

УДК 629.374.7

А.И. Денисов, Е.А. Бурсала

Государственный научно-испытательный центр ВС Украины, Чернигов

КОНЦЕПЦИЯ ПРОЦЕССА ПОВЫШЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ЗАПУСКА ДВИГАТЕЛЯ ВОЕННО-ТРАНСПОРТНОГО САМОЛЕТА

Разработана концепция запуска военно-транспортного самолета АН 70 с минимальными потерями мощности. Предложена оптимальная по быстродействию система частотно-токового управления асинхронным двигателем привода винта самолета на основе автономного инвертора напряжения с широтно-импульсной модуляцией по закону синуса. Для контроля температуры корпуса двигателя в режиме запуска один из контуров системы выполнен на основе фаззи-регулятора.

Ключевые слова: минимальные потери, оптимизация по быстродействию, система управления, автономный инвертор напряжения, фаззи-регулятор.

Введение

Существующая система запуска двигателя военно-транспортного самолета АН-70, рис. 1, как показано в [1], имеет низкий КПД равный 0,57, что приводит к существенному повышению установленной мощности генератора вспомогательной силовой установки (ВСУ).



Рис. 1. Схема запуска двигателя:

В – выпрямитель;

АИН – автономный инвертор напряжения;

АСГ – асинхронный стартер-генератор с короткозамкнутым ротором;

АД – авиационный двигатель

В работе [1] для повышения КПД АСГ предложено на основе частотно-токового управления поддерживать отношение момента к квадрату тока $\left(\frac{M}{I^2}\right)$ на максимальном уровне с контролем температуры корпуса АСГ.

Стоит задача управления АСГ с обеспечением минимума активных потерь. Теоретические основы решения этой задачи для установившегося режима изложены в работе [2], где показано, что условие минимальных потерь сводится к обеспечению равенства нулю производной функции полных потерь (электромагнитных, механических) от потока. Управление по минимуму потерь обеспечивает не только максимальный КПД, но и высокое качество механических характеристик двигателя. Такие системы управления выполняют математические операции по результатам оперативного контроля частоты, момента, потока, что требует наличия весьма сложных датчиков.

Другой подход для получения минимальных потерь связан с обеспечением максимума отношения момента к току $\left(\frac{M}{I}\right)$ на основе векторного управления, что также требует реализации сложных преобразований и вычислений неизмеряемых параметров по параметрам, которые можно измерить. К сожалению, известные решения оптимальных по энергетике систем управления асинхронными двигателями (АД) не позволяют в полной мере обеспечить достижение минимума потерь в системе запуска двигателя самолета по следующим причинам:

а) они справедливы для установившегося режима;

б) в них не предусмотрена коррекция сигнала управления АД по результатам контроля температуры его корпуса. В нашем случае минимальные потери необходимо обеспечить в процессе запуска АСГ, т.е. в переходном режиме после окончания которого двигатель переводится в режим генератора [1].

Основной раздел

1. Условия обеспечения минимальных потерь мощности при запуске двигателя

Известно, что максимум отношения $\left(\frac{M}{I^2}\right)$ для АД [2] возможен при равенстве абсолютного скольжения $\beta = ((\omega_1 - \omega)/\omega_{1H})$ и абсолютного значения критического скольжения

$$\beta_k = \pm \frac{r_2'}{x_0 + x_2'}$$

где ω_1 – синхронная скорость;

ω – текущая скорость;

ω_{1H} – синхронная скорость на номинальной частоте;

r'_2, x'_2 – приведенные сопротивления ротора;

x_0 – реактивное сопротивление цепи намагничивания.

