

УДК 681.5.09

А.С. КУЛИК, А.М. СУББОТА, И.Ю. ДЫБСКАЯ, О.В. РЕЗНИКОВА

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Украина

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОПИСАНИЮ СТАТИЧЕСКИХ И ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ АСИНХРОННЫЙ ДВИГАТЕЛЬ – МАХОВИК

Рассмотрена разработка математических моделей для асинхронного двигателя, используемого для создания управляющих моментов на борту космического летательного аппарата (КЛА). Также получены выражения, описывающие потери мощности в двигателе. Проведены экспериментальные исследования гиродвигателя в динамических режимах. Более подробно рассмотрен импульсный режим работы двигателя. Выбран способ разгона или создания требуемого кинетического момента с паузами в 60 секунд, что с точки зрения энергетических затрат в 2,12 раз выгоднее по сравнению с другими способами, рассмотренными в работе.

Ключевые слова: космический летательный аппарат, асинхронный двигатель, кинетический момент, потокосцепление, потери, импульсное управление.

Введение

В настоящее время большое внимание уделяется созданию систем стабилизации и ориентации КЛА на основе двигателей-маховиков [1, 2]. При этом исследуется возможность использования двигателей-маховиков в качестве исполнительных органов системы управления малым космическим аппаратом с точки зрения обеспечения максимально широких возможностей управления его угловой скоростью [3, 4].

В данной работе рассматривается возможность использования асинхронного двигателя в качестве двигателя-маховика.

Асинхронные двигатели лежат в основе различных гироскопических устройств.

Асинхронная машина представляет собой систему как минимум двух обмоток:

- одна обмотка расположена на неподвижной части (статоре);
- другая обмотка расположена на вращающейся части (роторе), например, в виде «беличьего» колеса, машины.

Момент машины образуется в результате взаимодействия токов в этих обмотках. Трехфазная обмотка статора подключается к питающей сети, обмотка ротора замкнута. Обмотки статора и ротора магнитосвязаны, поэтому потокосцепление обмотки статора определяется как токами, протекающими по трем фазам обмотки статора, так и токами фаз ротора. Это же относится и к обмотке ротора.

Таким образом, имеются две обмотки, вращающиеся одна относительно другой [5, 6].

1. Математическая модель асинхронного двигателя

Уравнения динамики ротора будем получать на основании уравнения Лагранжа второго рода. Поэтому расчленим систему на отдельные кинематические элементы и с каждым из них связываем обобщенные координаты: q_1 – угол поворота ротора относительно обмотки статора. Угловая скорость ротора равна: $\Omega = \dot{q}_1$. Кинетическая энергия элемента определяется из выражения:

$$T = \frac{1}{2} J \Omega^2,$$

где J – момент инерции ротора. Левые части уравнений динамики формируются в соответствии с уравнением Лагранжа второго рода при использовании выражения для суммарной кинетической энергии системы. Для данного случая запишем:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T}{\partial \dot{q}_1} \right) - \frac{\partial T}{\partial q_1} = M' - M_c. \quad (1)$$

После подстановки выражения для кинетической энергии, получим:

$$J \frac{d\Omega}{dt} = M' - M_c, \quad (2)$$

где M' – вращающий момент реального двигателя, M_c – момент сопротивления.

$M' = p \cdot M$, где p – число пар полюсов реальной многополюсной машины, а M определяется из выражения:

$$M = \frac{3}{2} \cdot \frac{L_0}{L_2 \cdot L_1'} \cdot (\Psi_{20d} \Psi_{10q} - \Psi_{20q} \Psi_{10d}), \quad (3)$$

где J – момент инерции ротора; L_0 – взаимная индуктивность обмоток статора и ротора;

$L'_1 = L_1 - \frac{L_0^2}{L_2}$ – переходная индуктивность статора;

L_1 – индуктивность статора от потоков рассеяния; L_2 – индуктивность ротора от потоков рассеяния; Ψ_{20d}, Ψ_{20q} – составляющие потокосцепления ротора двигателя по осям, Ψ_{10q}, Ψ_{10d} – составляющие потокосцепления статора двигателя по осям [7].

Определим величины потокосцеплений статора и ротора. Предположим, что статор и ротор трехфазного асинхронного двигателя имеют симметричные обмотки, воздушный зазор по всей окружности ротора одинаков, магнитное поле в воздушном зазоре распределено синусоидально, оси обмоток статора и ротора не совпадают, образуя произвольный угол φ .

