

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ЭЛЕКТРОСТАРТЕРНОГО ЗАПУСКА АВИАДВИГАТЕЛЯ ВОЗДУШНОГО СУДНА ОТ НАЗЕМНОГО ИСТОЧНИКА ЭЛЕКТРОПИТАНИЯ

Н.Е. Лыхин, А.В. Романов

В статье рассматривается модель запуска турбостартера электродвигателем от наземного источника электропитания. Приведена математическая модель электродвигателя постоянного тока с последовательным возбуждением, а также результаты моделирования запуска турбостартера в среде MATLAB.

Ключевые слова: электростартерный запуск, наземный источник электропитания, турбостартер, электростартер, двигатель постоянного тока с последовательным возбуждением.

Особенность электростартерного запуска авиадвигателя.

Динамику процесса наземного запуска авиадвигателя можно представить в виде трёх периодов (этапов), следующих один за другим. На первом этапе согласно техническому описанию [1] электростартер при напряжении питания $28 \pm 0,5$ В должен обеспечивать раскрутку ротора турбостартера до срабатывания центробежного выключателя (частота срабатывания $17500 \div 20500$ об/мин). Второй этап заключается в выходе турбостартера на номи-

нальные обороты (65000 об/мин) с одновременной раскруткой ротора турбины авиадвигателя. На третьем этапе происходит отключение турбостартера при достижении $37 \div 40$ % оборотов авиадвигателя и далее самостоятельный выход на режим малого газа. Для моделирования электростартерной нагрузки наземного источника электропитания будем рассматривать только первый этап, а именно запуск (раскручивание ротора) турбостартера TC-21 от электростартера СТ-115А, конструкция и общий вид которого показаны на рис. 1.