Очевидно, что β_k – величина постоянная, определяемая параметрами схемы замещения двигателя, а величина β – зависит от текущей скорости ω , которая в процессе запуска изменяется от нуля до заданного значения. Скорости ω_1, ω_{1H} известны заранее. Для заданного значения номинальной частоты можно найти величину текущей скорости, на которой существует максимум соотношения $\left(\frac{M}{I^2}\right)$,

эта скорость должна быть эталонной для системы электропривода и соответствовать установившейся скорости вращения винта самолета с учетом редукции. В процессе запуска скорость двигателя, особенно на начальном участке разгона, отличается от эталонной, т. е. условие максимума $\left(\frac{M}{I^2}\right)$ не выпол-

няется. Для того, чтобы минимизировать потери в переходном режиме, необходимо в системе запуска реализовать закон, обеспечивающий оптимальный по быстродействию процесс частотно-токового управления. В результате текущая скорость двигателя быстро достигнет значения, при котором обеспечивается минимум потерь, за минимальное время в процессе регулирования частоты и напряжения питания. При этом система управления автономным инвертором напряжения (АИН) должна обеспечить линейный закон изменения частоты с поддержанием постоянства отношения напряжения к частоте, т. е.

$$\left(\frac{U}{f} = \text{const}\right).$$

На начальном участке процесса запуска необходимо обеспечить безопасный темп изменения частоты, т. к. запуск двигателя на пониженной частоте приводит к значительному броску момента, что опасно для двигателя и для АИН. Это наиболее характерно для систем с большим моментом инерции, у которых пусковой момент тем больше, чем ниже частота. Амплитуда пускового момента зависит и от степени стабилизации потока двигателя в процессе регулирования напряжения питания. Очевидно, что в ходе запуска двигатель, как можно быстрее, необходимо вывести из зоны низких скоростей, исходя из требований энергоэффективности и безопасности. В этот процесс необходимо вносить коррективы по результатам контроля температуры корпуса двигателя. Информация об этом должна обрабатываться дополнительным контуром регулирования на основе нечеткого (фаззи) регулятора. В процессе его обучения можно установить корректирующий сигнал, результат воздействия которого на систему управ-

ления АИН позволит получить благоприятное сочетание требований энергоэффективности и температурного режима двигателя. Помимо рассмотренного варианта повышения энергоэффективности системы запуска электропривода винта самолета заслуживает внимания другой вариант, предполагающий использование вместо АИН автономного инвертора тока (АИТ) или же индуктивно-емкостного преобразователя (ИЕП), который обладает свойствами источника тока. При этом из системы исключается выпрямитель. В работе [3] исследована совместная работа двигателя с короткозамкнутым ротором и ИЕП; установлено, что пусковой момент двигателя в этом варианте в 10 – 15 раз меньше, чем в системе с АИН. Поэтому система с источником тока рекомендуется для плавного запуска вентиляторных нагрузок, когда время этого процесса не ограничено. Запуск двигателя можно осуществлять постоянным током, что положительно повлияет на его КПД. Если вместо короткозамкнутого использовать двигатель с фазным ротором, то можно обеспечить независимость момента от скорости вращения, т. е. получить стабильный момент при стабильном токе. Очевидно, что недостатком системы на основе источника тока является большое время запуска. Для решения вопроса о целесообразности применения таких систем необходимы исследования их временных характеристик с целью оптимизации. Очевидно, что важным звеном в системе запуска двигателя, является автономный инвертор, так как тип инвертора (АИН, АИТ) существенно влияет на важнейшие характеристики системы: массогабаритные, энергетические, динамические.

2. Оптимальная по быстродействию система электропривода асинхронного стартер-генератора

Рассмотрим вариант системы электропривода АСП на основе автономного инвертора напряжения с синусоидальной широтно-импульсной модуляцией, в которой в процессе управления поддерживается постоянство отношения напряжения к частоте. В спектре выходного напряжения АИН с синусоидальной ШИМ амплитуда гармоники, близлежащей к основной, имеет минимальное значение. Хотя несинусоидальность напряжения питания двигателя не оказывает влияние на амплитуду пускового момента, однако ее влияние на энергетические показатели системы весьма существенно. Высшие гармоники образуют систему вращающихся с высокой скоростью магнитных полей, для которых скольжение $S=1$. Их ток зависит от индуктивности рассеяния, но не зависит от нагрузки машины. Токи высших гармоник вызывают нагрев двигателя и приводят к появлению вибрационных моментов в результате взаимодействия равномерно вращающегося поля статора с магнитными полями, создаваемыми тока-

ми высших гармоник ротора. Степень влияния вибрационных моментов зависит от частоты. На высоких частотах влияние вибрационных моментов демпфируется инерцией ротора и нагрузки. На выходе АИН с синусоидальной ШИМ возможно появление субгармонических частот из-за фазового рассогласования несущей и модулирующей частот. В области низких частот уровень субгармоник и их влияние незначительно. С ростом частоты возникают заметные биения в токе, моменте и скорости

двигателя, что негативно влияет на энергетические и динамические характеристики системы. Для исключения такой ситуации необходимо, чтобы в процессе регулирования несущая частота была на порядок больше модулирующей частоты.

