

УДК 629.7

А. Л. Макаров¹, С. В. Хорошилов², В. М. Попель¹

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

² Інститут технічної механіки Національної академії наук України
і Національного космічного агентства України, Дніпропетровськ

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА НАВЕДЕНИЯ УПРУГОЙ АНТЕННЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПРИВОДА С ШАГОВЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Запропоновано математичну модель для дослідження просторового наведення антени за допомогою приводу з кроковими двигунами. Модель дозволяє аналізувати динаміку приводу антени з урахуванням пружних деформацій її конструкції та взаємовпливу каналів керування.

ВВЕДЕНИЕ

Для решения различных задач в космосе, таких как связь, радиоастрономия, дистанционная передача энергии, могут использоваться различные антенны [1, 2]. Решение указанных задач невозможно без обеспечения нужной пространственной ориентации антенны. Ориентация антенны реализуется при помощи системы наведения антенны, в состав которой входит привод, позволяющий антенне совершать необходимые угловые движения для ее наведения. В качестве исполнительных органов таких приводов часто применяют шаговые двигатели (ШД). Это обусловлено тем, что использование такого типа двигателей позволяет реализовать достаточно простые законы управления, обеспечить прецизионное позиционирование и повторяемость. Этим двигателям присуща высокая надежность, связанная с отсутствием щеток. К недостаткам ШД можно отнести возможность потери контроля положения ввиду работы без обратной связи, а также явление резонанса.

Теоретические основы и особенности проектирования приводов с ШД изложены достаточно полно в работах [3, 6, 7], где отмечается необ-

ходимость выбора параметров привода с учетом особенностей нагрузки. В работе [5] проведен анализ углового движения упругой антенны и ее привода с шаговым двигателем. Показано, что упругие колебания антенны могут оказать существенное влияние на работу привода, вплоть до потери устойчивости его движения. Однако рассматривалась математическая модель и результаты моделирования для плоского движения антенны, в то время как практические задачи предусматривают пространственное наведение антенны. Следует отметить, что учет упругости элементов конструкции космических систем особенно актуален для современного и перспективных этапов развития космической техники, для которых характерно увеличение пространственных размеров конструкций при одновременном уменьшении их массы, приводящих в ряде случаев к существенным упругим деформациям.

Учитывая то, что вопросы математического моделирования процесса пространственного наведения упругой антенны при помощи привода с шаговыми двигателями, к сожалению, не отражены и в других известных публикациях, целью настоящей статьи является получение математической модели, описывающей процесс пространственного движения такой антенны.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пространственная ориентация антенны часто осуществляется при помощи привода, который представляет собой двухстепенной карданов подвес с шаговыми двигателями. Кинематическая схема такого привода изображена на рис. 1. Звено 1 представляет собой наружную рамку привода с присоединенными элементами. Звено 2 — внутренняя рамка привода с конструктивными элементами. Эти рамки вращаются ШД 3, 4 через редукторы 5, 6, поворачивая антенну 7. В соответствии с работой [8] деформируемая антенна моделируется с помощью консольного стержня с массой на его конце.

Дополнительно будем считать, что скорость протекания электромагнитных процессов в ШД достаточно велика, и запаздывание, обусловленное этими процессами, не учитывается. Редукторы привода не имеют люфта.

Будем использовать следующие системы координат:

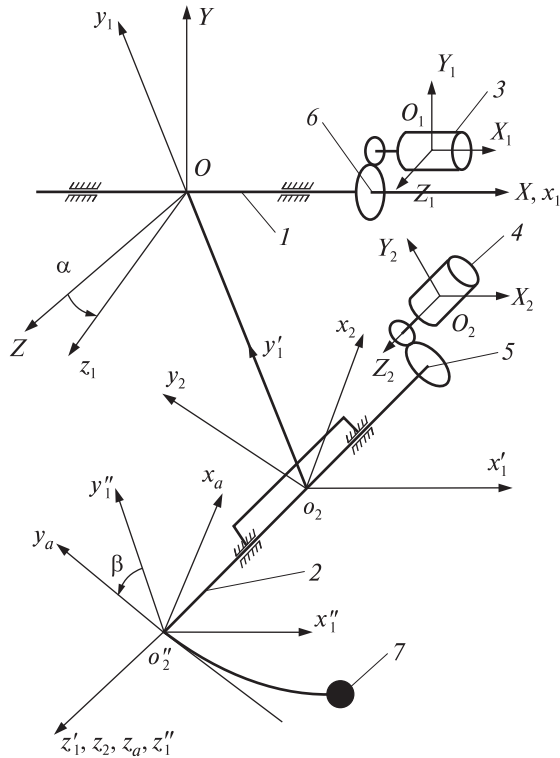


Рис. 1. Кинематическая схема привода антенны

$OXYZ$ — система координат, связанная с посадочной плоскостью электромеханического привода (ЭМП);

