***Паламар М. Моделювання антенної системи з опорно-поворотним пристроєм на основі платформи Стюарта / Паламар М., Пастернак Ю. // Вісник ТНТУ. — 2012. — Том 65. — № 1. — С.116-126. — (приладобудування та іформаційно-вимірювальні технології).***

*УДК 681.51, 621.3.07*

**М. Паламар, канд. техн. наук; Ю. Пастернак**

*Тернопільський національний технічний університет імені Івана Пулюя*

# МОДЕЛЮВАННЯ АНТЕННОЇ СИСТЕМИ З ОПОРНО-ПОВОРОТНИМ ПРИСТРОЄМ НА ОСНОВІ ПЛАТФОРМИ СТЮАРТА

***Резюме.*** *Проаналізовано конструкцію, імітаційну модель опорно-поворотного пристрою антенної системи на основі кінематичної платформи Стюарта як альтернативного варіанта класичним азимутально-кутомісним підвіскам. Проаналізовано особливості керування таким механізмом, наведено результати моделювання руху лінійних приводів для наведення антени та супроводу космічних апаратів.*

***Ключові слова:*** *опорно-поворотний пристрій, дистанційне зондування Землі, платформа Стюарта, розрахунок траєкторії руху, моделювання, система керування.*

**M. Palamar, Y. Pasternak**

# MODELING ANTENNA SYSTEM WITH SUPPORT-ROTATING DEVICE BASED OF STEWART PLATFORM

***The summary.*** *The paper considers the design, simulation model support-rotation device antenna system based on kinematic Stewart platform as an alternative classic azimuth – elevation platform. The features of this control mechanism, given the results of modeling the movement of linear actuators for antenna pointing and tracking of satellite.*

***Key words:*** *support-rotary device, Earth remote sensing, Stewart platform, trajectory calculation, modeling, control system.*

**Вступ і актуальність проблеми.** В системах космічного зв'язку для забезпечення точності наведення та супроводу космічних апаратів (КА) антенами з великим діаметром рефлекторів найважливішу роль відіграє опорно-поворотний пристрій (ОПП) антенної системи (АС). Особливо це актуально для супроводу низькоорбітальних КА дистанційного зондування Землі (ДЗЗ), які пролітають за 10–15 хв увесь небосхил у межах видимості станції. Слідкування за супутником повинно забезпечуватися відповідними переміщеннями виконавчих осей опорно-поворотного пристрою АС (підвіски антени).

Найбільшого поширення набули конструктивно відносно прості азимутально-кутомісні ОПП. Проте двовісні конструкції не здатні забезпечити супровід КА з траєкторіями, близькими до точки зеніту відносно АС – їм притаманна наявність так званої «мертвої зони» супроводу, що призводить до втрати зв'язку. Обійти цей недолік дозволяють складніші конструкції ОПП [1], один із варіантів якої запропонували автори в АС "EgyptSat-1". Однак усунення вказаного недоліку двовісного ОПП та забезпечення належних вимог щодо точності обертових механізмів великого діаметра призвели до громіздкості конструкції, складності виготовлення й складання ОПП та високої вартості АС.

В останні роки в робототехніці, конструкціях станків, стендів та іншого обладнання для переміщення по складних траєкторіях (позиціонування) все більше використовуються механізми маніпуляторів з паралельними кінематичними ланками, зокрема на основі шестиступеневої платформи Стюарта [2] (рис.1). Такі механічні системи складаються з платформ, з'єднаних системою ланок змінної (керованої)

довжини, і володіють рядом переваг порівняно з обертовими механізмами, такими, як поєднання високої жорсткості та компактності, надійності, простоти конструкції, технологічності складання й обслуговування. Платформа Стюарта є об'єктом багатьох наукових досліджень. На основі даних проспектів фірм і технічних виставок є приклади використання їх у різних конструкціях [3], тому дослідження й використання паралельного кінематичного механізму на основі платформи Стюарта в механізмах ОПП АС для наведення та супроводу різних типів КА є досить перспективним.