Необходимый закон управления АИН реализуют системы управления (СУ), принципы построения которых описаны в [4].

Структурная схема САР электропривода представлена на рис. 2.

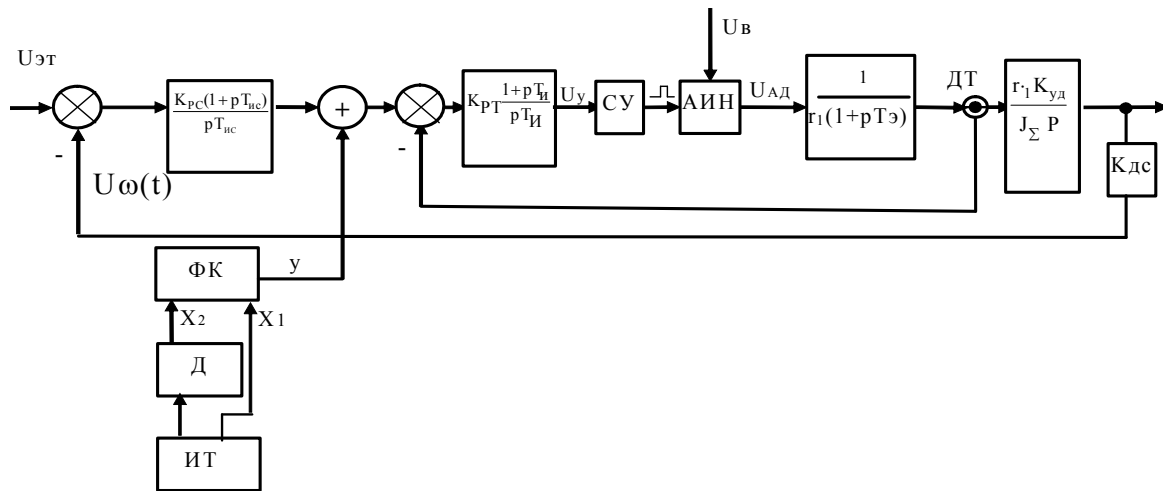


Рис. 2. Структурная схема САР электропривода

На рис. 2: $K_{рс}(p) = K_{рс} \cdot \frac{1+pT_{ис}}{pT_{ис}}$ – передаточная функция регулятора контура скорости;

$K_{рТ}(p) = K_{рТ} \cdot \frac{1+pT_{и}}{pT_{и}}$ – передаточная функция регулятора контура тока;

$K_{АИН}, K_{СУ}$ – коэффициенты усиления АИН и системы управления;

r_1 – сопротивление обмотки статора двигателя;

$K_{ДТ}, K_{ДС}, K_{уд}$ – коэффициенты усиления датчика тока, датчика скорости и двигателя по управляющему воздействию;

J_{Σ} – сумма моментов инерции двигателя и нагрузки, приведенный к его валу;

Передаточная функция замкнутого контура тока

$$W_{зТ}(p) = \frac{1}{p\phi + 1}, \quad (1)$$

где $\phi = \frac{1}{K_{ОТ}}$; $K_{ОТ} = \frac{K_{рТ} \cdot K_{СУ} \cdot K_{АИН} \cdot K_{ДТ}}{T_{ИТ} \cdot r_1}$.

В (1) учтено, что настройка ПИ – регулятора контура тока выполнена из условия компенсации электрической постоянной двигателя т.е. $T_{ИТ} = T_{\Sigma}$,

где $T_{\Sigma} = \frac{L_{s1}}{r_1}$, $L_{s1} = \frac{X_{s1} + X_M}{\omega_1}$, X_{s1} – сопротивление

индуктивности рассеяния обмотки статора;

X_m – индуктивное сопротивление цепи намагничивания, r_1 – активное сопротивление обмотки статора, ω_1 – угловая частота, соответствующая синхронной скорости двигателя.