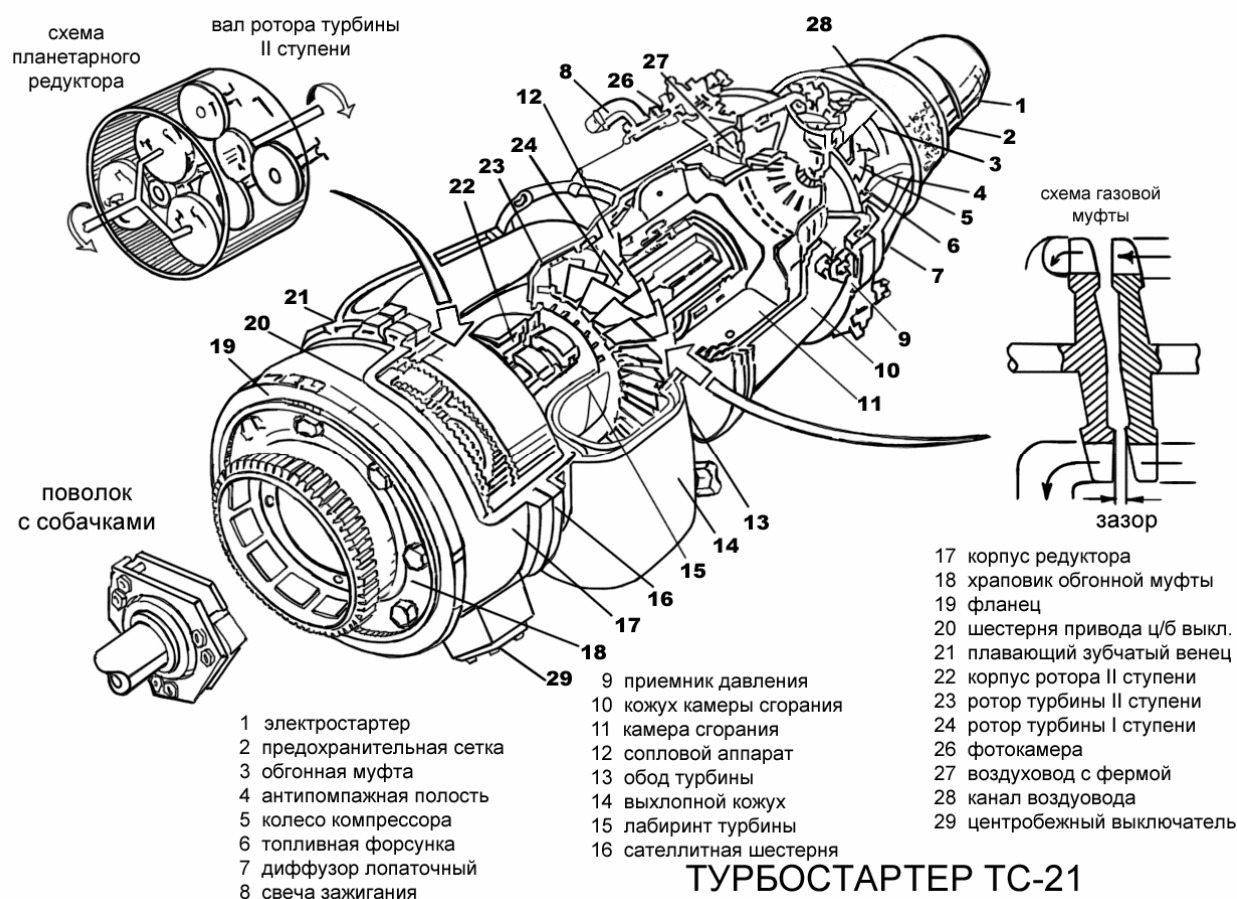


Рис. 1. Конструкция и общий вид турбостартера TC-21

Электростартер СТ-115А представляет собой двигатель постоянного тока с последовательной

обмоткой возбуждения (ДПТ ПВ), позиция 1 на рис. 1. Особенностью конструкции является отсутствие жесткой механической связи между электростартером и ротором турбины второй ступени турбостартера. Вентиляторный характер статической нагрузки электростартера, учитывая особенности конструкции и ограничение по частоте вращения,

зависит от скорости исполнительного механизма и определяется выражением [2]:

$$M_c = M_{co} + M_{ch} \left(\frac{\omega}{\omega_n} \right)^a. \quad (1)$$

где M_c – вентиляторный тормозной момент; M_{co} – момент механических потерь на трение; M_{ch} – статический момент турбостартера при номинальной скорости вращения ω_n ; ω – текущая скорость вращения; a – коэффициент пропорциональности, для вентиляторной нагрузки (магистраль без сопротивления) равен 2.

Целью исследования является разработка математической модели первого этапа электростартерного запуска авиадвигателя, позволяющей учесть переходные процессы при электростартерной нагрузке наземного источника электропитания.

Математическая модель двигателя постоянного тока последовательного возбуждения.

Для построения модели электростартерного запуска от наземного источника электропитания рассмотрим сначала математическую модель ДПТ ПВ.

Основной особенностью данного типа электродвигателя является включение обмотки возбуждения в цепь якоря, что, в свою очередь, обуславливает необходимость учета нелинейной зависимости магнитного потока двигателя (который будет определять двигательный момент) от тока возбуждения, равного току якоря.

Уравнения, описывающие динамику ДПТ ПВ без учета вихревых токов, имеют вид [2]:

$$\begin{cases} u = (L_\alpha + L_B) \frac{di}{dt} + (r_\alpha + r_B + R_{доб})i + e_\alpha + W_\phi \frac{d\Phi}{dt}, \\ J \frac{d\omega}{dt} = M - M_c, \\ e_\alpha = k_E \omega \Phi(i), \\ M = k_M i \Phi(i). \end{cases} \quad (2)$$

где L_α , L_B , r_α , r_B – индуктивности и сопротивления обмоток якоря и обмотки возбуждения; $R_{доб}$ – добавочное сопротивление, которое в общем случае может быть включено в цепь якоря для ограничения максимального тока; e_α – противоЭДС якорной цепи, зависящее от частоты вращения электродвигателя ω и магнитного потока Φ ; W_ϕ – число витков обмотки возбуждения; J – полный момент инерции якоря двигателя; M – момент создаваемый двигателем; M_c – момент сопротивления или нагрузки, определяемый соотношением (1); k_E , k_M – конструктивные коэффициенты.