$Ox_1y_1z_1$ — система координат, связанная с наружной рамкой привода, ось Ox_1 совпадает с осью вращения наружной рамки, в исходном положении наружной рамки оси систем координат $OXYZ$ и $Ox_1y_1z_1$ параллельны;

$o_2x_2y_2z_2$ — система координат, связанная с внутренней рамкой привода, ось o_2z_2 совпадает с осью внутренней рамки, в исходном положении внутренней рамки оси систем координат $o_2x_2y_2z_2$ и $Ox_1y_1z_1$ параллельны;

$o_2x_1'y_1'z_1'$, $o_2''x_1''y_1''z_1''$ — системы координат, оси которых параллельны осям $Ox_1y_1z_1$. Центры O и o_2 систем координат $Ox_1y_1z_1$ и $o_2x_1'y_1'z_1'$ представляют собой точки пересечения прямой, перпендикулярной одновременно к осям Ox_1 и o_2z_2 , с этими осями.

Центр o_2'' систем координат $o_2''x_1''y_1''z_1''$ и $o_2''x_a'y_a'z_a'$ лежит в точке пересечения геометрической оси разворачиваемой антенны и оси o_2z_2 ;

$O_1X_1Y_1Z_1$, $O_2X_2Y_2Z_2$ — системы координат, центры которых O_1 и O_2 лежат в центрах масс роторов ШД соответственно наружной и внутренней рамок привода;

$O_1X_{d1}Y_{d1}Z_{d1}$, $O_2X_{d2}Y_{d2}Z_{d2}$ — системы координат, связанные с роторами ШД; центры этих систем совпадают с центрами систем координат $O_1X_1Y_1Z_1$, $O_2X_2Y_2Z_2$ соответственно, а оси O_1X_{d1} , O_2Z_{d2} совпадают осями с O_1X_1 , O_2Z_2 этих систем.

Системы $O_1X_{d1}Y_{d1}Z_{d1}$ и $O_1X_1Y_1Z_1$, $O_2X_{d2}Y_{d2}Z_{d2}$ и $O_2X_2Y_2Z_2$ связаны следующим образом:

$$[X_{d1}, Y_{d1}, Z_{d1}]^T = A'_1 [X_1, Y_1, Z_1]^T,$$

$$[X_{d2}, Y_{d2}, Z_{d2}]^T = A'_2 [X_2, Y_2, Z_2]^T,$$

где

$$A'_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \gamma_1 & \sin \gamma_1 \\ 0 & -\sin \gamma_1 & \cos \gamma_1 \end{bmatrix},$$

$$A'_2 = \begin{bmatrix} \cos \gamma_2 & \sin \gamma_2 & 0 \\ -\sin \gamma_2 & \cos \gamma_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Здесь γ_1 и γ_2 — углы поворотов роторов ШД наружной и внутренней рамок привода соответственно.

Системы координат $OXYZ$ и $Ox_1y_1z_1$, $o_2''x_1''y_1''z_1''$ и $o_2''x_a''y_a''z_a''$, $o_2x_1'y_1'z_1'$ и $o_2x_2y_2z_2$ связаны следующим образом:

$$[x_1, y_1, z_1]^T = A_1 [X, Y, Z]^T,$$

$$[x_2, y_2, z_2]^T = A_2 [x_1', y_1', z_1']^T,$$

$$[x_a, y_a, z_a]^T = A_2 [x_1'', y_1'', z_1'']^T,$$

где

$$A_1 = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \alpha_1 & \sin \alpha_1 \\ 0 & -\sin \alpha_1 & \cos \alpha_1 \end{bmatrix},$$

$$A_2 = \begin{bmatrix} \cos \alpha_2 & \sin \alpha_2 & 0 \\ -\sin \alpha_2 & \cos \alpha_2 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Здесь α_1 и α_2 — углы разворота наружной и внутренней рамок привода соответственно, причем

$$\alpha_1 = n_1 \gamma_1, \quad \alpha_2 = n_2 \gamma_2,$$

где n_1 и n_2 — величины, обратные передаточным отношениям редукторов.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ

Математическая модель привода деформируемой антенны получена в форме уравнений Лагранжа. В качестве обобщенных координат выбраны углы поворотов роторов γ_1 и γ_2 , а также смещения q_i , характеризующие упругие деформации антенны. Здесь $i = 1, \dots, n$, где n — количество учитываемых форм упругих колебаний антенны.

