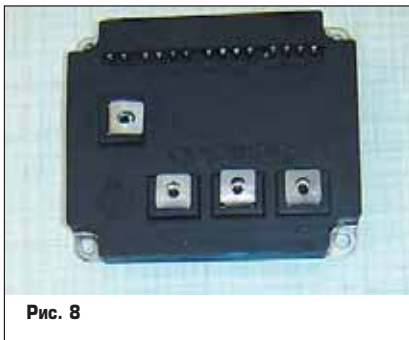


Рис. 8

Схематически модуль представляет собой стойку преобразователя (содержит три ключа) и имеет три входных ввода и один выходной (рис. 9). В результате паразитная индуктивность между ключом и соответствующим выводом инвертора минимальна, а пре-

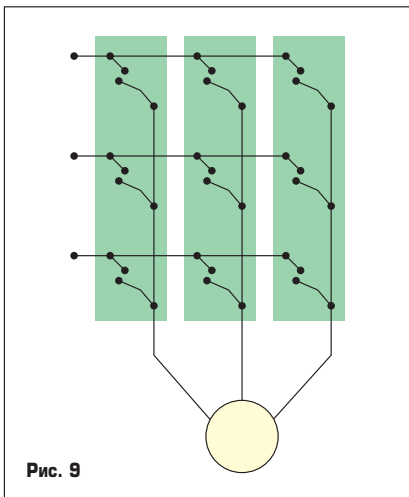


Рис. 9

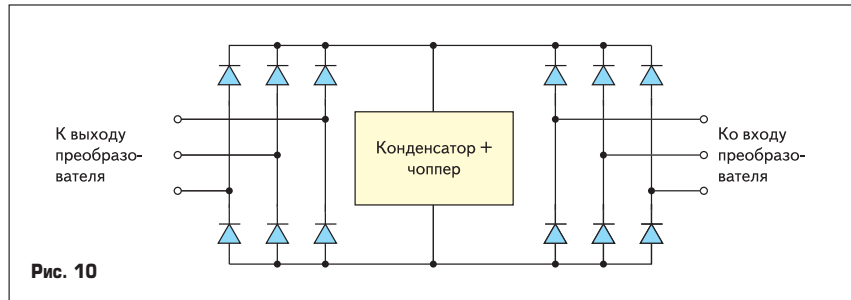


Рис. 10

образователь в целом получается достаточно компактным. Каждый модуль рассчитан на напряжение 600 В и ток 300 А. Преобразователь, содержащий три таких модуля, работает от бортовой сети самолета — трехфазной сети с фазным напряжением 115 В при изменении частоты в пределах 360–800 Гц. Мощность преобразователя составляет 30 кВт.

Для преобразователей матричного типа существует большое количество схем защиты. Дело в том, что, в отличие от преобразователей, построенных по классическим схемам, данное схемотехническое решение (рис. 2) не имеет путей сброса энергии, накопленной в индуктивности нагрузки при размыкании ключей. Поэтому на практике невозможно отключить преобразователь, просто разомкнув входящие в его состав ключи, поскольку в этом случае выводы питания двигателя окажутся полностью отключенными, что приведет к возникновению высоковольтного импульса, вызванного действием ЭДС самоиндукции.

С целью создания пути для сброса энергии при размыкании ключей, накопленной в индуктивности электрической машины, была применена демпфирующая схема, состоящая из двух трехфазных диодных мостов, подключенных ко входам и выходам преобразователя, как показано на рис. 10.

Для создания пути для сброса энергии при размыкании ключей использованы конденсатор и чоппер с резистором. В случае обнаружения аварии или потери управления ключами автоматика дает команду на размыкание ключей и приводится в действие демпфирующая схема, исключающая возможность перенапряжений.

Защита по току реализована на программном и аппаратном уровнях. В выходных цепях в каждую фазу включен датчик тока, сигнал с которого необходим для работы схемы защиты, а также для формирования управляющих сигналов для транзисторов инвертора. В преобразователе возможно возникновение различных неисправностей, в том числе и в системе управления, бороться с которыми призвана выходная демпфирующая схема.

Еще одной возможной причиной внутренней неисправности может служить неверное направление выходного тока, формируемого схемой управления [4]. При возникновении выходного тока неправильного направления существует возможность создания режима кратковременного холостого хода по выходу преобразователя, в частности при коммутации ключей. В этом случае энергия

сбрасывается в демпфирующий конденсатор, вследствие чего напряжение на нем плавно возрастает.

Для контроля напряжения на демпфирующем конденсаторе предусмотрена специальная схема, которая выключает преобразователь, если напряжение превысит заранее установленное значение. Данный механизм защиты также используется для контроля работы драйверов IGBT-транзисторов, входящих в состав модулей, или при выходе из строя этих транзисторов и выключении преобразователя при возможной аварии.

Практические результаты

Был собран преобразователь матричного типа и электрическая машина с постоянным магнитом для электромеханического привода самолета (рис. 11). Система испытана на нагрузочном устройстве привода самолета. Испытания системы проводились при рабочих режимах. На рис. 12 представлены осциллограммы при работе преобразователя с двигателем с постоянным магнитом в условии реверса от 1000 рад/с до -1000 рад/с. Приведены графики требуемой скорости вращения, скорости вращения вала двигателя и выходные токи с ограничением в 100 А.