Составляющие потокосцепления, в соответствии с [7], определяются из следующей системы уравнений:

$$\begin{cases} \frac{d\Psi_{10d}}{dt} = U_{10d} + k_2\alpha_1\Psi_{20d} - \alpha_1\Psi_{10d} + \omega_0\Psi_{10q}, \\ \frac{d\Psi_{10q}}{dt} = U_{10q} + k_2\alpha_1\Psi_{20q} - \alpha_1\Psi_{10q} - \omega_0\Psi_{10d}, \\ \frac{d\Psi_{20d}}{dt} = k_1\alpha_2\Psi_{10d} - \alpha_2\Psi_{20d} + \beta\Psi_{20q}, \\ \frac{d\Psi_{20q}}{dt} = k_1\alpha_2\Psi_{10q} - \alpha_2\Psi_{20q} - \beta\Psi_{20d}. \end{cases} \quad (4)$$

где $\alpha_1 = \frac{R_1}{L'_1}$, $\alpha_2 = \frac{R_2}{L'_2}$, $L'_2 = L_2 - \frac{L_0^2}{L_1}$ – переходная

индуктивность ротора; $k_2 = \frac{L_0}{L_2}$ – коэффициент

электромагнитной связи ротора; $k_1 = \frac{L_0}{L_1}$ – коэффициент

электромагнитной связи статора; U_{10d}, U_{10q} – составляющие фаз напряжений статора по соответствующим осям; β – абсолютное скольжение асинхронного двигателя; ω_0 – угловая скорость вращения системы координат, неподвижной относительно поля статора.

Таким образом, получим систему нелинейных уравнений в форме Коши, описывающую динамику асинхронного двигателя (5). Данная система уравнений может быть решена численными методами. Так, задавшись напряжением, статическим моментом и параметрами схемы замещения, можно найти потокосцепления статора и ротора, момент и скорость вращения ротора асинхронной машины.

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = \frac{p}{J}(pM - M_c), \\ M = \frac{3}{2} \cdot \frac{L_0}{L_2 \cdot L'_1} \cdot (\Psi_{20d}\Psi_{10q} - \Psi_{20q}\Psi_{10d}), \\ \frac{d\Psi_{10d}}{dt} = U_{10d} + k_2\alpha_1\Psi_{20d} - \alpha_1\Psi_{10d} + \omega_0\Psi_{10q}, \\ \frac{d\Psi_{10q}}{dt} = U_{10q} + k_2\alpha_1\Psi_{20q} - \alpha_1\Psi_{10q} - \omega_0\Psi_{10d}, \\ \frac{d\Psi_{20d}}{dt} = k_1\alpha_2\Psi_{10d} - \alpha_2\Psi_{20d} + \beta\Psi_{20q}, \\ \frac{d\Psi_{20q}}{dt} = k_1\alpha_2\Psi_{10q} - \alpha_2\Psi_{20q} - \beta\Psi_{20d}. \end{cases} \quad (5)$$

В рассмотренной системе уравнений остановимся на моменте сопротивления M_c , связанном с потерями в асинхронном двигателе. Как видно из рис. 1, не вся подводимая к асинхронному двигателю электрическая мощность (P_1) расходуется на создание полезной механической мощности (P_2), требуемой для получения необходимого кинетического момента маховика ($H = J\Omega$) или его кинетической энергии ($T = \frac{1}{2}J\Omega^2$). Часть этой энергии теряется за счет потерь в стали и меди статора при передаче электромагнитной энергии ротору. В роторе, в свою очередь, часть электромагнитной энергии теряется в его обмотках. Кроме того, при вращении ротора возникают моменты трения в подшипниках, аэродинамические моменты, связанные с вентиляцией ротора. Данные потери мощности относят к механическим потерям. Потери, возникающие в зубцах статора и ротора, при вращении последнего, за счет пульсаций и поверхностного распространения магнитного потока, проходящего через зубцы, создают так называемые добавочные потери.

Согласно [8, 9] значения составляющих перечисленных мощностей могут быть найдены согласно следующим выражениям:

а) подводимая мощность

$$P_1 = 3UI \cos \varphi, \quad (6)$$

где U, I – фазные напряжение и ток;

б) полезная механическая мощность, соответствующая полезному или так называемому нагрузочному моменту (M_1):

$$P_2 = M_1\Omega = M_1 \frac{2\pi n}{60}; \quad (7)$$

в) моменту холостого хода соответствует мощность

$$P_0 = P_{тр} + P_a + P_{доб} = P_{мх} + P_{доб} = M_0\Omega, \quad (8)$$

где $P_{мх}$ – суммарные потери в роторе за счет трения и аэродинамических потерь;