Уравнение движения привода антенны в общем виде представляется так [4]:

$$\frac{d}{dt} \frac{\partial T}{\partial \dot{\lambda}_l} - \frac{\partial T}{\partial \lambda_l} = Q_l, \quad l = 1, \dots, n, \quad (1)$$

где T — суммарная кинетическая энергия системы; Q_l — обобщенные силы, действующие на систему; λ_l — составляющие вектора обобщен-

ных координат, определяемые выражениями

$$\lambda_1 = \gamma_1, \quad \lambda_2 = \gamma_2, \quad \lambda_3 = q_1, \dots, \lambda_{2+i} = q_i.$$

Кинетическая энергия звена 1 определяется соотношением

$$K_1 = 0.5 (n_1 \dot{\gamma}_1) \mathbf{Q}^{r1} (n_1 \dot{\gamma}_1), \quad (2)$$

где \mathbf{Q}^{r1} — тензор инерции первого звена в точке O для системы координат $Ox_1y_1z_1$, $\dot{\gamma}_1 = [\dot{\gamma}_1, 0, 0]^T$.

Кинетическая энергия ротора ШД звена 1 равна

$$K_{p1} = 0.5 \dot{\gamma}_1 \mathbf{Q}^{d1} \dot{\gamma}_1, \quad (3)$$

где \mathbf{Q}^{d1} — тензор инерции ротора ШД в точке O_1 относительно системы координат $O_1X_{d1}Y_{d1}Z_{d1}$.

Кинетическая энергия звена 2 определяется соотношением

$$K_2 = K_{2e} + K_{2m} + K_{2r}, \quad (4)$$

где K_{2e} — кинетическая энергия переносного движения; K_{2r} — кинетическая энергия относительных движений; K_{2m} — кинетическая энергия, определяемая выражением

$$K_{2m} = \mathbf{v}_2 \cdot \mathbf{G}_{2r} + \boldsymbol{\omega} \cdot \mathbf{H}_{2r}^0.$$

Здесь \mathbf{G}_{2r} — главный вектор относительных координат движения, а \mathbf{H}_{2r}^0 — их главный момент относительно полюса o_2 ; \mathbf{v}_2 — вектор скорости полюса o_2 .

Кинетическая энергия переносного движения K_{2e} определяется выражением

$$K_{2e} = 0.5 M \left[\mathbf{A}_2 (n_1 \dot{\gamma}_1 \times \mathbf{L}^{r1}) \right]^2 + \\ + M \left\{ \left[\mathbf{A}_2 (n_1 \dot{\gamma}_1 \times \mathbf{L}^{r1}) \right] \times (\mathbf{A}_2 n_1 \dot{\gamma}_1 + n_2 \dot{\gamma}_2) \right\} \cdot \mathbf{C}^{r2} + \\ + 0.5 (\mathbf{A}_2 n_1 \dot{\gamma}_1 + n_2 \dot{\gamma}_2) \mathbf{Q}^{r2} (\mathbf{A}_2 n_1 \dot{\gamma}_1 + n_2 \dot{\gamma}_2),$$

где M — масса звена 2; \mathbf{Q}^{r2} — тензор инерции второго звена в точке o_2 в системе координат $o_2x_2y_2z_2$; \mathbf{C}^{r2} — вектор-столбец координат центра масс второго звена в системе $o_2x_2y_2z_2$; \mathbf{L}^{r1} — вектор, направленный из полюса O в полюс o_2 ; $\dot{\gamma}_2 = [0, 0, \dot{\gamma}_2]^T$.

