

ЭЛЕКТРОМЕХАНИКА И ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ

УДК 621.313.84

ВЫБОР КОНСТРУКЦИИ СИНХРОННОГО ДВИГАТЕЛЯ С ПОСТОЯННЫМИ ИНКОРПОРИРОВАННЫМИ МАГНИТАМИ И АСИНХРОННЫМ ПУСКОМ

Исмагилов Ф.Р., Вавилов В.Е.* , Бекузин В.И.** , 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: tiobaldo1@rambler.ru*

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

Проведен анализ конструкций синхронных двигателей с постоянными инкорпорированными магнитами и асинхронным пуском для приводов топливоперекачивающих насосов аэрокосмической отрасли. Анализ проводился посредством компьютерного моделирования в программном комплексе Ansoft Maxwell. Доказано превосходство синхронных двигателей с постоянными инкорпорированными магнитами и асинхронным пуском над асинхронными двигателями. На основании компьютерного моделирования выявлена конструкция синхронного двигателя с постоянными инкорпорированными магнитами и асинхронным пуском, которая удовлетворяет требованиям, предъявляемым к приводам топливоперекачивающих насосов аэрокосмической отрасли. Полученные результаты могут быть использованы при проектировании синхронных двигателей с постоянными инкорпорированными магнитами и асинхронным пуском.

Ключевые слова: синхронный двигатель, инкорпорированные постоянные магниты, асинхронный прямой пуск.

Введение

По мнению специалистов компании Grand View Research, глобальный рынок электрических двигателей увеличится с 99,85 млрд \$ (2014 г.) до 140 млрд \$ в 2022 г. Одним из основных направлений роста будет внедрение высокоэффективных двигателей, позволяющих снизить потери электрической энергии и повысить производительность оборудования.

Особую потребность в высокоэффективных электрических приводах (двигателях) испытывает аэрокосмическая отрасль [1–5]. Количество электрических приводов в летательном аппарате (ЛА)

составляет от 50 до 220 штук. С развитием высоких технологий количество электрических приводов в летательном аппарате будет только расти, и незначительное повышение КПД в совокупности всех взятых электрических приводов на борту приведет к значительной экономии топлива. Наибольшее распространение в аэрокосмической отрасли получили трехфазные асинхронные двигатели с короткозамкнутым ротором, которые используются в качестве топливоперекачивающих приводов [6]. Количество топливоперекачивающих приводов в современном самолете варьируется от 14 до 30 шт., т.е. это соответствует 13–28 % от всех взятых электрических приводов самолета.

В гражданских воздушных судах механическая мощность извлекается из вала электрического двигателя и затем передается в топливный насос через редуктор [7]. Моторные топливные насосы состоят из насосов низкого и высокого давлений. Традиционно первые из них имеют электрический привод, а последние — механический (с зубчатым колесом) и гидравлический приводы. Именно последние нуждаются в электрификации для экономии места, повышения эффективности и сокращения требований к обслуживанию. Важно отметить, что топливные насосы с электрическим приводом могут динамически контролировать расход топлива в соответствии с фактическим спросом, снижая расход топлива, эксплуатационные и эксплуатационные расходы.

Было разработано несколько многофазных асинхронных двигателей. В [8—10] предложена конструкция четырехфазного отказоустойчивого электродвигателя с постоянными магнитами для топливного насоса, однако возникшая при этом необходимость в более сложных методах управления на сегодняшний день довольно трудно реализуема ввиду высоких требований к безопасности [11], поэтому была выбрана трехфазная конструкция.

Для повышения энергетических характеристик асинхронного электродвигателя в [12—13] применяется совмещенная обмотка, т. е. в зависимости от схемы подключения трехфазной нагрузки к трехфазной сети (звезда или треугольник) можно получить две системы токов, которые образуют между векторами индукции магнитных потоков угол в 30 электрических градусов. Соответственно, к трехфазной сети можно подключить электродвигатель, имеющий не трехфазную обмотку, а шестифазную. При этом часть обмотки должна быть включена в звезду, а часть — в треугольник и результирующие векторы индукции полюсов одноименных фаз звезды и треугольника должны образовывать между собой угол в 30 электрических градусов. Тем самым магнитная индукция в воздушном зазоре становится максимально приближенной к синусоиде и как следствие существенно улучшает основные характеристики двигателя.

В [10, 14] для снижения массогабаритных показателей в асинхронном двигателе применена зубцовая обмотка вместо стандартной распределенной. За счет применения зубцовой обмотки удалось уменьшить лобовые вылеты в три раза по сравнению с вылетами распределенной обмотки. Однако зубцовая обмотка имеет высокие пусковые токи, поэтому в режиме пуска такая схема уступает конструктивным схемам с распределенной обмоткой.

В то же время после достижения номинальных частота вращения вариант с зубцовой обмоткой обладает более высоким КПД.

Компании Siemens удалось получить КПД асинхронного двигателя до 80 % при коэффициенте мощности 0,82 за счет многокритериальной оптимизации асинхронных двигателей [15].

В [16] представлен способ повышения КПД при эксплуатации трехфазных асинхронных электродвигателей электроприводов с изменяющейся нагрузкой. Суть способа в том, что при моментах нагрузки, меньших номинального, уменьшение напряжения, подводимого к статору, осуществляют в соответствии с регулировочной характеристикой электродвигателя, определяемой по частоте вращения электродвигателя.

Из вышеизложенного обзора научно-технической литературы следует, что на данный момент асинхронный двигатель с максимально возможными энергетическими показателями имеет КПД не более 80% и коэффициент мощности не более 0,82.

Возможной альтернативой асинхронным электродвигателям являются вентильные электродвигатели [17—19], однако применение их в качестве приводов насоса становится затруднительным в связи с дорогостоящей системой управления и большими массогабаритными показателями.

Другой возможной альтернативой асинхронным двигателям может являться синхронный двигатель с постоянными инкорпорированными магнитами и прямым асинхронным пуском (СДПИМ с АП) [20].

Основное преимущество СДПИМ с АП — совмещение преимуществ двух электродвигателей: асинхронного, который обеспечивает прямой пуск электродвигателя, и синхронного, который обеспечивает жесткую механическую характеристику и высокий коэффициент мощности при номинальной работе электродвигателя.

К преимуществам СДПИМ с АП можно также отнести отсутствие бандажа на роторе, так как пазы магнитопровода ротора, куда заливаются короткозамкнутые стержни «беличьей клетки», выполняются закрытыми.

Показано [21], что СДПИМ с АП имеет КПД примерно на 2% больше, чем высокоэффективный (IE5) асинхронный электродвигатель, при условии, что статор имеет одинаковую конструкцию. При этом электрические машины с постоянными магнитами по сравнению с другими электродвигателями обладают лучшими массогабаритными показателями [22—23].

Поэтому очевидно, что СДПИМ с АП имеют значительные перспективы развития и могут эф-

эффективно использоваться во многих технологических процессах.

Постановка задач исследования

Главной особенностью таких двигателей являются высокие частоты вращения ротора, минимальные массогабаритные показатели, высокая энергоэффективность. При высоких частотах вращения, свыше 8000 об/мин, нельзя с уверенностью сказать, что СДПИМ с АП войдет в синхронизм при прямом асинхронном пуске, так как тормозящий момент, созданный магнитным полем постоянных магнитов, может быть достаточно большим, СДПИМ с АП выйдет на предсинхронные обороты и не будет выдавать необходимую мощность (крутящий момент) на валу двигателя.