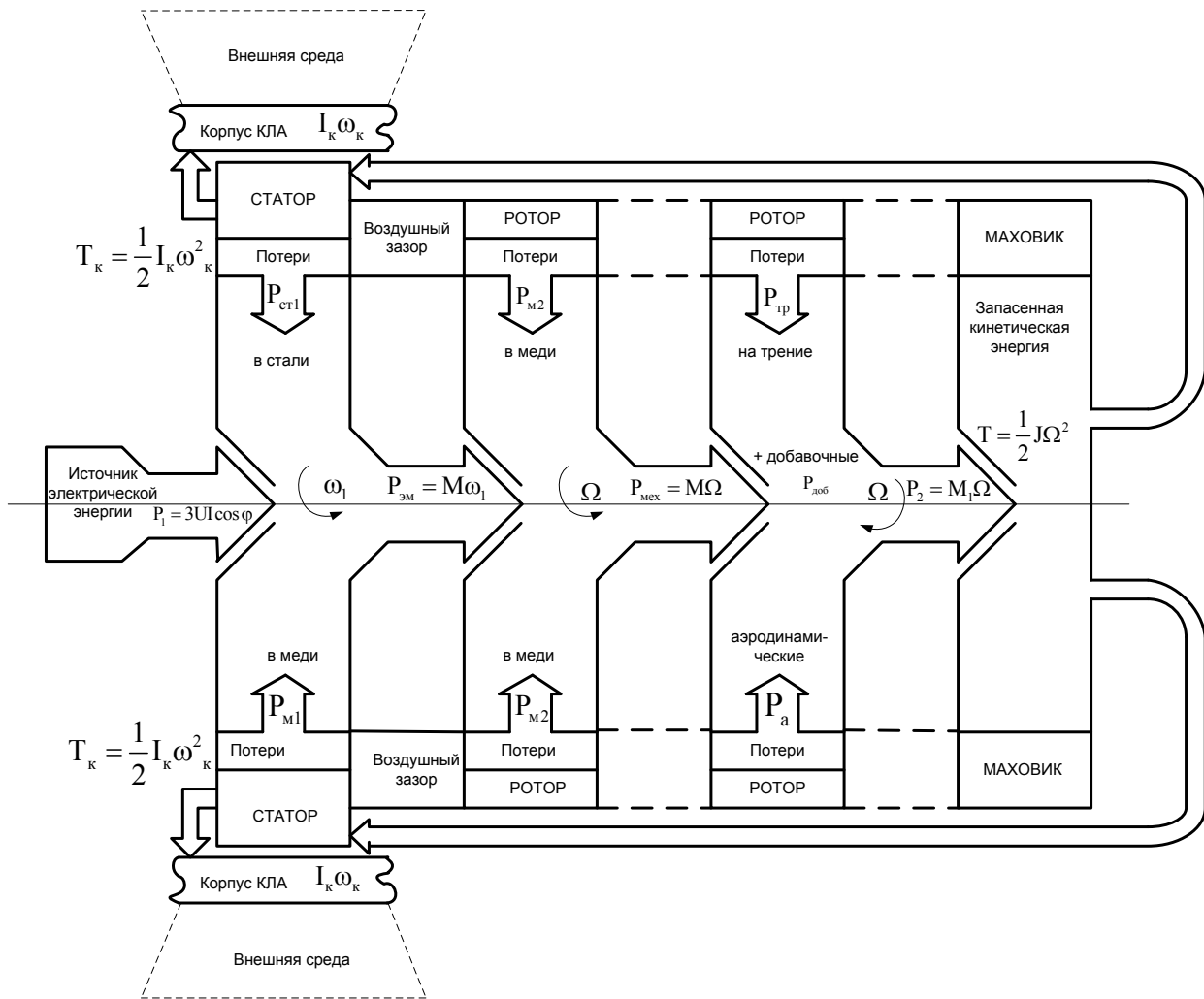


Рис. 1. Схема преобразования электрической мощности в системе асинхронный двигатель-маховик – КЛА:
 P_1 – подводимая мощность; $P_{эм}$ – электромагнитная мощность, передаваемая ротору; $P_{мех}$ – полная механическая мощность на валу ротора; P_2 – полезная мощность на валу ротора, передаваемая маховику; $P_{тр}$ – потери на трение; P_a – аэродинамические потери; ω_1 – угловая скорость вращения магнитного поля; Ω – угловая скорость вращения ротора с маховиком

г) полная механическая мощность:

$$P_{мех} = P_2 + (P_{мх} + P_{доб}) = M_1\Omega + M_0\Omega = M\Omega, \quad (9)$$

где $P_{доб}$ – добавочные потери за счет электромагнитного рассеивания в зубцах ротора; M – момент в установившемся режиме;

д) развиваемая вращающимся магнитным полем электромагнитная мощность

$$P_{эм} = P_{мех} + P_{M2} = M\omega_1, \quad (10)$$

где $\omega_1 = \frac{2\pi f}{p}$;

е) мощность, теряемая в обмотке ротора

$$P_{M2} = P_{эм} - P_{мех} = M(\omega_1 - \Omega)$$

или
$$P_{M2} = M\omega_1 \frac{(\omega_1 - \Omega)}{\omega_1} = P_{эм}s, \quad (11)$$

где $s = \frac{P_{M2}}{P_{эм}}$ – скольжение.

Полученные выражения для вычисления потерь могут быть использованы для получения значения максимального суммарного управляющего момента, действующего на корпус КЛА. Данное значение необходимо для выбора двигателя, используемого для создания управляющего момента. Для выбора двигателя используют следующие положения:

- габариты блока двигателей-маховиков должны соответствовать габаритам спутника;

- с точки зрения управляемости КЛА, управляющий момент, создаваемый двигателями, по крайней мере, должен превышать максимальный возмущающий момент с разумным запасом в пределах 1,5...2;

- должно выполняться соотношение:

$$I_{xx}\omega_{x,\max} + H_{x,\max} = 0; \quad I_{yy}\omega_{y,\max} + H_{y,\max} = 0;$$

$$I_{zz}\omega_{z,\max} + H_{z,\max} = 0,$$

где I_{xx} , I_{yy} , I_{zz} – моменты инерции КЛА относительно соответствующих осей; $H_{x,\max}$, $H_{y,\max}$, $H_{z,\max}$ – кинетические моменты маховиков КЛА относительно соответствующих осей [10].