**Мета роботи** – знаходження й дослідження законів руху лінійних приводів актуаторів для наведення променя рефлектора антенної системи з поворотним механізмом на основі платформи Стюарта на розраховані просторові координати КА та супроводу низькоорбітальних космічних апаратів, а також дослідження необхідних точностей лінійних приводів на основі імітаційного моделювання.

**Розрахунок і моделювання траєкторій супроводу КА відносно АС.** Для наведення, супроводу КА і забезпечення зв'язку з ним за допомогою антени з вузькою діаграмою направленості необхідно мати деталізовану модель орбітального руху КА. Система керування антеною на основі розрахованої траєкторії супутника повинна здійснювати орієнтацію діаграми направленості рефлектора у напрямку КА в реальному масштабі часу у відповідності з законом переміщення КА відносно координат АС.

Кінематика супроводу КА керованою АС у загальному випадку залежить від параметрів орбіти або траєкторії КА в просторі, типу використовуваної антенної підвіски і місця розташування АС на земній поверхні.

Рух КА підлягає законам небесної механіки, на основі яких обчислюється положення КА відносно системи координат, зв'язаної з місцем розташування АС на земній поверхні.

За основу розрахунку орбітального руху КА прийнята кеплерівська модель руху матеріальної точки навколо нерухомого притягуючого тіла (Земля), вся маса якого зосереджена в центрі. Проте насправді на рух КА впливають ряд збурюючих факторів, найсуттєвішими з яких є збурення від гравітаційних аномалій, спричинені несферичністю Землі, нерівномірною щільністю й неоднорідністю її магнітних полів, а також уплив тертя верхніх шарів атмосфери, вплив сили тяжіння Сонця і Місяця, тиск сонячного світла [4].

Згідно з рекомендаціями Міжнародного Астрономічного союзу закон, що описує дію потенціалу поля тяжіння Землі, на КА прийнято у вигляді рівняння [4]

$$U=U_0+\Delta U=\frac{\mu}{r}+\frac{\mu}{r}\left[\sum_{n=2}^{\infty}c_{n0}\left(\frac{R_{\check{Z}}}{r}\right)^n P_n(\sin\phi)+\sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{R_{\check{Z}}}{r}\right)^n P_{n\,m}(\sin\phi)*\left(c_{nm}\cos(m\lambda)+d_{nm}\sin(m\lambda)\right)\right],$$

де:

$\mu$ = 398600.4 км$^3$/с$^2$ – гравітаційна стала Землі;

$R_з$ – середній радіус Землі;

$c_{n0}$, $c_{nm}$, $d_{nm}$ – безрозмірні коефіцієнти, залежні від форми і розподілу маси Землі;

$P_{nm}(\sin\varphi)$ – приєднані функції Лежандра порядку n, індексу m;

$P_n(\sin\varphi)$ – поліноми Лежандра порядку n;

$\varphi$, $\lambda$ – геоцентрична широта і грінвічська довгота підсупутникової точки (проекція положення КА на поверхні Землі).

Разом з тим при запуску супутників у космос їх орбіту прийнято описувати рядом стандартизованих параметрів, названих орбітальними елементами. Вони описують форму і розмір орбіти, її орієнтацію в просторі та момент часу, в який небесне тіло

знаходиться в певній точці орбіти. В основному, використовують два способи задавання параметрів:

- за допомогою векторів положення і швидкості;
- за допомогою орбітальних елементів.

Найчастіше для опису параметрів еліптичних у загальному випадку орбіт використовують кеплерівську систему елементів орбіти $\{i, \Omega, \omega, p, e, T\}$, де

***i*** – нахил орбіти супутника;

$\Omega$ – довгота висхідного вузла від грінвічського меридіана в момент епохального часу *T;*

ω – кутова відстань перигею від висхідного вузла (точки перетину площини екватора при русі КА з півдня на північ);

***p*** – фокальний параметр орбіти, зв'язаний з великою піввісю еліпса a: $p=a*(1-e^2)$;

***e*** – ексцентриситет орбіти;

*T* – епохальний час, або час проходження супутником через точку висхідного вузла задає прив'язку по часу.

Графічно параметри елементів орбіти зображено на рис. 2.