Передаточная функция разомкнутой САР, рис. 2, относительно угловой скорости вращения

$$W_p(p) = K_{рс} \cdot \frac{1+pT_{ис}}{pT_{ис}} \cdot W_{зТ}(p) \cdot \frac{r_1 K_{уд} K_{ДС}}{J_{\Sigma} p},$$

где $K_{рс}$ – коэффициент усиления пропорциональной составляющей контура скорости; $T_{ис}$ – время издрорма ПИ – регулятора контура скорости. С учетом (1) получаем:

$$W_p(p) = K_{рс} \cdot \frac{1+pT_{ис}}{pT_{ис}} \cdot \frac{1}{pT_0} \cdot \frac{1}{1+p\phi},$$

где $T_0 = \frac{J_{\Sigma}}{r_1 K_{уд} K_{ДС}}$.

Передаточная функция замкнутой системы:

$$W_3(p) = \frac{K_{рс} \cdot (1+pT_{ис})}{K_{рс} + pK_{рс}T_{ис} + p^2T_{ис}T_0 + p^3T_{ис}T_0\phi}. \quad (2)$$

Выполним оптимизацию контура скорости по быстродействию с учетом того, что объект управле-

ния содержит интегрирующее звено. В этом случае настройку регулятора необходимо выполнять так, чтобы точки излома логарифмической частотной характеристики были симметричными относительно точки пересечения линии с осью ноль децибел – симметричный оптимум. При этом необходимо добиваться того, чтобы модуль передаточной функции приближался к единице. Нетрудно найти, что модуль передаточной функции (2) будет приближаться к единице, если

$$T_{ИС} = 4 \cdot \varphi; \quad K_{рс} = \frac{T_0}{2 \cdot \varphi}.$$

Если эти значения подставить в (2), то получится

$$W_3(p) = \frac{(1 + 4p\varphi)}{1 + p^4 \cdot \varphi + p^2 8\varphi^2 + p^3 8\varphi^3}. \quad (3)$$

Изображение переходной характеристики замкнутой системы

$$U\omega(p) = \frac{U_{ЭГ}(1 + 4p\varphi)}{p(p^3 8\varphi^3 + p^2 8\varphi^2 + p^4 \cdot \varphi + 1)}.$$

Ее оригинал:

$$U\omega(t) = U_{ЭГ} \left(A_1 e^{p_1 t} + A_2 e^{p_2 t} + A_3 e^{p_3 t} + A_4 e^{p_4 t} \right),$$

где $(p_1 - p_4)$ – полюса;

$(A_1 - A_4)$ – вычеты изображения переходной характеристики, из которой $(p_1 = 0)$;

полюса $(p_2 - p_4)$ находим, решая уравнение третьей степени

$$p^3 8\varphi^3 + p^2 8\varphi^2 + p^4 \cdot \varphi + 1 = 0.$$

Преобразуя его к виду:

$$(1 + 2p\varphi)(4p^2 \cdot \varphi^2 + 2p\varphi + 1) = 0,$$

в результате решения получаем, что

$$p_2 = -\frac{1}{2\varphi}; \quad p_{3,4} = -\frac{1}{4\varphi} \pm j \frac{\sqrt{3}}{4\varphi}.$$

Вычет для k-го полюса

$$A_k = \lim_{p \rightarrow p_k} (p - p_k) \frac{(1 + 4p\varphi)U_{ЭГ}}{8\varphi^3(p - p_1)(p - p_2)(p - p_3)(p - p_4)}.$$

В итоге получаем, что

$$A_1 = A_2 = U_{ЭГ};$$

$$A_3 = A_4 = -U_{ЭГ}.$$

Оригинал переходной характеристики

$$U\omega(t) = U_{ЭГ} \left(1 + e^{\frac{-t}{2\varphi}} - 2e^{\frac{-t}{4\varphi}} \cos \frac{\sqrt{3}}{4\varphi} t \right).$$