В общем случае тензор \mathbf{Q}^{r2} не остается постоянным и может быть представлен в виде

$$\mathbf{Q}^{r2} = \tilde{\mathbf{Q}}^{r2} + 2 \sum_{k=1}^n \Lambda_k q_k.$$

Здесь $\tilde{\mathbf{Q}}^{r2}$ — постоянная часть тензора инерции

Q^2 , $\Lambda_k = \int [\mathbf{E}\rho \cdot \mathbf{U}^k - 0.5(\rho \mathbf{U}^k + \mathbf{U}^k \rho)] dm$, где \mathbf{E} — единичная матрица; ρ — вектор, задающий положение каждой точки конструкции антенны в недеформированном состоянии; \mathbf{U}^k — радиус-вектор, определяющий смещение произвольной точки антенны вследствие деформаций; $\rho \mathbf{U}^k$, $\mathbf{U}^k \rho$ — диады.

Кинетическая энергия относительных движений K_{2r} определяется следующим образом:

$$K_{2r} = 0.5 \sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^n \Gamma^{kl} \dot{q}_k \dot{q}_l,$$

где $\Gamma^{kl} = \int \mathbf{U}^k \cdot \mathbf{U}^l dm$.

Выражение для K_{2m} может быть записано в виде

$$K_{2m} = \mathbf{A}_2 (n_1 \dot{\gamma}_1 \times \mathbf{L}^{d1}) \cdot \sum_{k=1}^N \mathbf{a}^k \dot{q}_k + \dot{\gamma}_2 \cdot \sum_{k=1}^N \mathbf{G}^k \dot{q}_k,$$

где \mathbf{L}^{d1} — вектор, направленный из полюса O в полюс o_2 ;

$$\mathbf{a}^k = \int \mathbf{U}^k dm;$$

$$\mathbf{G}^k = \int \rho \times \mathbf{U}^k dm.$$

Кинетическая энергия ротора ШД звена 2 имеет вид

$$K_{p2} = 0.5 m_2 (\mathbf{A}'_2 [n_1 \dot{\gamma}_1 \times \mathbf{L}^{d1}])^2 + 0.5 (\mathbf{A}'_2 n_1 \dot{\gamma}_1 + \dot{\gamma}_2) \cdot \mathbf{Q}^{d2} \cdot (\mathbf{A}'_2 n_1 \dot{\gamma}_1 + \dot{\gamma}_2), \quad (5)$$

где m_2 — масса ротора ШД звена 2; \mathbf{Q}^{d2} — тензор инерции ротора звена 2 в точке O_2 в системе $O_2 X_{d2} Y_{d2} Z_{d2}$.

Потенциальная энергия роторов ШД равна

$$P_p = \frac{M_{m1}}{p_1} [1 - \cos p_1 (\gamma_1 - \beta_1)] + \frac{M_{m2}}{p_2} [1 - \cos p_2 (\gamma_2 - \beta_2)],$$

где p_1, p_2 — число полюсов роторов первого и второго ШД соответственно; M_{m1}, M_{m2} — амплитуда синхронизирующего момента первого и второго ШД соответственно; β_1, β_2 — програм-

мные значения поворотов роторов первого и второго ШД соответственно.

Соответствующие обобщенные силы определяются выражением

$$Q_p^i = - \frac{\partial P_p}{\partial \gamma_i}, \quad (i=1,2). \quad (6)$$

При колебаниях на элементы конструкции действуют упругие силы, потенциальная энергия которых равна

$$P_y = 0.5 \sum_{k=1}^n \sum_{l=1}^n C_{kl} q_k q_l, \quad (7)$$

где C_{kl} — постоянные коэффициенты, образующие матрицу жесткости.

С учетом (7) обобщенные упругие силы определяются выражением

$$Q_y^\alpha = - \sum_{l=1}^n C_{kl} q_l. \quad (8)$$

Обобщенные демпфирующие силы могут быть определены так

$$Q_D^\alpha = - \sum_{l=1}^n \epsilon_{kl} \dot{q}_l, \quad (9)$$

где ϵ_{kl} — постоянные коэффициенты, образующие матрицу диссипации конструкции.

Наличие моментов сухого и вязкого трения можно учесть посредством диссипативной функции Рэлея

$$\Phi = \sum_{s=1}^2 \frac{1}{s} \sum_{i=1}^2 k_{im} |\dot{\gamma}_i|^m,$$

где k_{11}, k_{12} — амплитуда момента сухого трения на валу первого и второго ШД соответственно; k_{21}, k_{22} — коэффициенты вязкого трения в первом и втором ШД соответственно.