Первые два уравнения системы (2) удобно привести к операторной форме (3):

$$\begin{cases} u = R(Tp + 1)i + k_E \omega \Phi(i) + W_\phi p \Phi(i), \\ Jp \omega = k_M i \Phi(i) - M_c. \end{cases} \quad (3)$$

где $T = \frac{L_\alpha + L_B}{r_\alpha + r_B + R_{доб}}$ – постоянная времени; R – суммарное сопротивление в цепи якоря;

$p = \frac{d}{dt}$ – оператор дифференцирования.

Таким образом, математическая модель электродвигателя постоянного тока с последовательным возбуждением без учета вихревых токов может быть представлена в виде структуры, показанной на рис. 2.

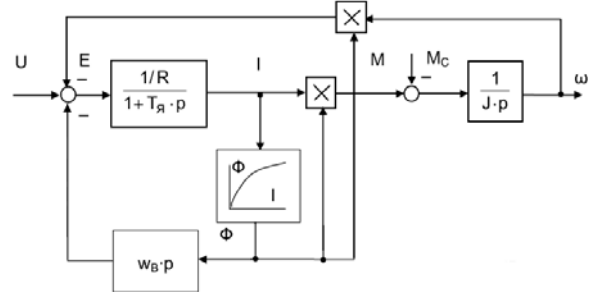


Рис. 2. Структурная схема ДПТ ПВ

Влияние вихревых токов [3] может быть учтено добавлением короткозамкнутой обмотки, имеющей условное число витков W_{em} , сопротивлением r_{em} , обтекаемой током i_{em} и связанной с током машины Φ по продольной оси коэффициентом связи, равным единице. К системе уравнений (2), соответственно, добавится уравнение:

$$0 = i_{em} r_{em} + W_{em} \frac{d\Phi}{dt}. \quad (4)$$

Согласно [4], изменения в структурной схеме (рис. 2) сведутся к замене звена $W_\phi p$ на интегрирующее звено $1/T_0 p$, где $T_0 = T_B + T_{BT}$, $T_B = L_B/r_B$, T_{BT} для шихтованных ЭД можно определить как 0,2 T_B .

Также в [4] акцентируется внимание на том факте, что индуктивность обмотки возбуждения L_B зависит от величины магнитного потока и связанного с этим состояния магнитной системы: находится она в насыщенном или ненасыщенном состоянии. Эта зависимость качественно определяется графиком, показанным на рис. 3.

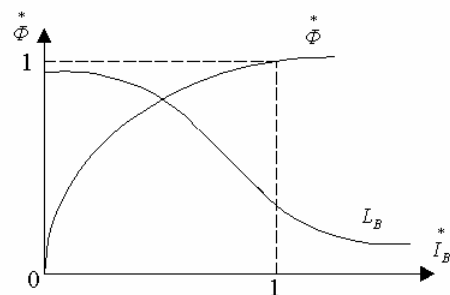


Рис. 3. Кривая намагничивания и индуктивность обмотки возбуждения

Реализация модели ДПТ ПВ в среде MATLAB.

При реализации математических моделей электродвигателей в каком-либо математическом пакете для исследований всегда встает вопрос об определении параметров модели, т.к. паспортные данные, как правило, не содержат необходимых значений.

Использование стандартной модели DC

Machine из библиотеки Simulink в среде MATLAB для двигателя постоянного тока независимого возбуждения формально возможно, т.к. обмотку возбуждения можно соединить последовательно с цепью якоря, но анализ внутренней реализации модели показал, что там отсутствует нелинейный блок, отражающий зависимость потока электродвигателя от тока возбуждения. Поскольку эта зависимость является принципиальной для исследования динамики ДПТ ПВ, то стандартная модель DC Machine пакетного приложения библиотеки MATLAB не может быть рекомендована к использованию.