Также с увеличением частоты перемагничивания уменьшается поле проникновения в магнитопровод ротора от полей магнитопровода статора. Иными словами, токи, которые индуцируются в короткозамкнутых стержнях «беличьей клетки», с увеличением частот перемагничивания будут уменьшаться и пусковой момент СДПИМ с АП будет происходить со значительной перегрузкой по току в фазах статора.

Целью данной работы является выбор рациональной конструкции СДИПМ с АП при совмещении преимуществ двух электродвигателей: асинхронного электродвигателя, который обеспечивает прямой пуск электродвигателя, и синхронного двигателя, который обеспечивает жесткую механическую характеристику и высокий коэффициент мощности при номинальной работе электродвигателя.

Обзор топологий систем ротора синхронных двигателей с постоянными магнитами (СДПМ) и асинхронным пуском (АП)

Как упоминалось ранее, статоры асинхронного двигателя, СДПМ с АП и СДПИМ с АП идентичны. Основное различие — магнитная система ротора.

С точки зрения расположения магнитов СДПМ с АП может быть представлен двумя типами: с внешним расположением постоянных магнитов и с внутренним расположением (инкорпорированным).

С точки зрения применения СДПМ с АП в авиационной промышленности конструкция с внутренними инкорпорированными магнитами является приемлемой. Так как в авиапроме применяются высокоскоростные электромеханические преобразователи энергии (ЭМПЭ) и в случае применения СДПМ с АП с внешним расположением постоянных магнитов, необходимо использовать бандаж на роторе, что увеличит воздушный зазор.

Конструкция с внешним расположением постоянных магнитов имеет более сложный пуск, так как усиливается влияние синхронного тормозного момента, исходящего от магнитных полей постоянного магнита. Далее будут рассматриваться конструкции СДПИМ с АП с внутренним расположением постоянных магнитов.

Выбор основных параметров исследуемых конструкций СДПИМ с АП

Основные параметры исследуемых конструкций представлены в табл. 1.

Геометрия статора для всех конструкций магнитных систем ротора будет одинаковой. Исходя из минимальных массогабаритных показателей, принимаем внешний и внутренний диаметр магнитопровода статора 63 мм и 42 мм соответственно, активная длина магнитопровода статора — 48 мм. На рис. 1 представлен внешний вид статора.

Обмотка статора была выбрана распределенного типа (рис. 2), 120 витков на фазу, проводом ПНЭТ-имид 0,6. Материал магнитопровода статора — электротехническая сталь 2421, толщина 0,35 мм.

Для объективной оценки магнитных систем ротора стержни накоротко замкнутой обмотки приемлемо одинаковыми для всех семи конструкций магнитных систем ротора. Из соображений простоты конструкции выбираем открытый круглый паз диаметром 1,8 мм, высота пазового шлица 0,1 мм, ширина 0,15 мм, количество стержней 32 шт. Ширина и высота короткозамкнутых колец 2,3 мм.

Выбор геометрии конструкций магнитных систем ротора СДПИМ с АП

При выборе конструктивных схем для всех исследуемых вариантов рассматривается одинаковая магнитная индукция в воздушном зазоре ($0,36 \pm 0,005$ Тл).

Основным критерием выбора магнитной индукции в воздушном зазоре было соотношение трех моментов: асинхронного пускового момента, исходящего от короткозамкнутой обмотки, синхронный момент, который является основным моментом при входе СДПИМ с АП в синхронизм и тормозящим — при пуске, и результирующий момент на валу, являющийся суммой синхронного и асинхронного момента. Иными словами, магнитную индукцию в воздушном зазоре надо подбирать так, чтобы обеспечить высокий пусковой момент и стабильный синхронный момент в номинальном режиме и тем самым получить высокие пусковые токи и минимальные токи в номинальном режиме в накоротко замкнутой обмотке ротора.

Таблица 1

Основные параметры СДПИМ с АП

№	Наименование параметра	Номинальные данные
1	Мощность, кВт	1,05
2	Частота вращения, об/мин	12 000
3	Номинальное напряжение фазное/линейное, В	115/220
4	Небаланс напряжений, В	Не более 3
5	Частота, Гц	От 380 до 420
6	Пуск двигателя	Асинхронный
7	Величина пускового тока	$4I_n$
8	Величина пускового момента двигателя, Нм	1,8
9	Номинальный момент, Нм	0,83
10	Частота вращения ротора, об/мин	12000
11	Количество полюсов	4
12	Потребляемый ток, А	Не более 5,5
13	Максимальная частота вращения на холостом ходу, об/мин	14000
14	Внешний/внутренний диаметр статора, мм	63/42
15	Внешний/внутренний диаметр ротора, мм	40/10
16	Активная длина, мм	48

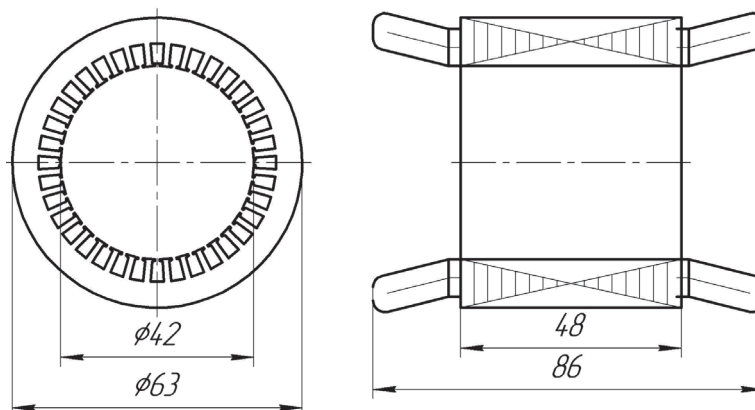


Рис. 1. Внешний вид статора

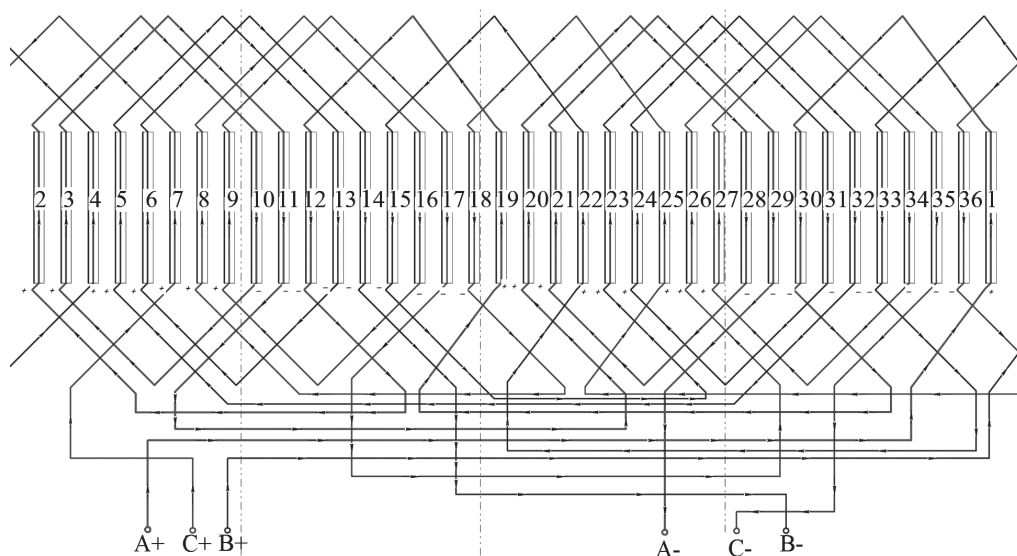


Рис. 2. Схема соединения распределенной обмотки

Необходимо установить, какой максимально возможный асинхронный момент можно получить в представленной конструкции. Для этого рассмотрим пусковой момент асинхронного двигателя в программном комплексе Ansoft Maxwell. На рис. 3 представлена функция крутящего момента от скорости вращения асинхронного двигателя. Как видно из рисунка, максимальный пусковой асинхронный момент составляет 2,85 Н·м.