Рисунок 1. Шестиступенева платформа Стюарта

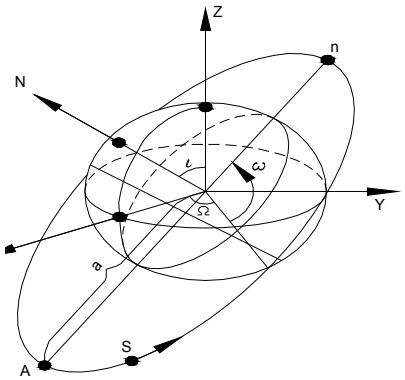


Рисунок 2. Графіки кеплерівських елементів орбіти КА

Дані про параметри орбіт КА, представлені у дворядковому форматі (Two-Line Element), запропонованому об'єднанням NORAD [5], можна отримати з інформаційних каталогів супутників, наприклад, на сайті http://celestrak.com/NORAD. Такі дані постійно коригуються на основі вимірювань спеціальними технічними засобами системи спостережень за штучними космічними об'єктами й поновлюються. За даними NASA кожен день опрацьовуються й оновлюються в каталогах дані близько 7 тисяч космічних об'єктів. Структура даних про параметри орбіти супутника у 2-рядковому форматі приведена на рис.3. Розшифровка позначень параметрів орбіти TLE - формату наведена у таблиці 1.

1 CCCCCU YYNNN Q TTTTT.TTTTTTTT .DDDDDDDD VVVVV-V GGGGG-G 0 SSS Z
2 CCCCC iii.iiii ΩΩΩ.ΩΩΩΩ eeeeeee ωωω.ωωω AAA.AAAA MM.MMMMMMMM OOOOO Z

Рисунок 3. Структура даних про параметри орбіти супутника в TLE-форматі

Таблиця 1. Опис параметрів орбіти згідно з двостроковим форматом кеплерівських даних

| Символ | Розшифрування символів |
|---|---|
| C | Порядковий номер супутника, присвоєний йому в каталозі |
| Y | Дві останні цифри із року запуску супутника |
| N | Порядковий номер запуску даного супутника серед усіх інших запусків протягом року |
| Q | Номер даного супутника серед усіх інших об'єктів, виведених на орбіту даною ракетою-носієм |
| T | Епохальний час – час проходження супутником через точку висхідного вузла. В цей момент часу вимірюються і фіксуються всі основні параметри орбіти |
| D | Цифра корекції руху – додатна або від'ємна величина, яка враховує вплив гравітаційних сил Сонця і Місяця на швидкість руху супутника |
| V | Друга похідна від середнього руху, поділена на шість (починається з десяткового роздільника) |
| G | Коефіцієнт гальмування (починається з десяткового роздільника) |
| O | Тип ефемерид (координат супутника, зараз завжди 0) |
| S | Номер (версія) елемента |
| Z | Контрольна сума всіх цифр, розміщених у рядку (по модулю 10) |
| i | Кут нахилу площини орбіти супутника до площини екватора. Може бути від 0 до 180 град. |
| Ω | Довгота точки екватора, над якою проходить супутник у момент фіксації епохального часу (довгота епохального висхідного вузла, рис. 2) |
| e | Ексцентриситет. При $\boldsymbol{e}$=0 – абсолютно кругова орбіта. Зі збільшенням $\boldsymbol{e}$ еліптичність росте. |
| ω | Аргумент перигею – кут із центра Землі між напрямом на точку висхідного вузла і напрямом на точку перигею орбіти (рис. 2). |
| A | Середня аномалія – показує положення супутника на орбіті відносно перигею |
| M | Частота обертання – число орбіт за добу |
| O | Номер витка на момент епохи |

Маючи опис параметрів орбіти у наведеному вище TLE-форматі, можна визначити положення КА в будь-який момент часу і, зокрема, скласти таблицю (графік) руху КА у видимій зоні антени. Для цього складаються рівняння руху КА у вигляді системи шести диференціальних рівнянь першого порядку в оскулюючих (варіативних) елементах із урахуванням впливу гравітаційних аномалій Землі [4].