Реализация структурной схемы, показанной на рис. 2, возможна только при заданной зависимости $\Phi = f(i)$. Решение может быть найдено с помощью использования кривой намагничивания для электрических машин с явно выраженными полюсами, показанной на рис. 4. При этом намагничивающая сила F_e определяется по формуле:

$$F_e = 2W_e I, \quad (5)$$

а для номинального режима $F_{ном}$ – по формуле:

$$F_{ном} = 2W_e I_n. \quad (6)$$

Но для использования универсальной кривой намагничивания при разработке модели в абсолютных единицах необходимо значение номинального магнитного потока, которое, как правило, в паспортных данных электродвигателя отсутствует.

Выход здесь может быть в использовании нормированной структурной схемы, как показано в [4]. При этом нормированное значение тока совпадает с нормированным значением намагничиваю-

щей силы, и нет никаких препятствий для использования универсальной кривой намагничивания.

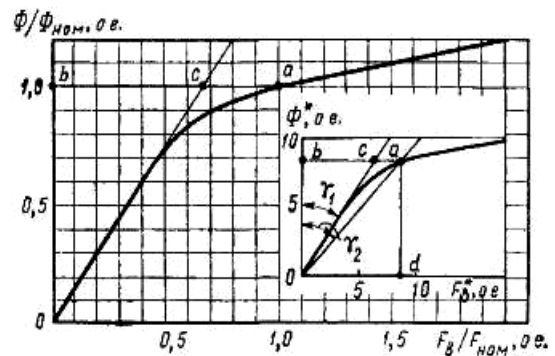


Рис. 4. Кривая намагничивания для электродвигателей с явно выраженными полюсами

Субмодель, реализующая двигатель постоянного тока с последовательным возбуждением, показана на рис. 5. Данная субмодель состоит из математических блоков пакетного приложения Simulink Library Browser среды MATLAB, реализующих электрическую и механическую части ДПТ ПВ с элементами gain и блоком Lookup Table, который моделирует изменение магнитного потока.

Для реализации вентиляторной нагрузки воспользуемся рекомендациями [6], реализованными блоком ventilator_moment_TC-21 с учётом реальных данных электростартера. На рис. 6 показана модель блока ventilator_moment_TC-21. Математическая зависимость, соответствующая выражению (1), реализована блоком Fcn среды MATLAB.

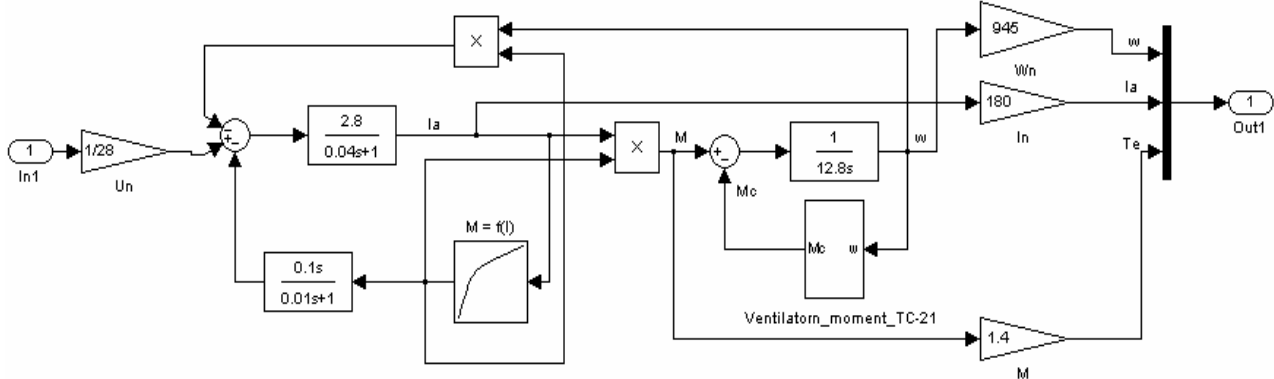


Рис. 5. Структурная схема математической модели ДПТ ПВ (электростартера СТ-115А)