Переходя к относительным единицам

$$\bar{U}\omega(t) = \frac{U\omega(t)}{U_{ЭГ}},$$

получаем

$$\bar{U}\omega(t) = 1 + e^{\frac{-t}{2\varphi}} - 2e^{\frac{-t}{4\varphi}} \cos \left(\frac{\sqrt{3}}{4\varphi} t \right). \quad (4)$$

Выше показано, что максимум частного $\left(\frac{M}{I^2} \right)$

соответствует условию $\frac{\omega_1 - \omega}{\omega_{1Н}} = \beta_k$, т.е., когда

$$\frac{\omega_1}{\omega_{1Н}} - \beta_k = \frac{\omega}{\omega_{1Н}}.$$

Если построить переходную характеристику (4), то по ней можно установить, что скорость достигнет установившегося значения за время $t = 16\varphi$.

Это условие соответствует максимуму, отношения

$\left(\frac{M}{I^2} \right)$. Установившаяся относительная скорость

$\frac{\omega}{\omega_{1Н}}$ является эталонной, она остается стабильной

до окончания процесса запуска, т.е. до перевода двигателя в режим генератора.

3. Контур контроля температуры корпуса АСГ на основе нечеткого регулятора

Форсированному достижению установившейся скорости двигателя без нарушения его температурного режима способствует контур регулирования, выполненный на основе фаззи-контролера (нечеткий регулятор), который представляет собой экспертную систему, включенную в процесс управления и работающую в реальном времени.

Основы математической теории нечетких множеств и результаты ее применения для практических задач изложены в [5]. В системе, рис. 2, на вход фаззи-контролера (ФК) поступают две физические переменные: X_1 – сигнал с измерителя температуры (ИТ) корпуса АД, X_2 – его производная. Сигнал (Y) с выхода ФК участвует в формировании входного сигнала контура тока.

Диапазоны изменения переменных X_1, X_2 определяются экспертом по результатам моделирования или же экспериментально.

Эти диапазоны разбиваются на ряд терминов, которые соответствуют следующим значениям температуры корпуса АСГ:

Z-нулевая – в номинальном режиме;

PS-чуть выше номинальной (положительная средняя);

PB-предельно допустимая (положительная высокая);

NS-чуть ниже номинальной (отрицательная средняя);

NB-низкая (отрицательная низкая);

Алгоритм управления температурой корпуса АД представлен, для двух входных переменных на рис. 3 в виде матрицы таблицы, в клетках которых внесены значения управляющих воздействий.

Функции принадлежности переменных X_1, X_2 представлены семействами $\mu(X_1), \mu(X_2)$, а для выходной переменной – семейством $\mu(y)_1$, рис. 3, б.

Формирование управляющего воздействия на выходе фаззи-контролера происходит в течении трех этапов, которые представлены тремя процедурами на структурной схеме, рис. 4.

Процедура фаззификации связана с преобразованием физических переменных X_1, X_2 в термины A_1, A_2 . Для произвольного момента времени каждый из них определяет по два значения функции принадлежности для физических переменных X_1, X_2 .