Обобщенные силы трения определяются выражением

$$Q_T = - \frac{\partial \Phi}{\partial \dot{\gamma}_j}, \quad j=1,2. \quad (10)$$

Подставив выражения составляющих кинетической энергии (2)–(5) и обобщенных сил (7)–(10) в общее уравнение (1) и проделав определенные преобразования, уравнение движения упругой антенны и ее привода с ШД можно представить в следующем виде:

$$\begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} & \dots & a_{12+n} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} & \dots & a_{22+n} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} & \dots & a_{32+n} \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ a_{2+n1} & a_{2+n2} & a_{2+n3} & \dots & a_{2+n2-n} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{y}_1 \\ \dot{y}_2 \\ \ddot{q}_1 \\ \dots \\ \ddot{q}_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} f_1 \\ f_2 \\ f_3 \\ \dots \\ f_{2-n} \end{bmatrix} = 0. \quad (11)$$

С учетом пренебрежения влиянием колебаний упругой антенны на смещение центра масс и на моменты инерции системы, влиянием квадратичной составляющей, учитывающей смещение поперечного сечения стержня вдоль продольной оси при изгибе, и с учетом одной формы колебаний антенны ($n = 1$) элементы матриц системы уравнений (11) представляются следующим образом:

$$\begin{aligned} a_{11} &= n_1^2 (q_{11}^{r1} + ((l_1^{d1})^2 m_2 + q_{11}^{d2}) \cos^2 \gamma_2) + \\ &+ q_{11}^{d1} + (l_1^{r1} (2c_1^{r2} + l_1^{r1}) M + q_{11}^{r2} \cos^2 (n_2 \gamma_2) + \\ &+ \sin^2 \gamma_2 ((l_2^{d1})^2 m_2 + q_{22}^{d2}) - 0.5 \sin 2\gamma_2 (q_{12}^{d2} + q_{21}^{d2}) + \\ &+ (l_2^{r1} (2c_2^{r2} + l_2^{r1}) M + q_{11}^{r2}) \sin^2 (n_2 \gamma_2) - \\ &- 0.5 (q_{12}^{r2} + q_{21}^{r2}) \sin (2n_2 \gamma_2)), \\ a_{12} &= 0.5 n_1 \cos \gamma_2 (q_{13}^{d2} + q_{31}^{d2}) + 0.5 n_2 \cos (n_2 \gamma_2) \times \\ &\times (q_{13}^{r2} + q_{31}^{r2}) - 0.5 \sin \gamma_2 (q_{23}^{d2} + q_{32}^{d2}) + \\ &+ 0.5 n_2 \sin (n_2 \gamma_2) (q_{23}^{r2} + q_{32}^{r2}), \\ a_{13} &= 0, \quad a_{21} = a_{12}, \quad a_{22} = n_2^2 q_{33}^{r2} + q_{33}^{d2}, \\ a_{23} &= a_{32} = G_1, \quad a_{31} = 0, \quad a_{33} = m_2, \\ f_1 &= (n_1^2 (\cos(2\gamma_2) (-q_{12}^{d2} - q_{21}^{d2}) + \\ &+ n_2 \cos(2n_2 \gamma_2) (-q_{12}^{r2} - q_{21}^{r2}) + \\ &+ (((l_2^{d1})^2 - (l_1^{d1})^2) m_2 - q_{11}^{d2} + q_{22}^{d2}) \sin(2\gamma_2) + \\ &+ n_2 ((-2c_1^{r2} l_1^{r1} - (l_1^{r1})^2 + 2c_2^{r2} l_2^{r1} + \\ &+ (l_2^{r1})^2) M - q_{11}^{r2} + q_{22}^{r2}) \sin(2n_2 \gamma_2)) \dot{y}_1 \dot{y}_2 + \\ &+ n_1 (-0.5 \cos \gamma_2 (q_{23}^{d2} + q_{32}^{d2}) - \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &- 0.5 \sin \gamma_2 (q_{13}^{d2} + q_{31}^{d2}) + \\ &+ n_2^2 (-0.5 \cos(n_2 \gamma_2) (q_{23}^{r2} + q_{32}^{r2}) - \\ &- 0.5 \sin(n_2 \gamma_2) (q_{13}^{r2} + q_{31}^{r2})) \dot{y}_2^2 + \\ &+ M_{M1} \sin(p_1 (\gamma_1 - \beta_1)) + M_{T1} \text{sign} \dot{y}_1 + \lambda_1 \dot{y}_1, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} f_2 &= n_1 (-0.5 \cos \gamma_2 (q_{23}^{d1} + q_{32}^{d1}) - 0.5 \sin \gamma_2 (q_{13}^{d2} + q_{31}^{d2})) + \\ &+ n_2^2 (-0.5 \cos(n_2 \gamma_2) (q_{23}^{r2} + q_{32}^{r2}) - \\ &- 0.5 \sin(n_2 \gamma_2) (q_{13}^{r2} + q_{31}^{r2})) \dot{y}_1 \dot{y}_2 + \\ &+ M_{M2} \sin(p_2 (\gamma_2 - \beta_2)) + M_{T2} \text{sign} \dot{y}_2 + \lambda_2 \dot{y}_2, \\ f_3 &= 2\omega_1 \varepsilon_1 \dot{q}_1 + \omega_1^2 q_1. \end{aligned}$$