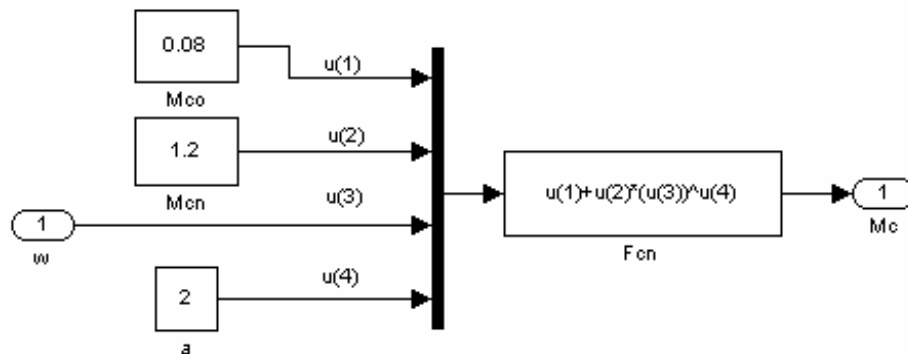


Рис. 6. Структурная схема математической модели вентиляторного момента турбостартера TC-21

Ещё одним возможным вариантом реализации модели ДПТ ПВ является использование универсальных характеристик (рис. 7).

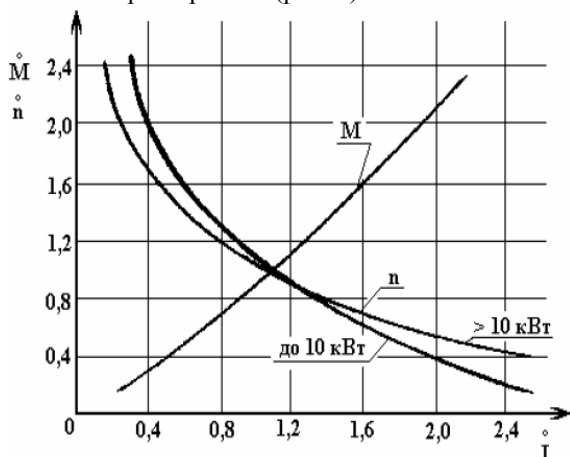


Рис. 7. Универсальные рабочие характеристики ДПТ ПВ в относительных единицах

Приведенные зависимости $\dot{M} = f(\dot{I})$ и $\dot{n} = f(\dot{I})$ фактически отражают соответствующие значения конструктивных коэффициентов k_E, k_M из системы уравнений (2) и, следовательно, могут быть использованы при моделировании динамики.

Для перевода нормированных значений в абсолютные используются номинальные паспортные данные ЭД.

Отметим, что использование универсальных рабочих характеристик при моделировании является единственным методом качественно исследования динамики при неопределённой зависимости $\Phi = f(i)$.

Математическая модель электростартерного запуска авиадвигателя от наземного источника электропитания в среде MATLAB.

Для анализа электростартерной нагрузки наземного источника электропитания построена модель (рис. 8) в среде Simulink MATLAB на основе стандартных блоков пакетного приложения SimPowerSystems: источник трехфазного напряжения, трехфазный трансформатор и неуправляемый выпрямитель, выход которого подключен к входу подмодели Electrostarter_ST115A через измерительный блок Va (рис. 8).

Модель наземного источника электропитания по каналу постоянного тока, построена в соответствии с реальной схемой централизованной системы электроснабжения, применяемой на аэродромах РФ.

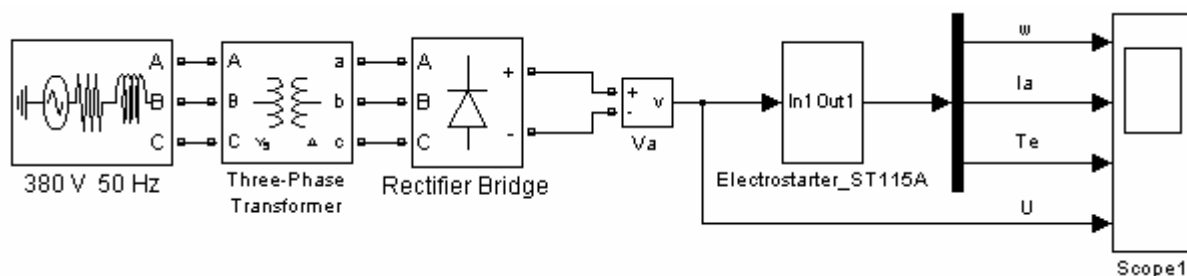


Рис. 8. Структурная схема математической модели наземного источника электропитания с электростартерной нагрузкой

Результаты исследования математической модели электростартерного запуска.