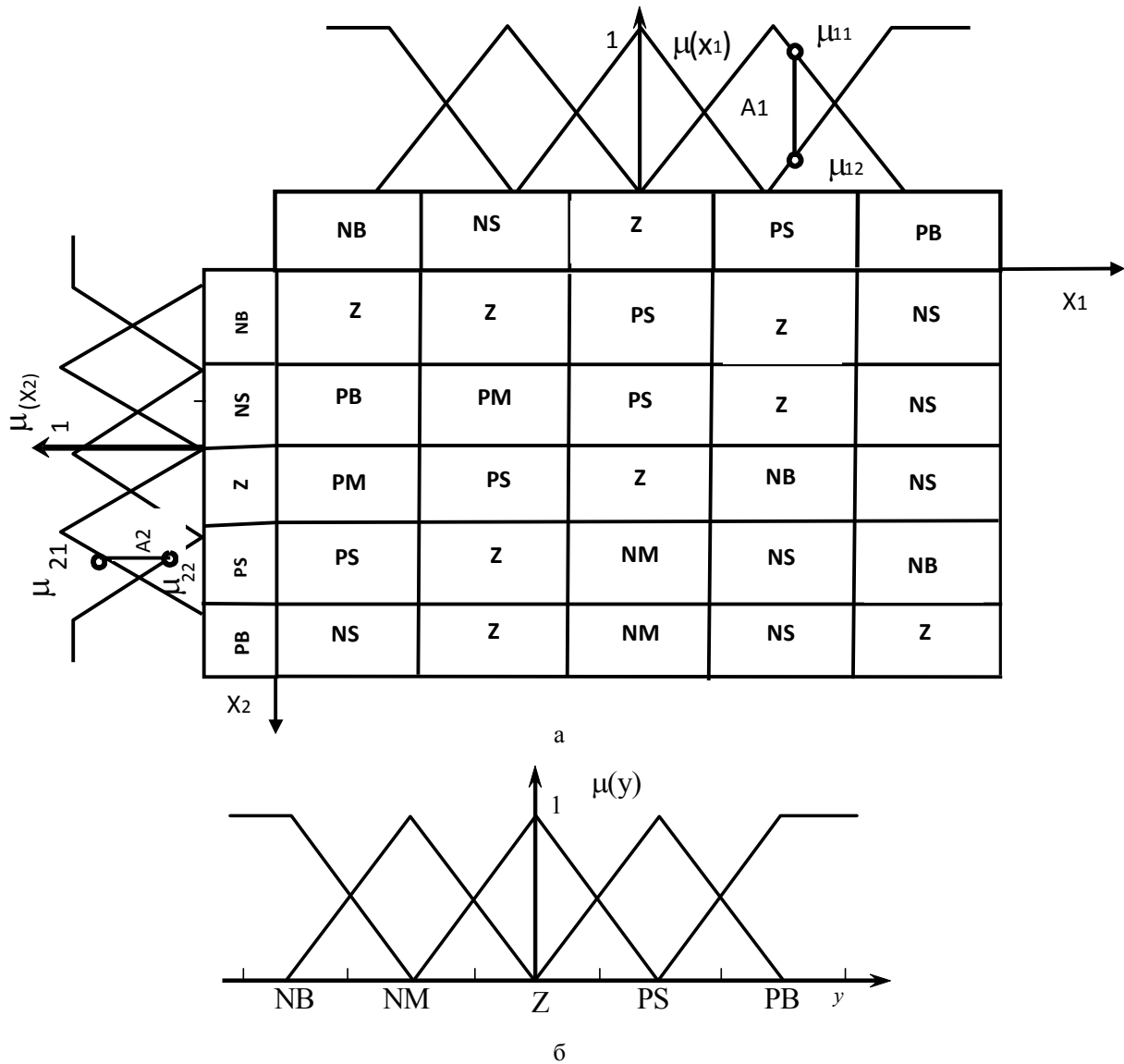


Рис. 3. Алгоритм управления температурой

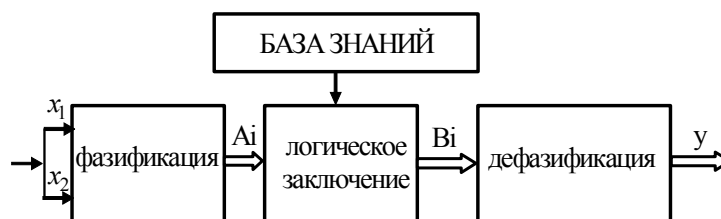


Рис. 4. Структурная схема

Процедура логического заключения состоит в присвоении минимальных значений функции принадлежности выходному термину V_1 , т.е. $\mu_{11} = \mu_{12}$ и для выходного термина V_2 , ($\mu_{21} = \mu_{22}$) и объединение этих терминов в усеченное фаззи-множество $V = V_1 + V_2$ по принципу максимума [6]. Дефазификация связана с преобразованием термина V в управляющий сигнал U который поступает на вход контура тока.

Базой знаний для блока логических заключений является квадратная матрица, рис. 3, а, в отдельных квадратах которой экспертом записаны правила в форме: если X_1 принадлежит A_{i1} , ..., X_2 принадлежит A_{i2} , то U принадлежит V_i . Из выходных функций принадлежности, рис. 3, б, переменных V_i формируется управляющее воздействие.