$$\begin{cases} \dfrac{d\Omega}{dt} = \dfrac{r\sin(u)}{\sqrt{\mu p}\sin(i)}\, g_W , \\ \dfrac{di}{dt} = \dfrac{r\cos(u)}{\sqrt{\mu p}}\, g_W , \\ \dfrac{dp}{dt} = 2r\sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\; g_t , \\ \dfrac{du}{dt} = \sqrt{\mu p}\,/\,(r\times r) - (r/\sqrt{\mu p})\times ctg(i)\sin(u)\, g_W , \\ \dfrac{dq}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[ \sin(u)\, g_S + g_t\left(\left(1+\dfrac{r}{p}\right)\cos(u) + \dfrac{r}{p}q\right) + k\dfrac{r}{p}ctg(i)\sin(u)\, g_W \right], \\ \dfrac{dk}{dt} = \sqrt{\dfrac{p}{\mu}}\left[ -\cos(u)\, g_S + g_t\left(\left(1+\dfrac{r}{p}\right)\sin(u) + \dfrac{r}{p}k\right) - q\dfrac{r}{p}ctg(i)\sin(u)\, g_W \right], \end{cases} \qquad (1)$$

де $r = \dfrac{p}{1+q\cos(u)+k\sin(u)}$ ;

$g_s$, $g_t$, $g_w$ – проекції сумарного збурюючого прискорення на осі ОССК;

$q = e\cos(\omega)$, $k = e\sin(\omega)$ – відповідні вектори Лапласа.

Застосування змінних k і q замість e і ω дозволяє уникнути обчислювальних труднощів, пов'язаних з малим ексцентриситетом близьких до кругових орбіт КА ДЗЗ.

Проекції сумарних збурюючих прискорень являють собою прискорення від сили тяжіння Землі

$g_s = g_{se}$; $g_t = g_{te}$; $g_w = g_{we}$,

де

$$\begin{aligned} g_{se} &= \frac{\partial(\Delta U)}{\partial r} ; \\ g_{te} &= \frac{\cos u * \sin i}{r\cos\varphi}\frac{\partial(\Delta U)}{\partial\varphi} + \frac{\cos i}{r\cos^2\varphi}\frac{\partial(\Delta U)}{\partial\lambda} ; \\ g_{we} &= \frac{\cos i}{r\cos\varphi}\frac{\partial(\Delta U)}{\partial\varphi} - \frac{\cos u\sin i}{r\cos^2\varphi}\frac{\partial(\Delta U)}{\partial\lambda} . \end{aligned} \qquad (2)$$

$$\frac{\partial(\Delta U)}{\partial r} = -\frac{\mu}{r^2}\left[\sum_{n=2}^{\infty} c_{n0}\left(\frac{R_C}{r}\right)^n (n+1) P_n(\sin\varphi) + \right.$$

$$\left. + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{R_C}{r}\right)^n (n+1) P_{n\,m}(\sin\varphi) * \left(c_{nm}\cos(m\lambda) + d_{nm}\sin(m\lambda)\right)\right],$$

$$\frac{\partial(\Delta U)}{\partial \varphi} = \frac{\mu}{r}\left[\sum_{n=2}^{\infty} c_{n0}\left(\frac{R_C}{r}\right)^n \cos\varphi \frac{\partial P_n(\sin\varphi)}{\partial(\sin\varphi)} + \right.$$

$$\left. + \sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n}\left(\frac{R_C}{r}\right)^n \cos\varphi \frac{\partial P_n(\sin\varphi)}{\partial(\sin\varphi)} * \left(c_{nm}\cos(m\lambda) + d_{nm}\sin(m\lambda)\right)\right],$$

$$\frac{\partial(\Delta U)}{\partial \lambda} = \frac{\mu}{r}\sum_{n=2}^{\infty}\sum_{m=1}^{n} m\left(\frac{R_C}{r}\right)^n P_{n\,m}(\sin\varphi)\left(-c_{nm}\sin(m\lambda) + d_{nm}\cos(m\lambda)\right)$$

Початкові умови руху на момент часу $t_0$ в оскулюючих елементах запишемо так:
$\Omega_0 = \Omega(t_0)$;
$i_0 = i(t_0)$;
$p_0 = p(t_0)$;
$u_0 = u(t_0)$;
$q_0 = q(t_0)=e(t_0)*\cos(\omega(t_0))$;
$k_0 = k(t_0)=e(t_0)*\sin(\omega(t_0))$;

Таким чином, у математичному плані задача прогнозування руху КА в кожен момент часу зводиться до чисельного інтегрування системи диференціальних рівнянь шостого порядку при початкових умовах на заданий момент часу $t_0$.