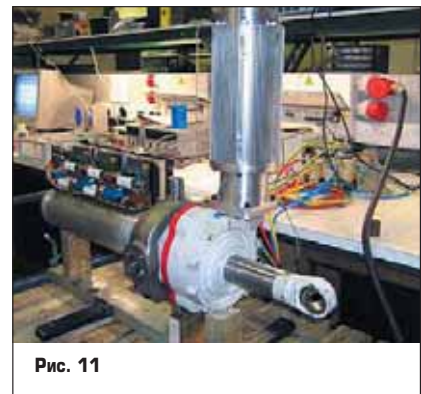
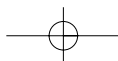


Рис. 11

Заключение

Показаны основы работы и конструкция электромеханического привода самолета с преобразователем матричного типа и электрической машины с постоянным магнитом. Для управления электрической машиной использован векторный алгоритм управления. Данный проект показал, что описываемый тип электромеханического привода реализуем на практике.



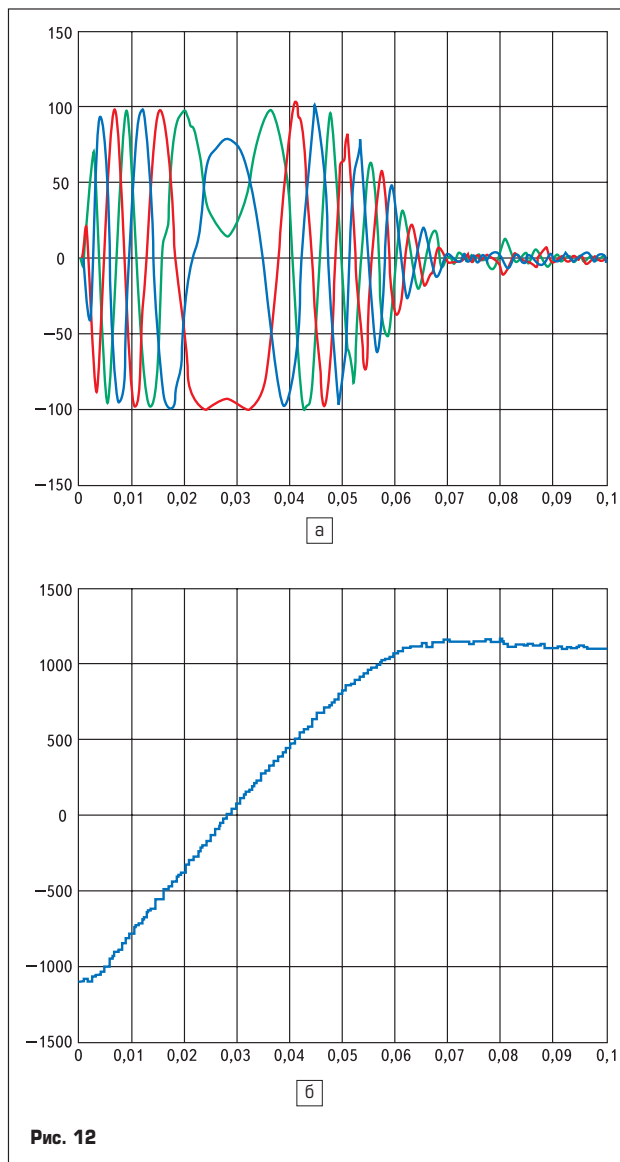


Рис. 12

Литература

1. D. van den Bossche. More electric control surface actuation; a standard for the next generation of transport aircraft. EPE 2003 conference, Toulouse (France). 2-4 September 2003.
2. Alesina A. and Venturini M. Analysis and Design of Optimum-Amplitude Nine-Switch Direct AC-AC Converters. IEEE Transactions on Power Electronics Vol. 4 No. 1. January 1989.
3. Aten M., Whitley C., Towers G., Wheeler P., Clare J. Dynamic performance of a matrix converter driven electro-mechanical actuator for an aircraft rudder. Second IEE Int. Conference on Power Electronics Machines and Drives (PEMD), Edinburgh. 31 March — 2 April 2004.
4. Wheeler P. W., Rodriguez J., Clare J. C., Empringham L. and Weinstein A. Matrix Converters: A Technology Review. IEEE Transactions on Industrial Electronics Vol. 49 No. 2. April 2002.
5. Wheeler P. W., Clare J. C. and Empringham L. A Vector Controlled MCT Matrix Converter Induction Motor Drive with Minimized Commutation Times and Enhanced Waveform Quality. IEEE IAS Meeting. October 2002.
6. Casadei D., Serra G., Tani A. and Zarri L. Matrix Converter Modulation Strategies: A New General Approach Based on Space-Vector Representation of the Switch State. IEEE Transactions on Industrial Electronics Vol. 49 No. 2. April 2002.
7. Klumpner C., Boldea I. and Blaabjerg F. Limited Ride-Through Capabilities for Direct Frequency Converters. IEEE Transactions on Power Electronics Vol. 16 No. 6. November 2001.