Таким образом, зная кинетические моменты КЛА и задавшись максимальной угловой скоростью для каждой оси, определяются максимальные значения кинетических моментов. Затем по значениям максимального кинетического момента, развиваемого управляющего момента и с учетом массогабаритных характеристик КЛА, выбираются двигатели-маховики.

На основании системы уравнений (5) и выражений (6)...(11), асинхронный двигатель как исполнительный элемент системы стабилизации и ориентации КЛА на базе маховика может быть описан системой нелинейных дифференциальных уравнений. Решение системы уравнений (5) позволяет получить оптимальное соотношение между требуемым моментом на валу двигателя при минимальных габаритах, потерях электрической энергии и максимальном кинетическом моменте ($J\Omega$).

2. Экспериментальные исследования энергетических характеристик гиродвигателей типа ГМ-4 при их работе в динамических режимах

Под энергетическими характеристиками будем понимать токи или энергию, потребляемые гиродвигателем при его разгоне, выключении и повторном включении в зависимости от исходного состояния. Динамический режим «включено-выключено-пауза» необходим, например, при управлении ориентацией КА или маневрирования.

При этом об эффективности того или иного режима будем судить по минимуму потребления тока или расхода энергии.

Экспериментальные исследования разобьем на несколько этапов. На первом этапе оценим зависимость потребляемого фазного тока гиродвигателя в процессе его разгона от времени. Для повышения достоверности измерение тока осуществляем пятикратно для каждого фиксируемого момента времени разгона с последующим вычислением математического ожидания

$$m_{\bar{I}} = \frac{1}{5} \sum_{i=1}^5 I_i, \quad i = \overline{1,5}, \quad (12)$$

где I_i – токи ротора при i -м номере эксперимента и

соответствующего значения среднего квадратичного отклонения

$$\sigma_I = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^5 (I_i - m_i)^2}{5-1}}. \quad (13)$$

Результаты измерений и вычислений $m_{\bar{I}}$ и σ_I хорошо согласуются между собой и близки к нормальному закону распределения.

Как известно, при нормальном законе распределения величины X случайная величина t подчиняется закону распределения Стьюдента, зависящего только от значения числа измерений m или степени свободы $\nu = m - 1$.

Примем доверительную вероятность или так называемую надежность результата серии измерений $p = 0,95$.

Тогда при уровне значимости $q = 1 - p = 0,05$ значение величины $t = f(\nu)$ может быть найдено из математико-статистической таблицы с учетом распределения Стьюдента при степени свободы $\nu = 4$. В данном случае $t = 2,78$. Следовательно, среднеквадратичное отклонение в определении истинного значения математического ожидания $m_{\bar{I}}$ для начального (пускового) значения тока

$$\sigma_{\bar{I}} = \frac{\sigma_I}{\sqrt{5}} = \frac{0,027}{2,236} = 0,012, \quad (14)$$

а погрешность измерения

$$\Delta I = |m_{\bar{I}} - I| = t \cdot \sigma_{\bar{I}} = 2,78 \cdot 0,012 = 0,03 \text{ А}, \quad (15)$$

т.е. с вероятностью $p = 0,95$ истинное значение пускового тока лежит в пределах

$$m_{\bar{I}} - \Delta I < I < m_{\bar{I}} + \Delta I \quad (16)$$

и составляет величины $0,9 < I < 0,96$, что хорошо коррелируется с экспериментальными данными.

Аналогичные исследования и вычисления выполним для значений токов на 30-й и 60-й секундах, которые так или иначе характеризуют половинное и конечное значения времени готовности гиromотора к работе.

Для 30-й секунды имеем:

$$m_{\bar{I}} = 0,56; \quad \sigma_I = 0,024; \quad \sigma_{\bar{I}} = 0,011; \quad \Delta I = 0,03;$$

$$0,53 < I < 0,59;$$

для 60-й секунды результаты таковы:

$$m_{\bar{I}} = 0,24; \quad \sigma_I = 0,007; \quad \sigma_{\bar{I}} = 0,003, \quad \Delta I = 0,008;$$

$$0,23 < I < 0,248.$$

Полученные результаты подтверждают, что построенный график (рис. 2) зависимости $I = I(t)$ на базе математического ожидания $m_{\bar{I}}$ вполне соответствует требованиям уровня значимости $q = 0,05$. Согласно графика, пусковой ток составляет 0,93 А, а

в установившемся режиме $I_{уст} = 0,22$ А. Время готовности гидромотора к работе $t_p = 65$ с.

При управлении маневренностью КА необходимы алгоритмы управления, базирующиеся на зависимости $m_T = f(t)$. Исходя из графика, представленного на рис. 2, данную зависимость можно записать в виде:

$$i = I_{п} - t \frac{I_{п} - I_{уст}}{t'_p} = 0,93 - 0,012t, \quad (17)$$

где t'_p – длительность линейной части зависимости $m_T = f(t)$.

Следующая зависимость, которую необходимо иметь для анализа энергетических затрат при управлении положением КА за счет изменения кинетического момента гидродвигателя – это связь угловой скорости вращения ротора с временем его разгона, или временем его включения под напряжение.