Розроблена програма керування наведенням антени SWIntACS.exe знаходить на сайті і зчитує текстовий файл з даними орбітальних параметрів TLE формату всіх супутників ДЗЗ та на основі наведених співвідношень обчислює траєкторію руху вибраного з бази даних супутника з графічним відображенням її проекції на карті світу. На рис. 4 показана траєкторія українського супутника ДЗЗ «Січ-2, для якого орбітальні параметри у дворядковому форматі на дату 17.11.2011 мали вигляд [6]

SICH 2
1 37794U 11044G 11321.12281580 .00001038 00000-0 22645-3 0 2969
2 37794 098.2510 034.2388 0013395 007.3839 352.7565 14.59906152 133970

Графік у закладці «Карта покриття» (жовтий колір) показує проекцію траєкторії вибраного супутника на карті світу. Червоним контуром показана зона прямої радіовидимості супутника із Землі, в межах якої можна приймати інформацію. Змінюючи час і дату в режимі імітації, можна визначити координати КА у будь-які інші моменти часу в межах періоду оновлення даних TLE параметрів орбіти на сайті.

Для супроводу супутника антеною, яка знаходиться у деякому місці з координатами ($Az_{AC}$, $El_{AC}$), траєкторія руху КА розраховується у топоцентричній геодезичній системі координат (рис. 5) у вигляді таблиці цілевказівок **R[**$t_j$,$\alpha_j$,$\beta_j$], де $\alpha_j$, $\beta_j$ – кути азимута і кути місця напряму наведення променя АС на КА у момент часу $t_j$.

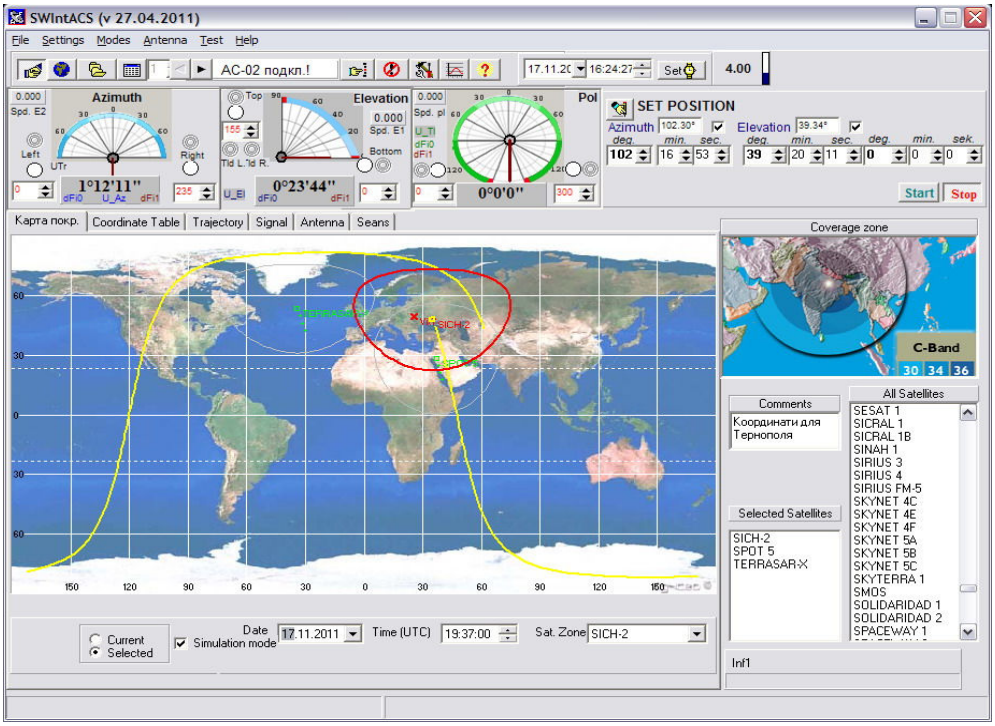


Рисунок 4. Обчислення траєкторії руху КА за даними TLE параметрів орбіти

Координати місцезнаходження АС визначаються GPS-приймачем системи керування або вводяться як параметри.