Для решения поставленной цели был исследован режим работы модели при электростартерной нагрузке. На вход наземного источника электропитания подается переменное трехфазное напряжение 380 В, частотой 50 Гц. Далее выпрямленное напряжение $28 \pm 0,5$ В запитывает обмотку возбуждения и якоря ДПТ. При этом на электростартер постоянно действует вентиляторный момент турбостартера, изменяющийся по нелинейному закону.

Результаты исследования математической модели в среде MATLAB представлены на рис. 9 и рис. 10.

Анализируя рис. 9 и рис. 10 можно сделать следующие выводы:

- вентиляторная нагрузка для электростартера моделируется корректно в соответствии с реальным режимом работы исполнительного механизма;
- предложенная математическая модель обеспечивает решение поставленной задачи, а именно – электростартерную плавную раскрутку турбостар-

тера при его вентиляторном моменте, который меняется по нелинейному закону (согласно [1] запуск турбостартера длится $8 \div 15$ с, что соответствует полученным результатам при моделировании – 12 с (см. рис. 9)). Последнее означает, что установившийся режим работы моделируется адекватно, что доказывает статистическую точность модели;

- из рис. 9 полученного при моделировании видно бросок по току, что доказывает принципиальную динамическую точность модели;

- провал по напряжению в начальный момент пуска, полученный при моделировании, практически соответствует осциллограмме запуска реального авиадвигателя Су-24М (см. рис. 10), (минимальное значение напряжения при моделировании в среде MATLAB составило 21 В, а по осциллограмме реального запуска авиадвигателя Су-24М – 20 В.

Просадка напряжения является отрицательным явлением, одним из способов может быть реализация замкнутой системы стабилизации напряжения, что может быть достигнуто управлением по отклонению $\Delta U = U_{\text{зад}} - U_{\text{вых}}$.