Функции структурной схемы, представленной на рис. 4, на практике реализуется программно-аппаратным способом [7].

Выводы

В процессе поиска путей повышения энергоэффективности системы запуска двигателя военнотранспортного самолета предложена система регулирования, в которой реализован частотно-токовый принцип управления скоростью асинхронного двигателя.

Показано, что сигнал задания главного контура системы должен соответствовать скорости, при которой обеспечивается максимум отношения

$$\left(\frac{M}{I^2} \right).$$

Процесс изменения скорости на этапе разгона двигателя оптимизирован по быстрдействию.

Предусмотрена коррекция этого процесса по результатам контроля температуры корпуса двигателя посредством включения в систему фаззи-контролера. Закон коррекции устанавливается итерационным методом на этапе его обучения экспертом. Оптимизация процесса обучения наиболее быстро достигается на основе использования нейронной сети в режиме обучающей системы.

Список литературы

1. Сорокин Д.М. Шляхи удосконалення електричної системи запуску авіаційних двигунів при модернізації літаків військово-транспортної авіації / Д.М. Сорокин, І.В. Заріцький // Збірник наукових праць державного науково-дослідного інституту авіації. – К., 2014. – № 10(17). – С. 131-136.
2. Сандлер А.С. Автоматическое управление асинхронными двигателями / А.С. Сандлер, Р.С. Сарбатов. – М.: Энергия, 1974. – 328 с.
3. Волков И.В. Электроприводы со стабилизированным током в силовых цепях / И.В. Волков, В.Н. Исаков. – М.: Радио и связь, 1991. – 216 с.
4. Денисов А.И. Вентильные преобразователи в системах точной стабилизации / А.И. Денисов, В.М. Зволинский, Ю.В. Руденко. – К.: Наук. думка, 1997. – 249 с.
5. Тэрано Т. Прикладные нечеткие системы: пер. с японского / Т. Тэрано, К. Асаи, М. Сугэно. – М.: Мир, 1993. – 368 с.
6. Денисов Ю.О. Системы перетворювальної техніки: навч. посіб. / Ю.О. Денисов. – Черніг. нац. техн. ун-т, 2014. – 172 с.
7. Терехов В.М. Фаззи-логіка в електротехніці: метод. мат-ли // Електричество. – 2000. – № 11. – С. 59-64.

Поступила в редколлегию 14.01.2016

Рецензент: д-р техн. наук, проф. И.В. Волков. Институт электродинамики НАН Украины, Киев.

КОНЦЕПЦІЯ ПРОЦЕСУ ПІДВИЩЕННЯ ЕНЕРГЕТИЧНОЇ ЕФЕКТИВНОСТІ СИСТЕМИ ЗАПУСКУ ДВИГУНА ВІЙСЬКОВО-ТРАНСПОРТНОГО ЛІТАКА

О.І. Денисов, О.О. Бурсала

Розроблено концепцію запуску військово-транспортного літака АН 70 з мінімальними втратами потужності. Запропоновано оптимальну за швидкодією систему частотно-струмового керування асинхронним двигуном приводу гвинта літака на основі автономного інвертора напруги з широтно-імпульсною модуляцією за законом синусу. Для контролю температури корпусу двигуна в режимі запуску один з контурів системи виконано на основі фаззи-регулятора.

Ключові слова: мінімальні втрати, оптимізація за швидкодією, система керування, автономний інвертор напруги, фаззи-регулятор.

CONCEPT OF ENERGY EFFICIENCY PROCESS IMPROVEMENT OF THE ENGINE STARTING SYSTEM OF MILITARY TRANSPORT AIRCRAFT

O.I. Denisov, O.O. Bursala

The concept of the engine start in military transport aircraft AN-70 with minimal power losses has been developed. The construction of the frequency control system optimal by fast speed for asynchronous motor current of the aircraft propeller drive has been proposed. It was performed based on the stand-alone voltage inverter with sinusoidal pulse-width modulation. One of the system loops is built based on fuzzy regulator to control the temperature of the motor case within the starting mode.

Keywords: minimal power losses, optimization of control system for fast speed, stand-alone voltage inverter, fuzzy regulator.