ся индуктивным сопротивлениям по продольной и поперечной оси.

Тормозной синхронный момент также можно определить посредством программного комплекса Ansoft Maxwell. Для этого необходимо рассмотреть СДПИМ с АП в генераторном режиме и, исключая тормозной механический момент, получить функцию зависимости тормозного синхронного момента от времени.

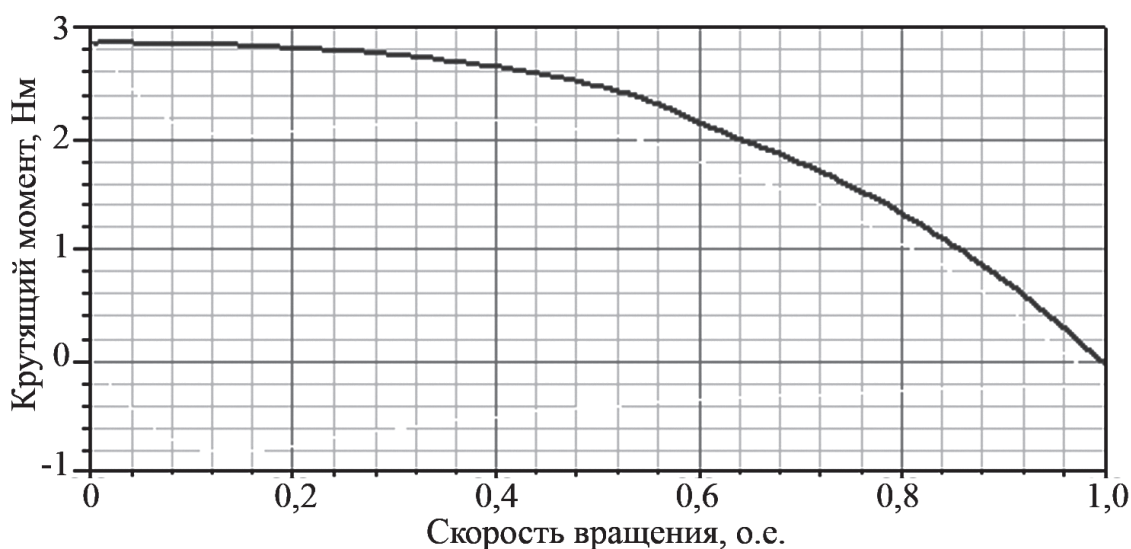


Рис. 3. Функция крутящего момента от скорости вращения асинхронного двигателя

В работе [6] представлена функция зависимости тормозного синхронного момента от скольжения:

$$T_{Mb} = -\frac{3P}{\omega_r} (1-s) \cdot E^2 r_1 \frac{r_1^2 + x_{aq}^2 (1-s)^2}{(r_1^2 + x_{ad} x_{aq} (1-s)^2)^2}, \quad (1)$$

где P — активная мощность; ω_r — циклическая частота вращения; s — скольжение; E — ЭДС; r_1 — активное сопротивление фазы; x_{ad}, x_{aq} — индуктивные сопротивления по продольной и поперечной оси соответственно.

Как видно из функции (1), тормозной момент прямо пропорционален квадрату ЭДС, ЭДС же прямо пропорциональна магнитной индукции в воздушном зазоре. Для корректного сравнения исследуемых конструкций магнитную индукцию в воздушном зазоре примем одинаковой во всех семи конструкциях. Так как магнитопроводы статоров и обмотки статоров одинаковые во всех конструкциях, то активное сопротивление фаз, сопротивления рассеивания будут одинаковыми во всех случаях. Иными словами, при абсолютно одинаковых статорах тормозной синхронный момент определяет-

Анализ выбранных конструкций

При анализе конструкций будут использованы постоянные магниты марки Sm_2Co_{17} . Как уже было сказано, магнитная индукция в воздушном зазоре будет выдержана в пределах $0,36 \pm 0,005$ Тл. Для достижения указанной магнитной индукции в воздушном зазоре была подобрана геометрия магнитной системы ротора семи анализируемых конструкций (рис. 4).

Анализ массогабаритных показателей

Объем одного постоянного магнита составляет 2016 мм^3 , соответственно объем четырех постоянных магнитов 8064 мм^3 . При плотности $SmCo_5$ 8300 кг/м^3 масса постоянных магнитов составит $66,9 \text{ г}$. Аналогичным подсчетом получаем массу медных короткозамкнутых стержней $39,12 \text{ г}$, массу магнитопровода ротора $312,17 \text{ г}$, массу короткозамкнутых колец 11 г и общую массу активной части магнитной системы ротора (без учета вала), которая составила $429,19 \text{ г}$. Масса статора $468,66 \text{ г}$.

Подобным образом вычисляем активную массу магнитных систем ротора анализируемых конструкций. Результаты вычислений представлены в табл. 2.