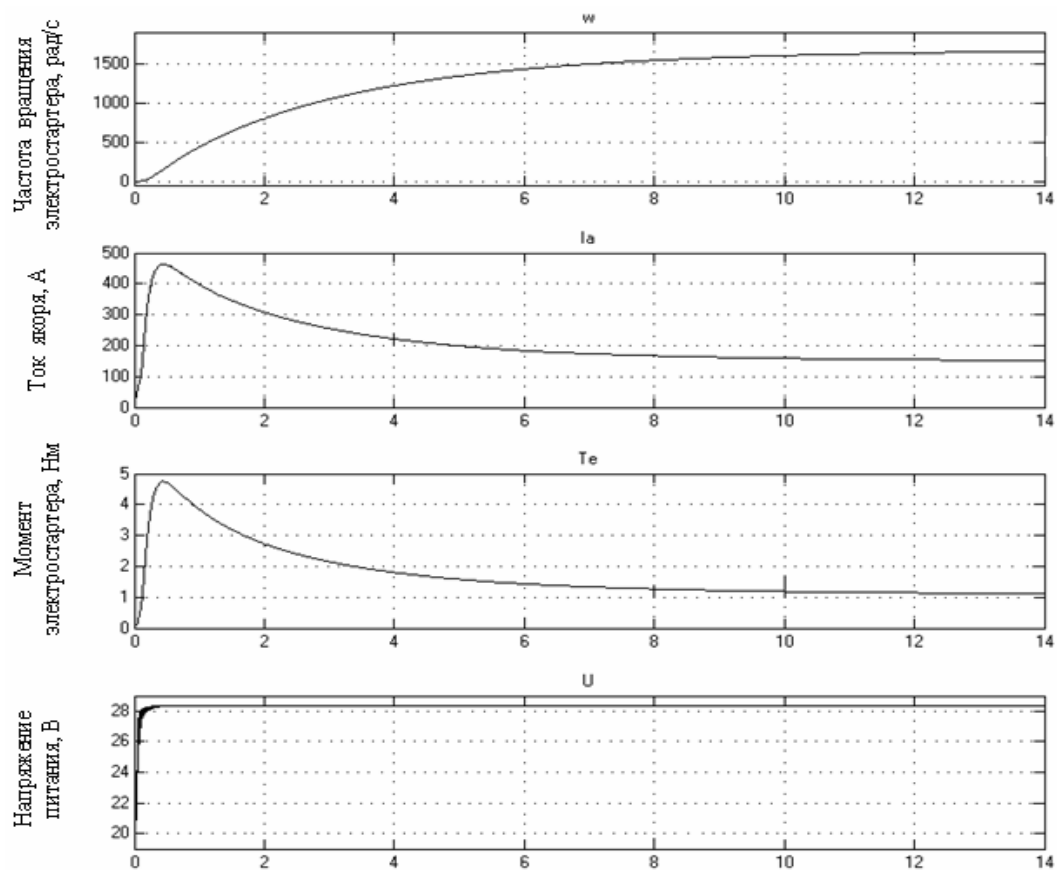


Рис. 9. Результаты исследования математической модели в среде MATLAB

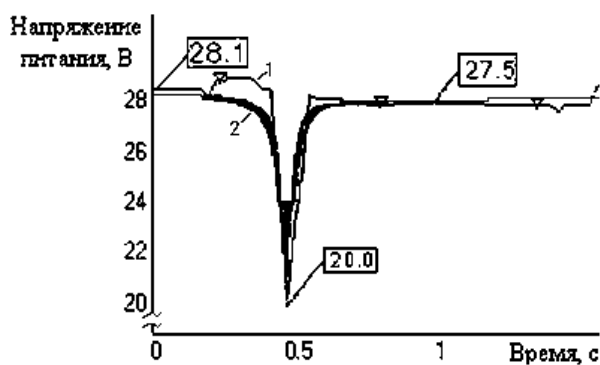


Рис. 10. Сравнение осциллограммы реального запуска с результатами, полученными при моделировании в среде MATLAB: кривая 1 – осциллограмма запуска авиадвигателя Су-24М, кривая 2 – провал по напряжению полученный при моделирование в среде MATLAB

Литература

1. Техническое описание ТС-21. / М.: Воен. Изд-во. 1995. 134 с.
2. Драчев Г.И. Теория электропривода: Учебное пособие. / Челябинск. Изд-во ЮУрГУ. Ч. 1. 2005. 209 с.
3. Ключев В.И. Теория электропривода.: Учебник для вузов. – 2-е изд. перераб. и доп. – М.: Энергоатомиздат, 2001. 704 с.
4. Фролов Ю.М. Математическое моделирование в автоматизированном проектировании электроприводов: Учеб.пособие. / Ю.М. Фролов, В.Л. Бурковский. Воронеж: Изд-во ВГТУ. 2000. 143 с.
5. Вешеневский С.Н. Характеристики двигателей в электроприводе / С.Н. Вешеневский. М.: Энергия, 1977. 432 с.
6. Романов А.В. Моделирование статического момента / А.В. Романов, Д.В. Кочегаров. Промышленная информатика: Межвуз. сб. науч. тр. Воронеж: Воронеж. гос. техн. ун-т, 2004. 184 с. С. 145 – 150.

Воронежский государственный технический университет
Военный авиационный инженерный университет (г. Воронеж)

ELECTROSTARTER ACTIVATION MATHEMATICAL MODEL OF THE AIRCRAFT ENGINE FROM THE GROUND POWER SOURCE

N.E. Lyhin, A.V. Romanov

Turbostarter model activated by the ground power source electrical motor is described in the paper. Mathematical direct current serious exciting motor model and also the results of turbostarter activation modeling in MATLAB programmer are presented in the paper.

Key words: electrostart activation, ground power source, turbostart, electrical motor, serious exciting direct current motor.