Для этих целей воспользуемся уравнением движения ротора гидромотора, представляющего зависимость

$$J \frac{d\Omega}{dt} = M'(\Omega) - M_c(\Omega), \quad (18)$$

где $J \frac{d\Omega}{dt}$ – инерционный момент ротора; $M'(\Omega)$, $M_c(\Omega)$ – соответственно вращающий момент и момент сопротивления гидродвигателя, зависящие от скорости вращения.

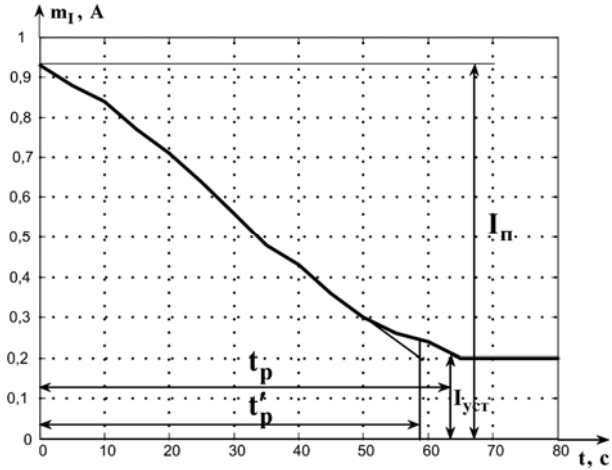


Рис. 2. Зависимость тока от времени

Значения переменных в (18) для возмущенного состояния представим в виде суммы значений в установившемся режиме для выбранной рабочей точки и отклонений от этих значений

$$\Omega = \Omega_0 + \Delta\Omega; \quad M'(\Omega) = M'_0(\Omega) + \Delta M'(\Omega);$$

$$M_c(\Omega) = M_{c0}(\Omega) + \Delta M_c(\Omega). \quad (19)$$

После линеаризации (18) с учетом (19) для переходного режима уравнение ротора приобретает

вид

$$J \frac{d\tilde{\Omega}}{dt} = \frac{dM'}{d\Omega} \tilde{\Omega} - \frac{dM_c}{d\Omega} \tilde{\Omega} = K \tilde{\Omega}, \quad (20)$$

где $\tilde{\Omega} = \frac{\Delta\Omega}{\Omega}$ – относительная угловая скорость ротора; $K = \frac{dM'}{d\Omega} - \frac{dM_c}{d\Omega}$ – постоянная.

После разделения переменных в выражении (18) имеем

$$dt = \frac{J}{K \tilde{\Omega}} d\tilde{\Omega}, \quad (21)$$

решением которого является

$$t_{тр} = \frac{J}{K} \int_0^{\tilde{\Omega}_{тр}} \frac{d\tilde{\Omega}}{\tilde{\Omega}} = c \ln \tilde{\Omega}_{тр}, \quad (22)$$

где $\tilde{\Omega}_{тр}$ – требуемое приращение угловой скорости,

$t_{тр}$ – время, за которое достигается $\tilde{\Omega}_{тр}$, $c = \frac{J}{K}$ – постоянная гидромотора.

Для выбора рабочих точек при создании управляющих моментов необходимо иметь значения Ω как функции времени и связь Ω с фазным током. С этой целью осуществим исследование зависимости $\Omega = f(t)$ на базе машинной модели гидродвигателя в среде MATLAB/Simulink, в основе которой используется система нелинейных уравнений в форме Коши, описывающая динамику асинхронного двигателя в виде:

$$\begin{cases} \frac{d\Omega}{dt} = k_6 M - M_c, \\ M = k_5 \cdot (\Psi_{20d} \Psi_{10q} - \Psi_{20q} \Psi_{10d}), \\ \frac{d\Psi_{10d}}{dt} = U_{10d} + k_1 \Psi_{20d} - k_2 \Psi_{10d} + \omega_0 \Psi_{10q}, \\ \frac{d\Psi_{10q}}{dt} = U_{10q} + k_1 \Psi_{20q} - k_2 \Psi_{10q} - \omega_0 \Psi_{10d}, \\ \frac{d\Psi_{20d}}{dt} = k_4 \Psi_{10d} - k_3 \Psi_{20d} + (\omega_0 - \Omega) \Psi_{20q}, \\ \frac{d\Psi_{20q}}{dt} = k_4 \Psi_{10q} - k_3 \Psi_{20q} - (\omega_0 - \Omega) \Psi_{20d}. \end{cases} \quad (23)$$

Машинную модель гидродвигателя строим в Matlab/Simulink на основании системы (23).

Фрагмент листинга программы вычисления коэффициентов модели:

```
J=17.25e-5;p=1;R1=16; R2=8;
U1=36;f=400;I1=0.2;
L0=5e-2 L1=5e-3 L2=8e-3
L10=L0+L1
L20=L0+L2
k1=R1*L20/(L10*L20-L0^2)
```

$$\begin{aligned}k_2 &= R_1 \cdot L_0 / (L_{10} \cdot L_{20} - L_0^2) \\k_3 &= R_2 \cdot L_{10} / (L_{10} \cdot L_{20} - L_0^2) \\k_4 &= R_2 \cdot L_0 / (L_{10} \cdot L_{20} - L_0^2) \\k_5 &= p \cdot L_0 / (L_{10} \cdot L_{20} - L_0^2) \\k_6 &= p / J\end{aligned}$$

В результате вычислений были получены следующие значения коэффициентов машинной модели: $k_1 = 1344,9$; $k_2 = 1159,4$; $k_3 = 637,6812$; $k_4 = 579,7101$; $k_5 = 72,4638$; $k_6 = 5797,1$.