Здесь величинами q_{ij}^{r1} , q_{ij}^{r2} , q_{ij}^{d1} , q_{ij}^{d2} , c_i^{r2} , l_i^{r1} , l_i^{d1} , ($i = 1, \dots, 3; j = 1, \dots, 3$) обозначены элементы соответствующих матриц \mathbf{Q}_{ij}^{r1} , \mathbf{Q}_{ij}^{r2} , \mathbf{Q}_{ij}^{d1} , \mathbf{Q}_{ij}^{d2} , \mathbf{C}_i^{r2} , \mathbf{L}_i^{r1} , \mathbf{L}_i^{d1} ; ε_1 — коэффициент демпфирования; ω_1 — частота собственных колебаний конструкции антенны; G_1 — коэффициент влияния вращательного движения антенны на ее упругие деформации [5].

МОДЕЛИРОВАНИЕ

При моделировании движения привода антенны будем использовать следующие исходные данные: $m_{1(2)} = 0.2$ кг, $n_{1(2)} = 2.899 \cdot 10^{-3}$, $M_{m1(2)} = 0$, $\lambda_{1(2)} = 1.3 \cdot 10^{-3}$ Н·м·с², $M_{T1(2)} = 3 \cdot 10^{-3}$ Н·м, $M = 2$ кг, $p = 30$. Ненулевые элементы матриц \mathbf{Q}_{ij}^{r1} , \mathbf{Q}_{ij}^{r2} , \mathbf{Q}_{ij}^{d1} , \mathbf{Q}_{ij}^{d2} , \mathbf{C}_i^{r2} , \mathbf{L}_i^{r1} , \mathbf{L}_i^{d1} имеют следующие значения: $q_{11}^{r1} = 0.347$ кг·м², $q_{22}^{r1} = 0.623$ кг·м², $q_{33}^{r1} = 0.839$ кг·м², $q_{11}^{r2} = 0.136$ кг·м², $q_{22}^{r2} = 0.136$ кг·м², $q_{33}^{r2} = 1.386 \cdot 10^{-3}$ кг·м², $q_{11}^{d1} = 0.7 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $q_{22}^{d1} = 0.8 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $q_{33}^{d1} = 0.8 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $q_{11}^{d2} = 0.8 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $q_{22}^{d2} = 0.8 \cdot 10^{-6}$ кг·м², $q_{33}^{d2} = 0.7 \times 10^{-6}$ кг·м², $l_2^{r1} = -0.155$ м, $l_1^{d1} = 0.055$ м, $l_2^{d2} = 0.155$ м, $l_3^{d2} = 0.08$ м, $c_1^{r2} = 0.01$ м, $c_3^{r2} = 0.26$ м, $f_1 = 250$ Гц.

На рис. 2, 3 изображены зависимости углов поворота роторов ШД от времени. Линией 1 показана зависимость, соответствующая случаю идеального дискретного изменения положения антенны в моменты подачи управляющих импульсов. Линией 2 показана зависимость поло-