***Координати супутника в топоцентричній системі координат***

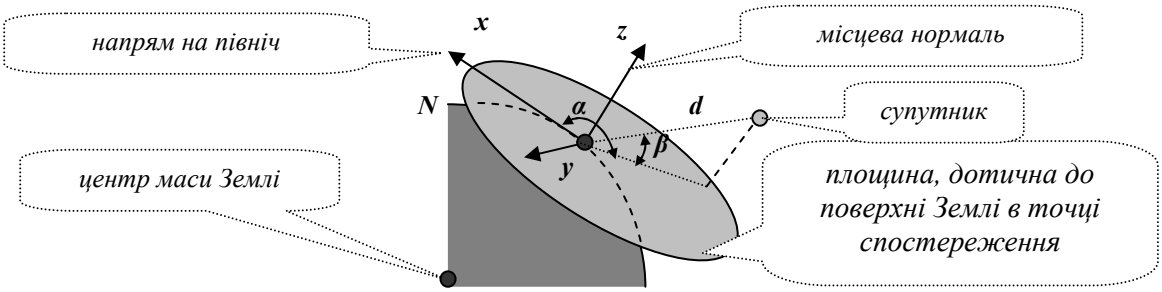


Рисунок 5. Координати α, β наведення на КА в топоцентричній системі координат

Як правило, в таблиці цілевказівок супроводу КА розраховуються координати з дискретністю відліків 1 сек. з детальнішою апроксимацією при відпрацюванні контролером керування.

Для орієнтації платформи з рефлектором антени з метою наведення променя АС на супуник необхідно знайти закони руху системи лінійних приводів ОПП, для чого необхідне перетворення масиву координат азимут-кут місця $\mathbf{R}[t_j,\alpha_j,\beta_j]$ у масиви зміни довжин та швидкостей руху кожного з 6 актуаторів у локальних координатах кожного з них $\mathbf{R}[t_j, \alpha1_j, \alpha2_j, \alpha3_j, \alpha4_j, \alpha5_j, \alpha6_j]$.

**Перетворення координат наведення променя антени в локальні координати лінійних приводів платформи Стюарта.** Для здійснення повороту великих об’єктів,

які складаються з сотень тисяч точок, ефективним алгоритмом є афінне перетворення, що широко використовується у комп'ютерній графіці [7]: $f : \mathbf{R}^n \to \mathbf{R}^n$.

$$f(x) = \mathbf{M} \cdot x + v, \tag{3}$$

де **M** – оборотна матриця і вектор повороту $v \in \mathbf{R}^n$.

Суть його полягає в тому, що кожній точці *x* простору ставиться у відповідність точка *f*(*x*), що має такі ж координати відносно «нової» системи координат, як і *x* в «старій». При афінному перетворенні зберігається співвідношення довжин відрізків прямої, паралельність прямих і площин.

Поворот вектора **v** на довільний кут θ зводимо до послідовності поворотів на кути $\theta_x$ навколо осі *X* та $\theta_y$ навколо осі *Y* так, щоб вектор **v** сумістився з координатною віссю *Z* (рис.6.2,6.3). Після цього повертаємо об'єкт навколо осі *Z* на потрібний нам кут і виконуємо два попередніх повороти в оберненому порядку.