На рис. 3 представлен график зависимости $\Omega = f(t)$, а на рис. 4 – график зависимости $M = f(t)$, полученные в результате моделирования.

Для оценки эффективности управления за счет изменения кинетического момента ротора гироскопа с точки зрения энергетических затрат рассмотрим работу гиродвигателя в динамическом режиме.

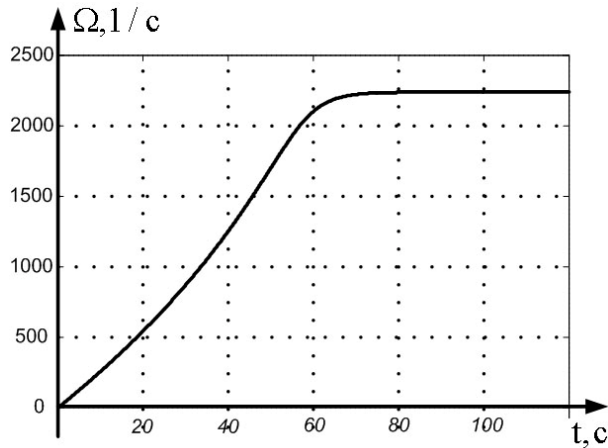


Рис. 3. График зависимости $\Omega = f(t)$

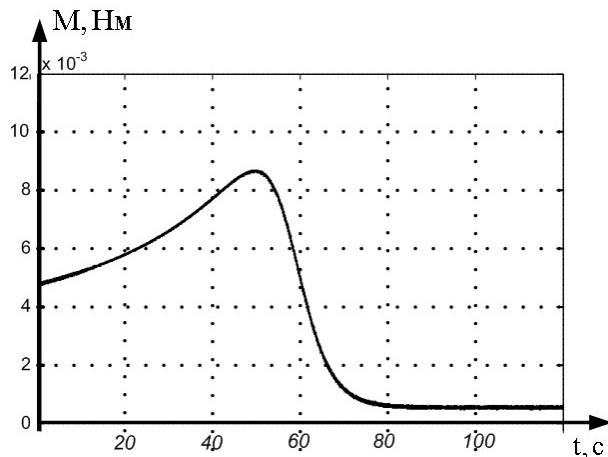


Рис. 4. График зависимости $M = f(t)$

Режим предусматривает включение гиродвигателя на определенное время, выключение на определенное время и повторное включение до достижения двигателем максимальных оборотов. Графическое изображение результатов такого динамическо-

го режима представлено на рис. 5, где τ_1, τ_3 – время, на которое гиромотор подключен к источнику питания; τ_2 – время паузы. Как видно из рис. 5, площади S_i , $i = \overline{0,3}$ или S'_i , $i = \overline{1,4}$ соответствующих треугольников эквивалентны расходу в ампер-часах энергии, затрачиваемой источником на раскручивание ротора гироскопа. Кроме того, создание максимального кинетического момента ротора гироскопа можно осуществить двумя путями:

1) путем разгона ротора без прерывания питания после включения до достижения максимальных оборотов;

2) путем разгона ротора с прерыванием питания после включения на некоторое время τ и повторного включения питания, до достижения максимальных оборотов.

Для анализа преимуществ и недостатков обоих способов разгона сравним энергетические затраты на их реализацию. Первый способ характеризуется энергетическими затратами, выражаемыми площадью треугольника ABC:

$$\mathfrak{E} = \frac{1}{2} A'B \cdot A'C = \frac{1}{2} (0,93 - 0,22) \cdot 65 = 29,075 \text{ (Ас)}$$

При использовании второго способа разгона, пауза в 60 сек была введена после достижения тока в фазе гиромотора 0,72 А и повторного включения. При этом энергетические затраты характеризуются суммарной площадью треугольников $\Delta A'BC'$ и ΔMLN и составляет величину

$$\begin{aligned}\mathfrak{E}' &= \frac{1}{2} A'B \cdot A'C' + \frac{1}{2} ML \cdot MN = \\ &= \frac{1}{2} (0,93 - 0,72) \cdot 20 + \frac{1}{2} (0,8 - 0,22) \cdot 40 = 13,7 \text{ (Ас)}.\end{aligned}$$

Таким образом, второй способ разгона или создания требуемого кинетического момента с точки зрения энергетических затрат в 2,12 раз выгоднее по сравнению с первым для нашего случая.