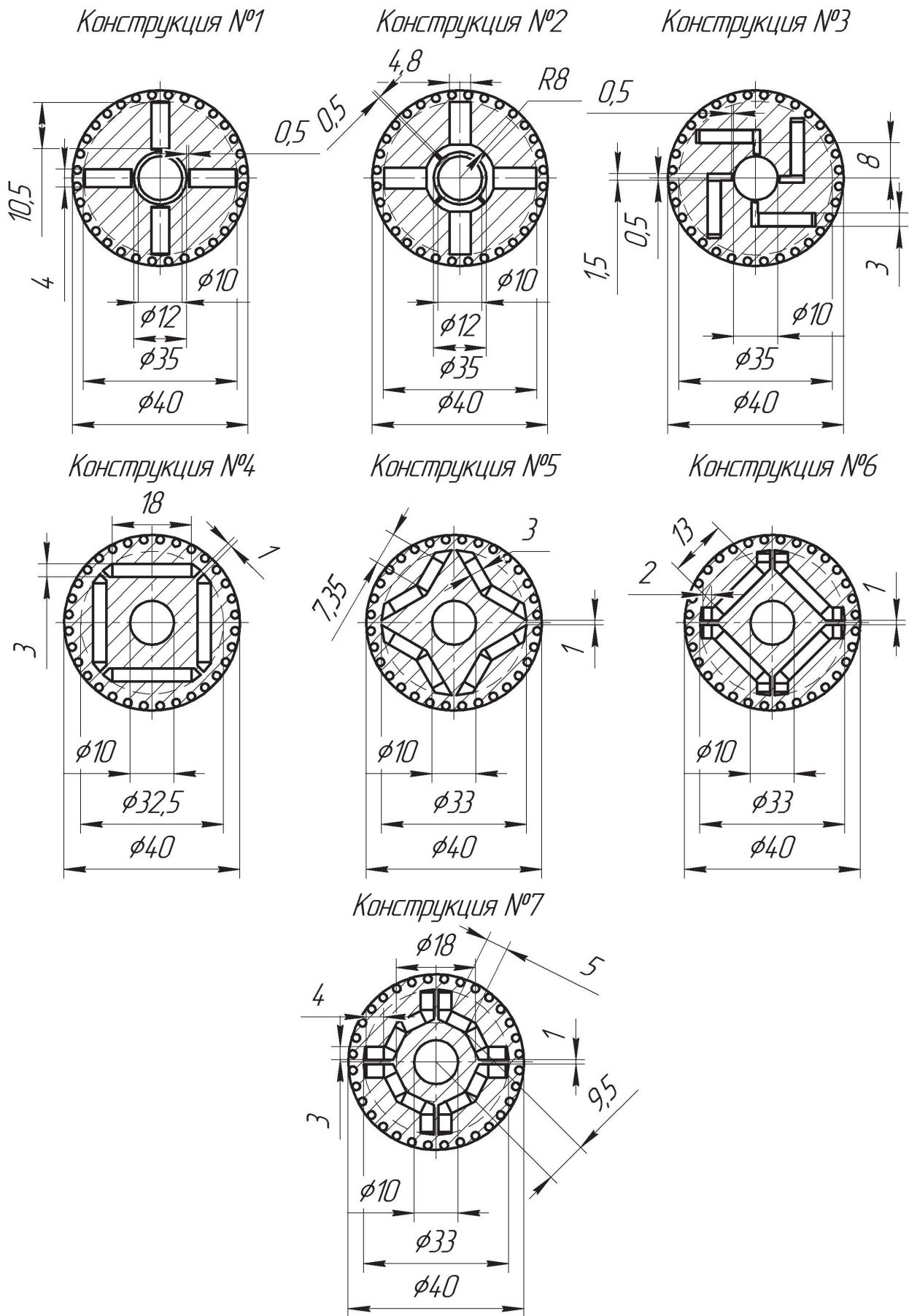


Рис. 4. Геометрия магнитных систем ротора конструкций 1-7

Таблица 2

Массогабаритные показатели исследуемых конструкций

№	Параметр	Конструкция						
		1	2	3	4	5	6	7
1	Масса постоянных магнитов, г	66,9	77,49	58,32	86,05	70,27	70,27	70,27
2	Цена постоянных магнитов, \$ (при расчете 220 \$/кг)	14,71	17,04	12,83	18,93	15,45	15,45	15,45
3	Масса магнитопровода ротора, г	312,17	316,1	336,53	262,3	274,05	263,84	268,32
4	Масса короткозамкнутых стержней, г	39,12	39,12	39,12	39,12	39,12	39,12	39,12
5	Масса короткозамкнутых колец, г	11	11	11	11	11	11	11
6	Масса обмотки статора, г	169,77	169,77	169,77	169,77	169,77	169,77	169,77
7	Масса магнитопровода статора, г	468,66	468,66	468,66	468,66	468,66	468,66	468,66
8	Активная масса, г	1067,6	1082,1	1083,4	1036,9	1032,9	1022,7	1027,1

Из табл. 2 видно, что массы у всех конструкций примерно на одном уровне, конструкция с минимальной массой — конструкция № 6, конструкция с минимальной массой постоянных магнитов и, следовательно, ценой на постоянные магниты — конструкция № 3.

Безусловно, в маломощных СДПИМ с АП разница в массах будет незначительна, однако с увеличением мощности СДПИМ с АП разница в массах конструкций, массах постоянных магнитов и в цене постоянных магнитов будет расти.

Анализ потерь

С помощью программного комплекса Ansoft Maxwell был проведен анализ распределения магнитной индукции в магнитопроводе статора и ротора. Было установлено, что для конструкции № 1 среднее значение магнитной индукции в магнитопроводе статора составляет 1,05 Тл. Локального перенасыщения в магнитопроводе статора нет. Максимальное значение магнитной индукции в магнитопроводе статора достигает 1,55 Тл, среднее значение магнитной индукции в магнитопроводе ротора 0,65 Тл. Присутствует локальное перенасыщение в магнитопроводе ротора, на перемычках, возле верхней и нижней грани отверстия, в котором находится постоянный магнит. Толщина этих перемычек не более 0,6 мм, это сделано специально для формирования необходимого пути магнитного потока.

Учитывая удельные потери электротехнической стали 2421 — 12,5 Вт/кг, при магнитной индукции в 1 Тл и частоте перемагничивания 400 Гц, а также учитывая массу магнитопровода ротора из табл. 2

и вычисленную массу магнитопровода статора 468,66 г, принимаем усредненное значение потерь на перемагничивание и вихревые токи в магнитопроводе статора равным 9 Вт, в магнитопроводе ротора — 6 Вт.

Аналогично просчитываем магнитную индукцию в магнитопроводе статора, ротора и вычисляем потери на перемагничивание и вихревые токи. Результаты вычислений представлены в табл. 3.

Из таблицы видно, что у всех конструкций потери на вихревые токи и перемагничивание находятся примерно на одном уровне, минимальные потери в стали имеют конструкции № 5—7. С увеличением мощности разница в потерях будет только расти.

Анализ потерь в обмотке, коэффициента мощности, пускового момента и индуктивных сопротивлений

На рис. 5 представлена функция изменения токов в фазах от времени для конструкции №1. Ток в фазах в номинальном режиме соответствует 3,48 А, следовательно, плотность тока 12,029 А/мм², ЭДС фазы 94,39 В, коэффициент мощности 0,92.

На рис. 6 представлена функция зависимости токов в накоротко замкнутой обмотке от времени для конструкции № 1.

Из рис. 6 видно, что в установившемся режиме токи в накоротко замкнутой обмотке колеблются около нуля и выполняют роль демпфера. Это свидетельствует о том, что двигатель вошел в синхронизм.

При моделировании в RM Expert были посчитаны индуктивные сопротивления магнитной си-

Таблица 3

Анализ потерь в исследуемых конструкциях

№	Параметр	Конструкция						
		1	2	3	4	5	6	7
1	Средняя магнитная индукция в магнитопроводе статора, Тл	1,05	0,99	1,025	0,95	0,88	0,88	0,88
2	Средняя магнитная индукция в магнитопроводе ротора, Тл	0,65	0,64	0,66	0,69	0,65	0,65	0,65
3	Потери на перемагничивание и вихревые токи в статоре, Вт	5,85	5,8	5,9	5,8	5,7	5,7	5,7
4	Потери на перемагничивание и вихревые токи в роторе, Вт	2,53	2,69	2,77	2,26	2,22	2,14	2,18
5	Суммарные потери на перемагничивание и вихревые токи, Вт	8,385	8,49	8,67	8,06	7,92	7,84	7,88