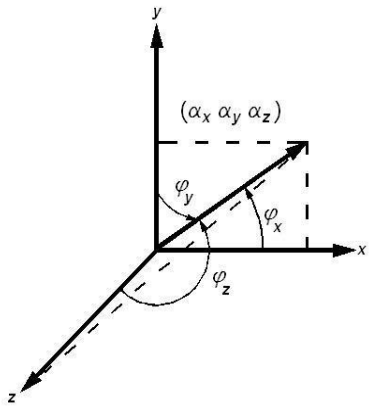


Рисунок 6.1. Направляючі кути осі повороту

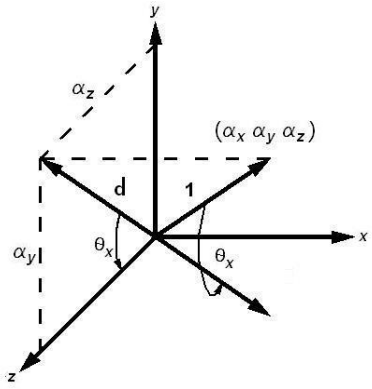


Рисунок 6.2. Знаходження кута повороту $\theta_x$ навколо осі *X*

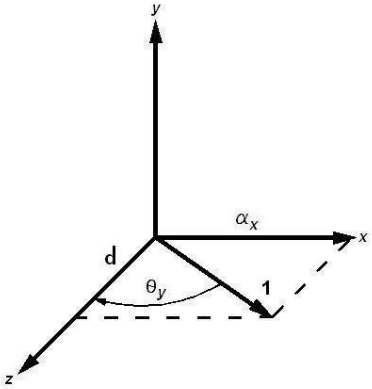


Рисунок 6.3. Знаходження кута повороту $\theta_y$ навколо осі *Y*

Вектор повороту для спрощення подальших обчислень нормалізовуємо до одиничної довжини, внаслідок чого отримаємо

$$a_x^2 + a_y^2 + a_z^2 = 1. \tag{4}$$

Перетворення повороту навколо осі z на кут θ в записуємо таким чином:

$$\begin{aligned} x' &= x\cos\theta - y\sin\theta \\ y' &= x\sin\theta - y\cos\theta \\ z' &= z \end{aligned} \tag{5}$$

або у матричній формі

$\mathbf{p}' = \mathbf{R}_z \mathbf{p}$,

де

$$\mathbf{R}_z = \mathbf{R}_z(\theta) = \begin{bmatrix} \cos(\theta) & -\sin(\theta) & 0 & 0 \\ \sin(\theta) & \cos(\theta) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \tag{6}$$

Повороти в площині (y, z) та (x, z) записуємо аналогічно:

$$\mathbf{R}_x = \mathbf{R}_x(\theta) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\theta & -\sin\theta & 0 \\ 0 & \sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \alpha_z/d & -\alpha_y/d & 0 \\ 0 & \alpha_y/d & \alpha_z/d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (7)$$

$$\mathbf{R}_y = \mathbf{R}_y(\theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta & 0 & \sin\theta & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ -\sin\theta & 0 & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} d & 0 & -\alpha_x & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ \alpha_x & 0 & d & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \quad (8)$$

Тут *d* – довжина проекції відрізка (до повороту) на площину *x=0* (рис. 6.2).

Загальну матрицю перетворення повороту отримуємо множенням матриць перетворень по окремих осях у такому порядку:

$$\boldsymbol{M = R_x(-\theta)\, R_y(-\theta)\, R_z(\theta)\, R_y(\theta)\, R_x(\theta).} \quad (9)$$

Після повороту верхньої платформи на необхідний кут у напрямі КА ми знаходимо координати верхніх точок актуаторів (точок кріплення до верхньої платформи). Маючи координати нижніх точок, знаходимо видовження для кожного актуатора, яке необхідне, аби повернути верхню платформу на заданий кут.

$$S = \sqrt{(x_2 - x_1)^2 + (y_2 - y_1)^2 + (z_2 - z_1)^2}\ . \quad (10)$$

За запропонованим алгоритмом розроблена програма моделювання роботи антени з поворотним пристроєм Hexapod із відображенням тривимірної моделі АС (рис.7). Програма здійснює розрахунки положень і швидкостей руху кожного актуатора залежно від заданих координат наведення по азимуту та куту місця. В окремому вікні програми моделювання задаються розміри актуаторів, параметри координат точок їх кріплення до платформ та геометричні розміри обох платформ (рис. 7).