При увеличении паузы до 120 с и 180 с имеем соответственно следующие энергетические затраты:

$$\begin{aligned}\mathfrak{E}_{120} &= \frac{1}{2} A'B \cdot A'C' + \frac{1}{2} FG \cdot FE = \\ &= \frac{1}{2} (0,93 - 0,72) \cdot 20 + \frac{1}{2} (0,85 - 0,22) \cdot 50 = 17,85 \text{ (Ас)}.\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\mathfrak{E}_{180} &= \frac{1}{2} A'B \cdot A'C' + \frac{1}{2} XY \cdot XZ = \\ &= \frac{1}{2} (0,93 - 0,72) \cdot 20 + \frac{1}{2} (0,9 - 0,22) \cdot 60 = 22,5 \text{ (Ас)}.\end{aligned}$$

Таким образом, при паузах $\tau_2' = 120$ с и $\tau_2'' = 180$ с соответственно имеем выигрыш в расходе энергии в 1,63 и 1,29 раз, т.е. и в этом случае второй способ разгона обладает преимуществами.

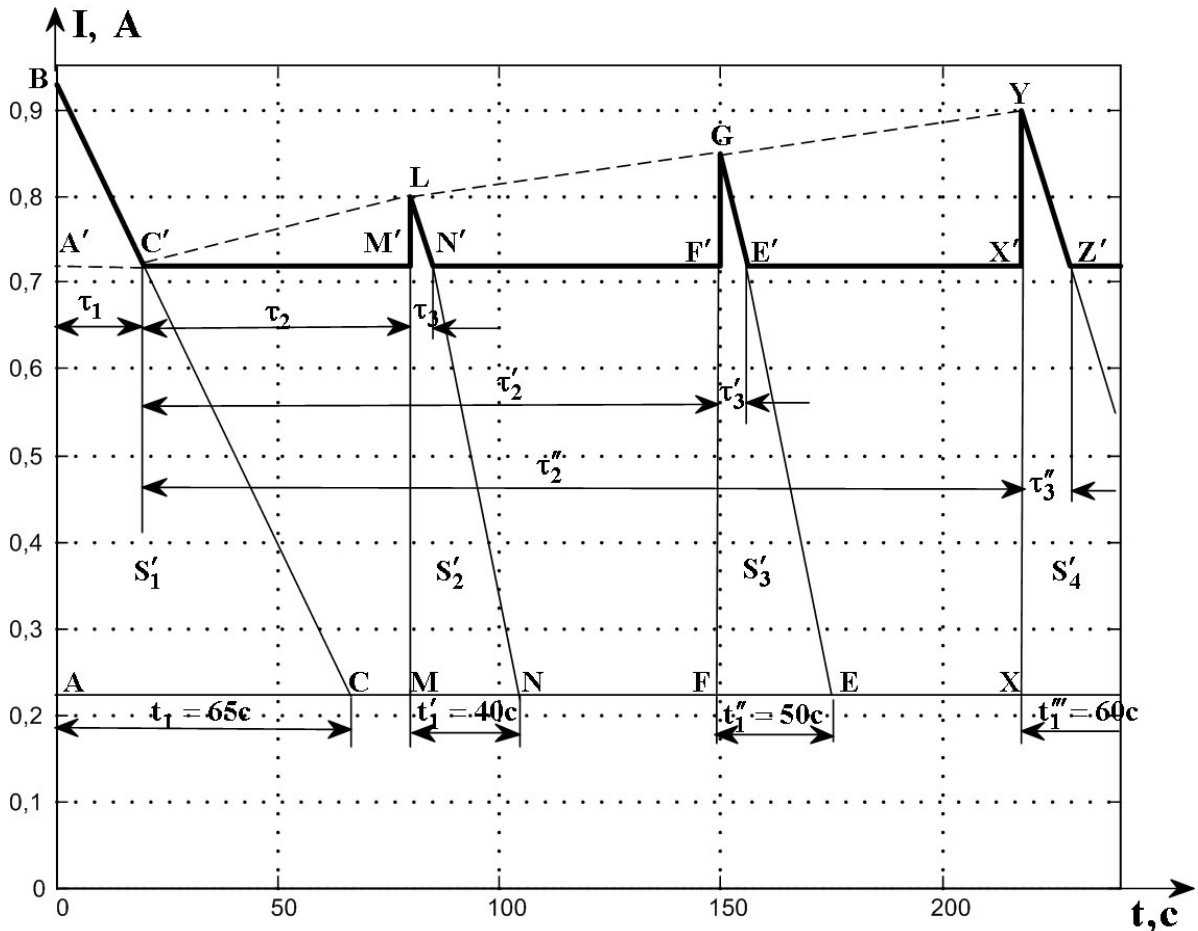


Рис. 5. Диаграмма импульсного режима работы гидродвигателя

Также были проведены эксперименты с временем паузы $\tau_2 < 60$ с, однако результаты получены несколько худшие по сравнению с временем паузы $\tau_2 = 60$ с, о чем свидетельствует кривая C'LG Y.

Выводы

Таким образом, на основании системы уравнений (5) и выражений (6)...(11), асинхронный двигатель как исполнительный элемент системы стабилизации и ориентации КЛА на базе маховика может быть описан системой нелинейных дифференциальных уравнений. Решение системы уравнений (5) позволяет получить оптимальное соотношение между требуемым моментом на валу двигателя при минимальных габаритах, потерях электрической энергии и максимальном кинетическом моменте ($J\Omega$). Кроме того, наличие соответствующих датчиков частоты питающей сети (f), температурных датчиков, датчика угловой скорости вращения маховика можно оценить, ожидаемые потери при передаче электромагнитной энергии статора механической энергии ротора двигателя.