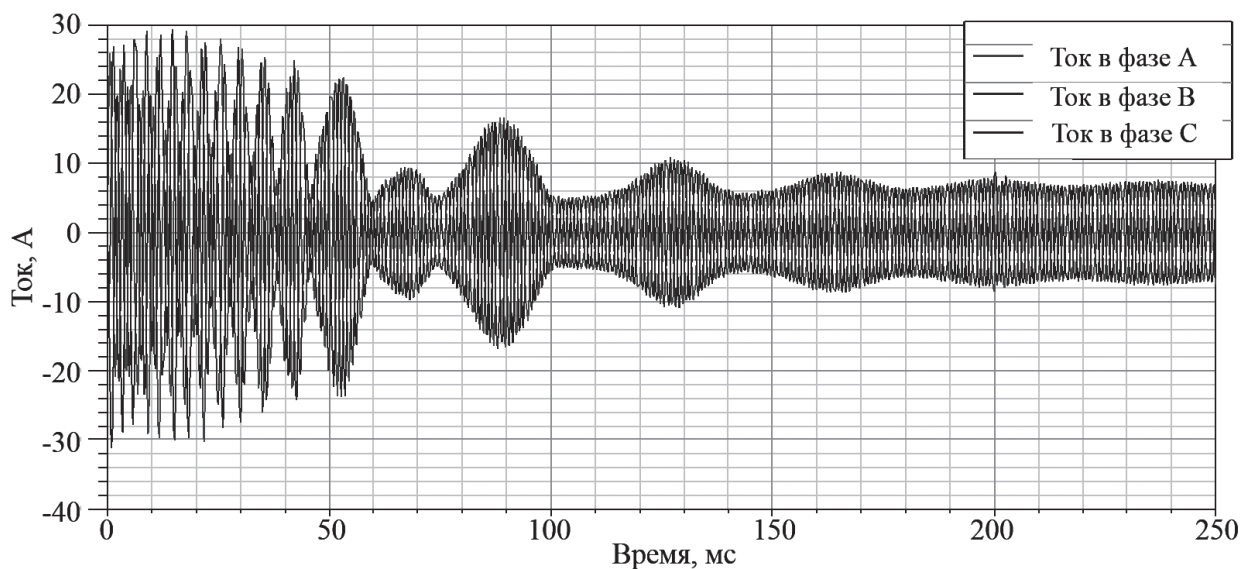


Рис. 5. Функция изменения токов в фазах от времени конструкции №1

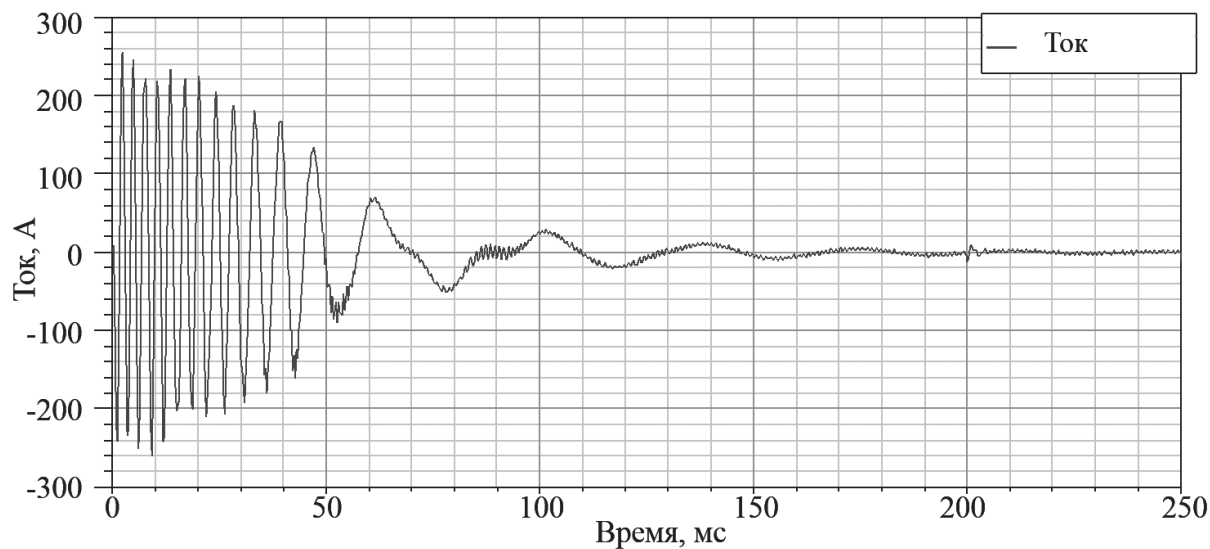


Рис. 6. Изменение токов в накоротко замкнутой обмотке конструкции № 1

стемы ротора в продольной и поперечной оси для оценки тормозного синхронного момента, которые составили 9,25 и 19,84 Ом соответственно. Активное сопротивление фазы 1,64 Ом, максимальная просадка тормозного крутящего момента во время пуска 1,1 Нм.

На рис. 7 представлены функции асинхронного пускового момента, синхронного тормозного момента и результирующего момента от скольжения. Из рисунка видно, что максимальное значение тока в обмотке статора 30 А (амплитудное значение в пусковой момент), максимальное значение тока в накоротко замкнутой обмотке ротора 250 А. Для того чтобы убедиться, что представленные токи не размагнитят постоянные магниты во время пуска, было измерено значение индукции в средней линии постоянного магнита при воздействии токов в накоротко замкнутой обмотке и обмотке статора и

при отсутствии токов в накоротко замкнутой обмотке и обмотке статора (рис. 8 и 9 соответственно).

Из рис. 8 и 9 видно, что просадка постоянных магнитов во время пуска составляет не более 30 мТл. Следовательно, магниты не размагнитятся.

Также был произведен анализ влияния высших гармоник на работу СДПИМ с АП. Коэффициент нелинейных искажений составил 4,49 %.

Аналогичным образом просчитываем ЭДС в фазах, ток в фазах, активное сопротивление, потери в обмотке, плотность тока в обмотке, пусковые токи, просадку полей постоянных магнитов в момент пуска, коэффициент мощности, индуктивные сопротивления по продольной и поперечной осям и коэффициент нелинейных искажений. Результаты представлены в табл. 4.

Зная ЭДС и индуктивные сопротивления по продольной и поперечным осям, по выражению (1)

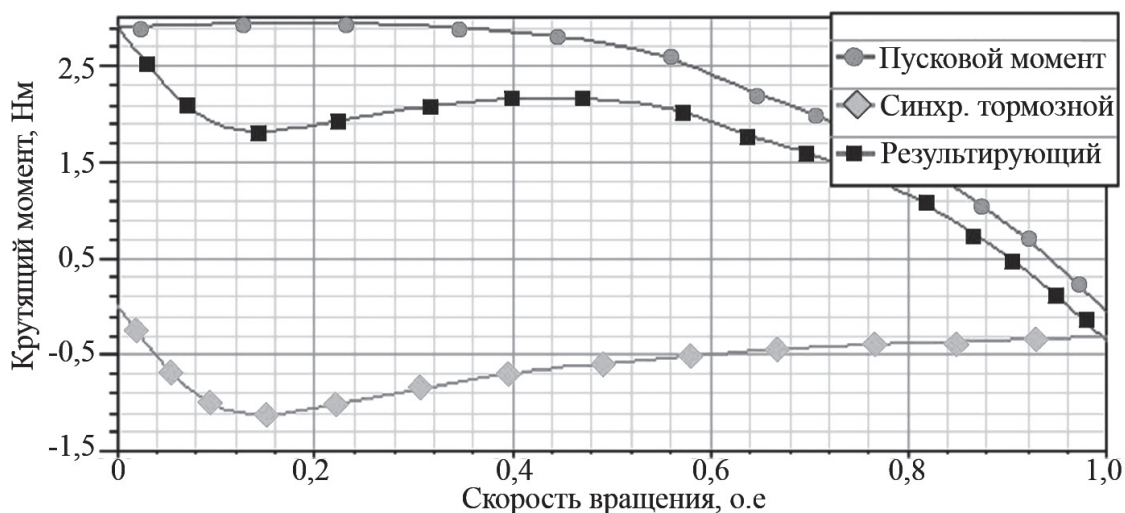


Рис. 7. Функции асинхронного пускового момента, синхронного тормозного момента и результирующего момента от скольжения конструкции №1