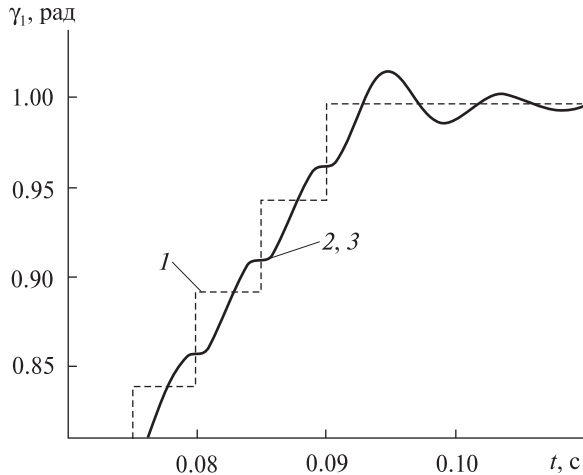


Рис. 2. Зависимость угла поворота ротора ШД наружной рамки от времени

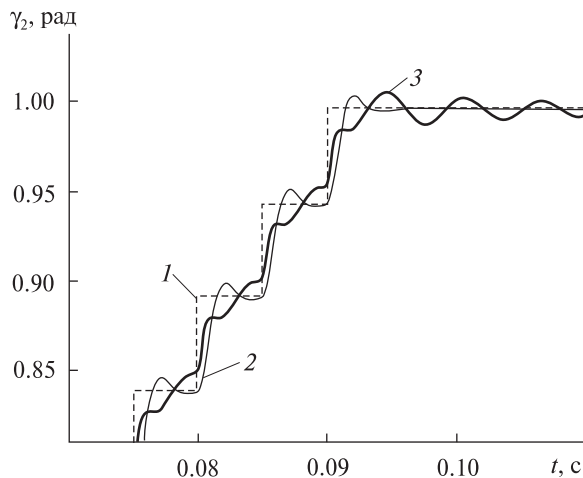


Рис. 3. Зависимость угла поворота ротора ШД внутренней рамки от времени

жения роторов ШД от времени, построенная по результатам моделирования без учета упругости конструкции антенны, а линией 3 — эта же зависимость, но с учетом одного тона упругих колебаний антенны. Из рис. 1 видно, что для рассмотренных исходных данных упругие колебания конструкции антенны не оказывают существенного влияния на движение наружной рамки привода. Анализ рис. 2 показывает более сильное влияние упругости антенны на движение внутренней рамки привода. В приведенном

примере это выражается в более длительном переходном процессе, который наблюдается после прекращения подачи управляющих импульсов на ШД.

Таким образом, в настоящей статье представлена математическая модель для исследования процесса наведения упругой антенны с использованием привода с шаговыми двигателями. Эту модель целесообразно использовать для моделирования процесса наведения различных антенн, конструкциям которых присущи существенные упругие деформации.

1. *Белянский П. В., Сергеев Б. Г.* Управление наземными антеннами и радиотелескопами. — М.: Сов. радио, 1980. — 280 с.
2. *Ванке В. А., Лесков Л. В., Лукьянов А. В.* Космические энергосистемы. — М.: Машиностроение, 1990. — 144 с.
3. *Дискретный электропривод с шаговыми двигателями / Под ред. М. Г. Чиликина.* — М.: Энергия, 1971. — 624 с.
4. *Лурье А. И.* Аналитическая механика. — М.: Физматгиз, 1961. — 824 с.
5. *Макаров А. Л., Хорошилов С. В., Попель В. М.* Влияние нежесткости конструкции антенны на работу ее привода с шаговым двигателем // Технологические системы. — 2008. — № 3 (43). — С. 44—47.
6. *Ратмиров В. А., Ивоботенко Б. А.* Шаговые двигатели для систем автоматического управления. — М.—Л.: Госэнергоиздат, 1962. — 128 с.
7. *Шевелев В. И.* Системы регулирования с несколькими шаговыми двигателями. — М.: Энергоатомиздат, 1985. — 72 с.
8. *Kawakami Y., Hiroshi H., Maszumi U.* Design of an on-board antenna pointing control system for communication satellites // AIAA/AAS Astrodynamics Conference // (Aug 15—17, 1988, Washington, DC, American Institute of Aeronautics and Astronautics). — 1988. — P. 689—694.

Надійшла до редакції 15.10.09

A. L. Makarov, S. V. Khoroshilov, V. M. Popel

MATHEMATICAL MODEL FOR INVESTIGATION OF THE FLEXIBLE ANTENNA POINTING PROCESS WITH USE OF THE DRIVE WITH STEPPING MOTORS

The mathematical model for investigation of spatial antenna pointing by means of the drive with stepping motors is offered. The model allows analyzing antenna drive dynamics in view of structure flexible deformations and interference of the control channels.