Также в ходе экспериментальных исследований

были получены зависимости $I = f(t)$, позволяющие получить требуемые управляющие моменты при минимальных энергетических потерях. На базе машинной модели были получены зависимости $\Omega = f(t)$ и $M = f(t)$, что позволяет выбрать рабочую точку для создания управляющих моментов в системе ориентации и стабилизации КА. Дальнейшие исследования будут направлены на построение системы стабилизации углового положения КЛА с избыточными ДМ на основе гидродвигателей.

Литература

1. Хорошилов Е.В. К вопросу управления ориентацией космических аппаратов с использованием избыточных блоков двигателей-маховиков / Е.В. Хорошилов, С.В. Хорошилов // Системные технологии. – 2004. – №4 (33). – С. 154-162.
2. Пат. 35598 Україна, МПК⁶ B64G1/24 Надлишковий блок двигунів-маховиків. / Кулік А.С., Субота А.М., Резнікова О.В.; Заявник та власник Нац. аерокосм. ун-т «ХАІ». – № u200805651; заявл. 30.04.08; опубл. 25.09.08, Бюл. № 18. – 5 с.: іл.
3. Игнатов А.И. Анализ динамических возмож-

ностей системы управления малым космическим аппаратом, построенным на базе двигателей-маховиков: препринт / А.И. Игнатов, А.А. Давыдов, В.В. Сазонов. – М.: ИПМ им. М.В.Келдыша, РАН, 2005. – 30 с.

4. Рюмин М.Н. Переориентация существенно несимметричного космического летательного аппарата с двигателями-маховиками / М.Н. Рюмин // XIII Міжнародна конференція з автоматичного управління (Автоматика-2006). Вінниця, 25-28 вересня 2006 р. – Вінниця, 2006. – С. 263.

5. Волков Н.И. Электромашиные устройства автоматики / Н.И. Волков, В.П. Миловзоров. – М.: Высш. школа, 1978. – 336 с.

6. Герасимьяк Р.П. Динамика асинхронных электроприводов крановых механизмов / Р.П. Ге-

расимьяк. – М.: Энергоиздат, 1986 – 168 с.

7. Бут Д.А. Бесконтактные электрические машины / Д.А. Бут. – М. Высш. шк., 1985. – 255 с.

8. Данилевич Я.Б. Добавочные потери в электрических машинах / Я.Б. Данилевич, Э.Г. Кашарский. – М.-Л.: Государственное энергетическое издательство, 1963. – 214 с.

9. Костенко М.П. Электрические машины (ч. II) / М.П. Костенко, Л.М. Пиотровский. – М.: Энергия, 1973. – 306 с.

10. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А. П. Разыграев. – М.: Машиностроение, 1977. – 472 с.

Поступила в редакцию 2.11.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры автоматики и управления в технических системах А.И. Рогачев, Национальный технический университет „Харьковский политехнический институт”, Харьков.

ЕНЕРГЕТИЧНИЙ ПІДХІД ДО ОПИСУ СТАТИЧНИХ ТА ДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМИ АСИНХРОННИЙ ДВИГУН-МАХОВИК

А.С. Кулік, А.М. Субота, І.Ю. Дибська, О.В.Резнікова

Розглянуто розробку математичних моделей асинхронного двигуна, що застосовується для створення керуючих моментів на борту космічного літального апарата (КЛА). Також отримано вирази щодо втрат потужності двигуна. Проведено експериментальні дослідження гіродвигуна в динамічних режимах. Більш детально розглянуто імпульсний режим роботи двигуна. Обрано спосіб розгону або створення потрібного кінетичного моменту з паузами в 60 секунд, що з точки зору енергетичних витрат у 2,12 рази вигідніше у порівнянні з іншими способами, що розглянуті у роботі.

Ключові слова: космічний літальний апарат, асинхронний двигун, кінетичний момент, потокозчеплення, втрати, імпульсне керування.

ENERGY APPROACH FOR DESCRIPTION OF STATIC AND DYNAMIC CHARACTERISTICS OF INDUCTION MOTOR-REACTION WHEEL SYSTEM

A.S. Kulik, A.M. Subota, I.Yu. Dybska, O.V. Reznikova

Development of mathematical model of induction motor, used for creation control moments for spacecraft is presented. The expressions describing power loss of motor are obtained. Experimental investigations of flywheel motor are discussed. Pulse mode of motor operation is considered in detail. The manner of motor speeding-up or creation of required kinetic moment with pauses equal to 60 seconds is described. It is in 2,12 times more effective in comparison with other approaches, considered in this article.

Key words: induction motor, kinetic moment, interlinkage, power loss, impulse control.

Кулік Анатолій Степанович – д-р техн. наук, проф., завідувач кафедри «Системи управління летательными аппаратами» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kulik@d3.khai.edu.

Суббота Анатолий Максимович – канд. техн. наук, проф. кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Дибская Ирина Юрьевна – канд. техн. наук, доцент кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: irinadyb@gmail.com.

Резникова Ольга Викторовна – аспирант кафедры систем управления летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: amauz@d3.khai.edu.