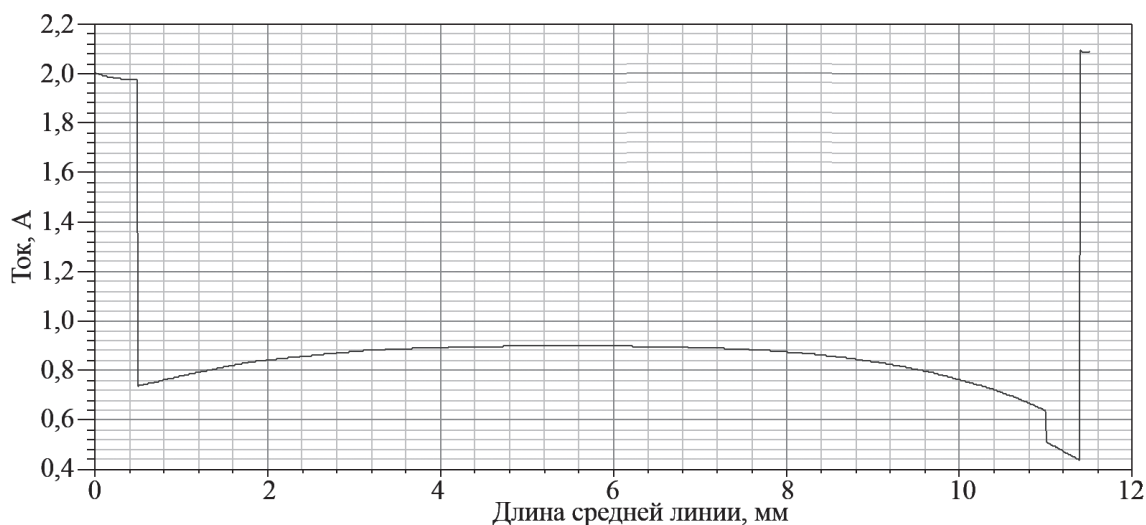


Рис. 8. Распределение магнитной индукции в средней линии постоянного магнита в момент пуска

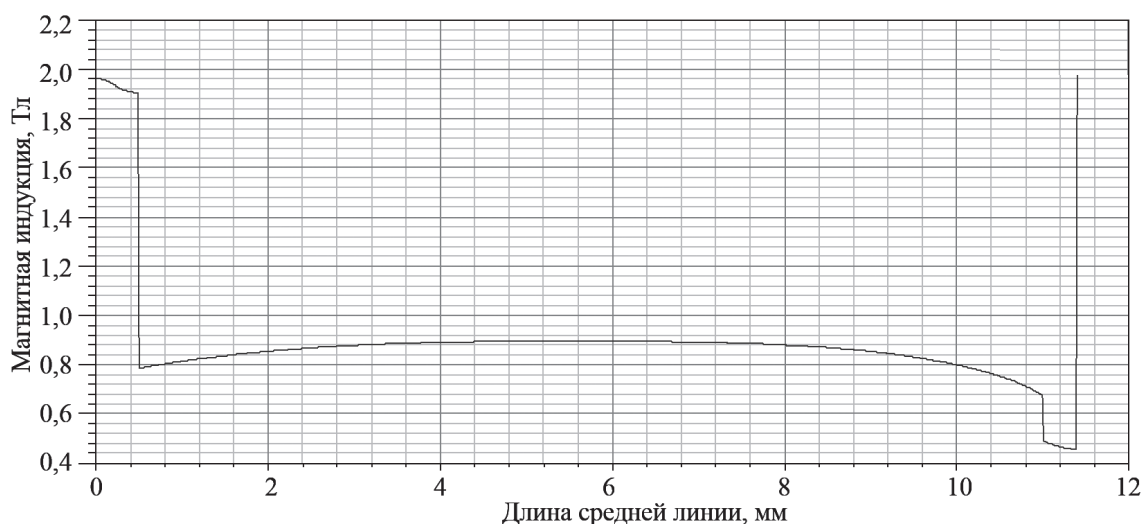


Рис. 9. Распределение магнитной индукции в средней линии постоянного магнита при отсутствии токов в нако- ротно замкнутой обмотке и токов в обмотке статора

можно вычислить синхронный тормозной момент, исходящий от полей постоянных магнитов.

На рис. 10 представлены функции зависимостей синхронных тормозных моментов от скорости вращения в о.с. Из рисунка видно, что максимальным синхронным тормозным моментом обладает конструкция №7, минимальным — конструкция №2.

Выводы

На основании компьютерного моделирования в программном комплексе Ansoft Maxwell, получены

энергетические характеристики, позволяющие оце- нить целесообразность использования различных топологий СДПИМ с АП для топливоперекачива- ющих приводов самолета.

Итак, все семь конструкций работоспособны, все семь конструкций входят в синхронизм, и у всех коэффициент мощности выше, чем у асинхронно- го двигателя.

Что касается энергетических характеристик, то для маломощных СДПИМ с АП они одного уров- ня, однако для СДПИМ с АП большой мощности

Таблица 4

Анализ рабочих показателей

№	Параметр	Конструкция						
		1	2	3	4	5	6	7
1	ЭДС, В	94,39	93,26	94,59	91,15	85,69	85,69	85,69
2	Ток в фазе, А	3,48	3,57	3,56	3,56	3,76	3,77	3,77
3	Сопротивление в фазе, Ом	1,64	1,64	1,64	1,64	1,64	1,64	1,64
4	Потери в обмотках, Вт	59,58	62,7	62,35	62,35	69,55	69,92	69,92
5	Плотность тока в обмотке, А/мм ²	12,03	12,346	12,309	12,3	13,02	13,05	13,03
6	Пусковые токи, А	250	265	263	263	270	273	273
7	"Просадка" магнитной индукции постоянного магнита в момент пуска, мТл	30	40	37	37	44	44	44
8	Коэффициент мощности	0,92	0,89	0,9	0,9	0,85	0,85	0,85
9	Индуктивное сопротивление по продольной оси, Ом	9,25	10,99	12,12	6,71	5,93	6,29	6,14
10	Индуктивное сопротивление по поперечной оси, Ом	19,84	19,84	19,84	18,86	18,86	18,86	18,86
11	Коэффициент нелинейных искажений, %	4,49	4,7	4,51	4,51	4,76	4,73	4,73
12	Механические потери, Вт (10% от номинальной мощности)	105	105	105	105	105	105	105
13	КПД, %	85,85	85,63	85,64	85,68	85,19	85,66	85,17

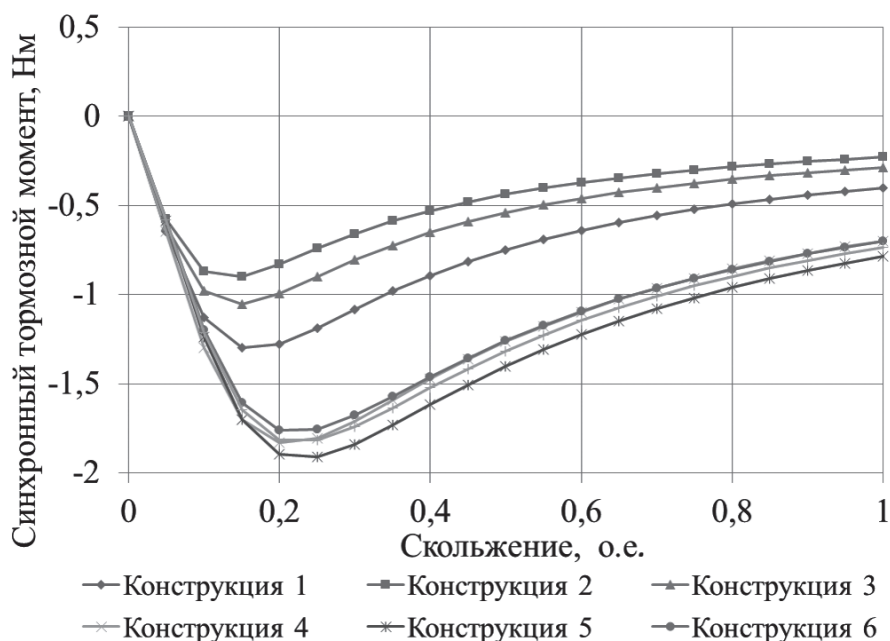


Рис. 10. Функции зависимостей синхронного тормозного момента от скольжения

увеличатся масса активных частей и потери в магнитопроводе статора и ротора. Если выстроить иерархию рассматриваемых конструкций по энергетическим характеристикам, то она будет выглядеть следующим образом (от конструкции, имеющей высокие энергетические характеристики, к конструкции с низкими энергетическими характеристиками): конструкция 6, конструкция 7, конструкция 5, конструкция 4, конструкция 1, конструкция 2, конструкция 3.

Если говорить о технологии изготовления штампов для листов магнитопровода ротора, то конструкции 1, 2, 3, 7 являются технологически сложными ввиду того, что у них присутствуют переемычки толщиной всего 0,5 мм; конструкции 4, 5, 6 имеют простой штамп. Если же говорить о механической прочности, то конструкции 1, 2, 3, 7 являются также менее прочностными, чем конструкции 4, 5, 6 ввиду той же переемычки 0,5 мм.

Анализ тормозных синхронных моментов выявил, что максимальным синхронным тормозным моментом обладает конструкция 7, минимальным — конструкция 2. Однако, если рассматривать привод топливоперекачивающего насоса, то при пуске привод может подвергаться высокому тормозному механическому моменту ввиду того, что привод является погружным, поэтому конструкции с высоким синхронным тормозным моментом не применимы.

Исходя из вышесказанного, можно заключить, что наиболее подходит для топливоперекачивающего привода конструкция 6: она обладает простой технологией изготовления, обеспечивает высокие

энергетические характеристики, имеет минимальные массогабаритные показатели, высокий коэффициент мощности; синхронный тормозной момент не превышает 50 % от пускового асинхронного момента.

Результаты исследования могут быть использованы при проектировании СДПИМ с АП.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (16-38-00005).

Библиографический список

1. Gerada D., Mebarki A., Brown N., Gerada C., Cavagnino A., Boglietti A. High-speed electrical machines: Technologies, trends, and developments // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2014. Vol. 61. No. 6, pp. 2946-2959. DOI: 10.1109/TIE.2013.2286777
2. 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. DOI: 10.1109/TIA.2013.2259785
3. Ganey E.D. High-Performance Electric Drives for Aerospace More Electric Architectures. Part I — Electric Machines // IEEE Power Engineering Society General Meeting. 2007, 8 p. DOI: 10.1109/PES.2007.385463
4. 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.
5. 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. DOI: 10.1109/SPEEDAM.2016.7525938
6. *Skawinski G.* Fuel pump motor-drive systems for more electric aircraft: Doctor of Philosophy. — University of Bath, 2010. — 235 p.
 7. *Weimer J.A.* The role of electric machines and drives in the more electric aircraft // Proceeding of IEEE International Conference on Electric Machines and Drives (IEMDC), Madison, Wisconsin, USA. 2003. Vol. 1, pp. 11-15. DOI: 10.1109/IEMDC.2003.1211236
 8. *Ribeiro R.L.A., Jacobina C.B., Lima A.M.N., da Silva E.R.C.* A strategy for improving reliability of motor drive systems using a four-leg three-phase converter // Sixteenth Annual Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC 2001). 2001. Vol. 1, pp. 385-391. DOI: 10.1109/APEC.2001.911676
 9. *Jacobina C.B., Freitas I.S., Oliveira T.M., da Silva E.R.C., Lima A.M.N.* Fault tolerant control of five-phase AC motor drive // Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) 35th Annual Power Electronics Specialists Conference. 2004. Vol. 5, pp. 3486-3492. DOI: 10.1109/PESC.2004.1355091
 10. *Cao W., Mecrow B.C., Atkinson G.J., Bennett J.W., Atkinson D.J.* Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA) // IEEE Transactions on Industrial Electronics. 2012. Vol. 59. No. 9, pp. 3523-3531. DOI: 10.1109/TIE.2011.2165453
 11. *Welchko B.A., Lipo T.A., Jahns T.M., Schulz S.E.* Fault tolerant three-phase AC motor drive topologies: a comparison of features, cost, and limitations // IEEE Transactions on Power Electronics. 2004. Vol. 19. No. 4, pp. 1108-1116. DOI: 10.1109/TPEL.2004.830074
 12. *Kasten Henning, Hofmann Wilfried.* Electrical machines with higher efficiency through combined star-delta windings // IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC). 2011, pp. 1374-1379. DOI: 10.1109/IEMDC.2011.5994806
 13. *Cistelegan M. V., Ferreira F. J. T. E., Popescu M.* Adjustable Flux Three-Phase AC Machines With Combined Multiple-Step Star-Delta Winding Connections // IEEE Transactions on Energy Conversion. 2010. Vol. 25. No. 2, pp. 348-355. DOI: 10.1109/TEC.2009.2035692
 14. *Nakayama Misa, Naka Kouki, Morita Masao, Inoue Masaya, Shimada Akihiro.* Induction machine. Patent US 20060355899, 31.06.2006.
 15. Siemens, <https://www.siemens.com/global/en/home.html>
 16. *Геращенко В.В., Левшуков Н.Н., Гайдо В.К., Левшуков Н.И., Геращенко А.В., Башаримова В.Н.* Способ повышения коэффициента полезного действия при эксплуатации трехфазных асинхронных электродвигателей электроприводов с изменяющейся нагрузкой / Патент РФ № 2449301. Бюлл. № 12, 27.04.2012.
 17. *Ertugrul N., Soong W., Dostal G., Saxon D.* Fault tolerant motor drive system with redundancy for critical applications // IEEE 33rd Annual IEEE Power Electronics Specialists Conference. 2002. Vol. 3, pp. 1457-1462. DOI: 10.1109/PSEC.2002.1022381
 18. *Lee Y., Habetler T.G.* A stator turn fault tolerant strategy for induction motor drives in safety critical applications // 37th IEEE Power Electronics Specialists Conference. Jeju, South Korea. 2006, 7 p. DOI: 10.1109/pesc.2006.1712150
 19. *Elistratova V., Hecquet M., Brochet P., Vizireanu D., Dessoude M.* Analytical approach for optimal design of a line-start internal permanent magnet synchronous motor // 15th European Conference on Power Electronics and Applications (EPE). Lille, France. 2013, 7 p. DOI: 10.1109/EPE.2013.6631924
 20. *Chen Xiaoyuan, Deng Zhiquan, Peng Jingjing.* Fault tolerant switched reluctance machine for fuel pump drive in aircraft // 4th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA 2009), Xi'an, China. 2009, pp. 2340-2344. DOI: 10.1109/ICIEA.2009.5138617
 21. *El-Wakeel Amged, Gawish S. A., Badr M.A.L.* Design of a fault tolerant switched reluctance motor for an aircraft fuel pump application // 8th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation technology (ASAT'99), At Cairo, Egypt. 1999, 14 p. DOI: 10.13140/2.1.1563.4242
 22. *Dlugiewicz L., Kolowrotkiewicz J., Szelag W., Slusarek B.* Permanent magnet synchronous motor to drive propellant pump // International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM), Sorrento, Italy. 2012, 2 p. DOI: 10.1109/SPEEDAM.2012.6264431
 23. *Ismagilov F.R., Khayrullin I.Kh., Vavilov V.Ye., Bekuzin V.I., Ayguzina V.V.* Minimization of Energy Losses in Ultra-High-Speed Electrical Rotating Machines // Elektrotehnicheskii vestnik. 2017. Vol. 84. No. 1-2, pp. 56-60.

STRUCTURE SELECTION OF SYNCHRONOUS MOTOR WITH PERMANENT MAGNETS AND ASYNCHRONOUS START-UP

Ismagilov F.R., Vavilov V.E.* , Bekuzin V.I.** , Aiguzina V.V.***

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

*e-mail: s2_88@mail.ru

**e-mail: tiobaldo1@rambler.ru

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

Abstract

Aerospace industry is in special want of high-efficiency electrical drives (motors), which allow reduce electric energy losses and rise productiveness of equipment. The number of electric drives onboard an aircraft varies from 50 to 220 pieces. With high tech development, the number of electric drives onboard an aircraft will only grow, and insignificant efficiency increase of all electric drives in the aggregate will lead to significant fuel savings. Three-phase induction motors with squirrel-cage rotor are in most common use in aerospace industry as fuel transfer drives. Asynchronous motors with maximum possible energy characteristics possess an efficiency below 80% and a power factor below 0.82. A possible alternative to asynchronous motors are BLCD motors, though their employing as pump drives becomes rather hindered due to cost intensive control system and large weight and size parameters. Another possible alternative to asynchronous motors may be a synchronous motor with permanent incorporated magnets and direct asynchronous start-up. The article is devoted to the analysis of structures of synchronous motors with incorporated permanent magnets and asynchronous start-up, for fuel-transfer pumps drives for the aerospace industry. The analysis was performed by computer simulation in the Ansoft Maxwell software package. The article proves the superiority of such motors over asynchronous motors. The structure of synchronous motor with incorporated permanent magnets and asynchronous start-up, which meet the requirements to fuel transfer drives for aerospace industry, was obtained based on computer simulation. The obtained results can be employed for the design of synchronous motors with permanent incorporated magnets and asynchronous start-up.

Keywords: synchronous motor, incorporated permanent magnets, asynchronous direct start.

References

- Gerada D., Mebarki A., Brown N., Gerada C., Cavagnino A., Boglietti A. High-speed electrical machines: Technologies, trends, and developments. *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2014, vol. 61, no. 6, pp. 2946-2959. DOI: 10.1109/TIE.2013.2286777
- 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. DOI: 10.1109/TIA.2013.2259785
- Ganev E.D. High-Performance Electric Drives for Aerospace More Electric Architectures. Part I - Electric Machines. *IEEE Power Engineering Society General Meeting*, 2007, 8 p. DOI: 10.1109/PES.2007.385463
- Vavilov V.E., Bekuzin V.I., Aiguzina V.V. *Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta*, 2017, vol. 24, no. 2, pp. 164-175.
- 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. DOI: 10.1109/SPEEDAM.2016.7525938
- Skawinski G. *Fuel pump motor-drive systems for more electric aircraft*, Doctor of Philosophy, University of Bath, 2010, 235 p.
- Weimer J. A. The role of electric machines and drives in the more electric aircraft. *Proceeding of IEEE International Conference on Electric Machines and Drives (IEMDC)*, Madison, Wisconsin, USA, 2003, vol. 1, pp. 11-15. DOI: 10.1109/IEMDC.2003.1211236
- Ribeiro R.L.A., Jacobina C.B., Lima A.M.N., da Silva E.R.C. A strategy for improving reliability of motor drive systems using a four-leg three-phase converter. *Sixteenth Annual Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) Applied Power Electronics Conference and Exposition (APEC 2001)*. 2001, vol. 1, pp. 385-391. DOI: 10.1109/APEC.2001.911676
- Jacobina C.B., Freitas I.S., Oliveira T.M., da Silva E.R.C., Lima A.M.N. Fault tolerant control of five-phase AC motor drive. *Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE) 35th Annual Power Electronics Specialists Conference*, 2004, vol. 5, pp. 3486-3492. DOI: 10.1109/PESC.2004.1355091
- Cao W., Mecrow B.C., Atkinson G.J., Bennett J.W., Atkinson D.J. Overview of Electric Motor Technologies Used for More Electric Aircraft (MEA). *IEEE Transactions on Industrial Electronics*, 2012, vol. 59, no. 9, pp. 3523-3531. DOI: 10.1109/TIE.2011.2165453

11. Welchko B.A., Lipo T.A., Jahns T.M., Schulz S.E. Fault tolerant three-phase AC motor drive topologies: a comparison of features, cost, and limitations. *IEEE Transactions on Power Electronics*, 2004, vol. 19, no. 4, pp. 1108-1116. DOI: 10.1109/TPEL.2004.830074
12. Kasten Henning, Hofmann Wilfried. Electrical machines with higher efficiency through combined star-delta windings. *IEEE International Electric Machines & Drives Conference (IEMDC)*, 2011, pp. 1374-1379. DOI: 10.1109/IEMDC.2011.5994806
13. Cistelecan M. V., Ferreira F. J. T. E., Popescu M. Adjustable Flux Three-Phase AC Machines With Combined Multiple-Step Star-Delta Winding Connections. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, 2010, vol. 25, no. 2, pp. 348-355. DOI: 10.1109/TEC.2009.2035692
14. Nakayama Misa, Naka Kouki, Morita Masao, Inoue Masaya, Shimada Akihiro. Induction machine. *Patent US 20060355899*, 31.06.2006.
15. Siemens, <https://www.siemens.com/global/en/home.html>
16. Gerashchenko V.V., Levshukov N.N., Gaido V.K., Levshukov N.I., Gerashchenko A.V., Basharimova V.N. *Patent RU 2449301 S1*, 27.04.2012.
17. Ertugrul N., Soong W., Dostal G., Saxon D. Fault tolerant motor drive system with redundancy for critical applications. *IEEE 33rd Annual IEEE Power Electronics Specialists Conference*, 2002, vol. 3, pp. 1457-1462. DOI: 10.1109/PSEC.2002.1022381
18. Lee Y., Habetler T.G. A stator turn fault tolerant strategy for induction motor drives in safety critical applications. *37th IEEE Power Electronics Specialists Conference. Jeju, South Korea*, 2006, 7 p. DOI: 10.1109/pesc.2006.1712150
19. Elistratova V., Hecquet M., Brochet P., Vizireanu D., Dessoude M. Analytical approach for optimal design of a line-start internal permanent magnet synchronous motor. *15th European Conference on Power Electronics and Applications (EPE)*. Lille, France, 2013, 7 p. DOI: 10.1109/EPE.2013.6631924
20. Chen Xiaoyuan, Deng Zhiqian, Peng Jingjing. Fault tolerant switched reluctance machine for fuel pump drive in aircraft. *4th IEEE Conference on Industrial Electronics and Applications (ICIEA 2009)*, Xi'an, China, 2009, pp. 2340-2344. DOI: 10.1109/ICIEA.2009.5138617
21. El-Wakeel Amged, Gawish S. A., Badr M.A.L. Design of a fault tolerant switched reluctance motor for an aircraft fuel pump application. *8th International Conference on Aerospace Sciences and Aviation technology (ASAT'99)*, At Cairo, Egypt, 1999, 14 p. DOI: 10.13140/2.1.1563.4242
22. Dlugiewicz L., Kolowrotkiewicz J., Szelag W., Slusarek B. Permanent magnet synchronous motor to drive propellant pump. *International Symposium on Power Electronics, Electrical Drives, Automation and Motion (SPEEDAM)*, Sorrento, Italy, 2012, 2 p. DOI: 10.1109/SPEEDAM.2012.6264431
23. Ismagilov F.R., Khayrullin I.Kh., Vavilov V.Ye., Bekuzin V.I., Ayguzina V.V. Minimization of Energy Losses in Ultra-High-Speed Electrical Rotating Machines. *Elektrotehnicheskii vestnik*, 2017, vol. 84, no. 1-2, pp. 56-60.