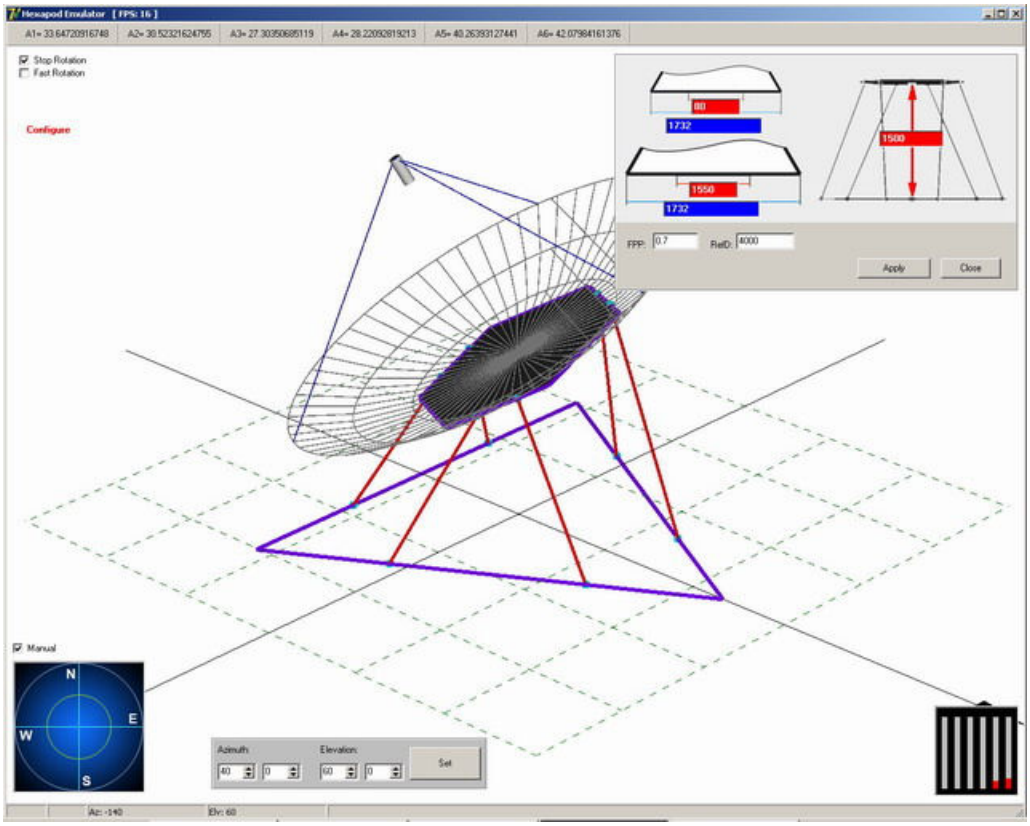


Рисунок 7. Модель АС з ОПП Hexapod та діалогове меню задавання параметрів

Як показують результати моделювання, для траєкторії низькоорбітального супутника з висотою орбіти біля 600 км., при проходжені через зеніт відносно місцезнаходження антени максимальна кутова швидкість руху променя слідкуючої антени не перевищує 3,5 град./сек. Для заданої довжини актуаторів у 12” та конфігурації кріплення їх до платформ як показано на рис. 7 максимальні лінійні швидкості руху актуаторів не перевищують 5 мм./сек. При тому важливо мати високу роздільну здатність вимірювання зміни лінійних розмірів актуаторів при переміщеннях рухомих стержнів. Зокрема, для заданих параметрів які показані на рис. 7 (верхнє вікно зміни параметрів) необхідно забезпечити роздільну здатність вимірювання та керування електроприводами не більшою ніж 0,2 мм.

На рис. 8 показані графіки траєкторій руху кінців кожного із актуаторів що кріпляться до рухомої платформи для відпрацювання траєкторії руху супутника заданої в типометричних азимутально-кутомісних координатах. Для графіків зміни азимута (червоний) та кута місця (синій) вісь ординат розмічена в градусах, а для графіків зміни лінійних розмірів актуаторів шкала задана у см. По осі абсцис графіків вказаний час в секундах.

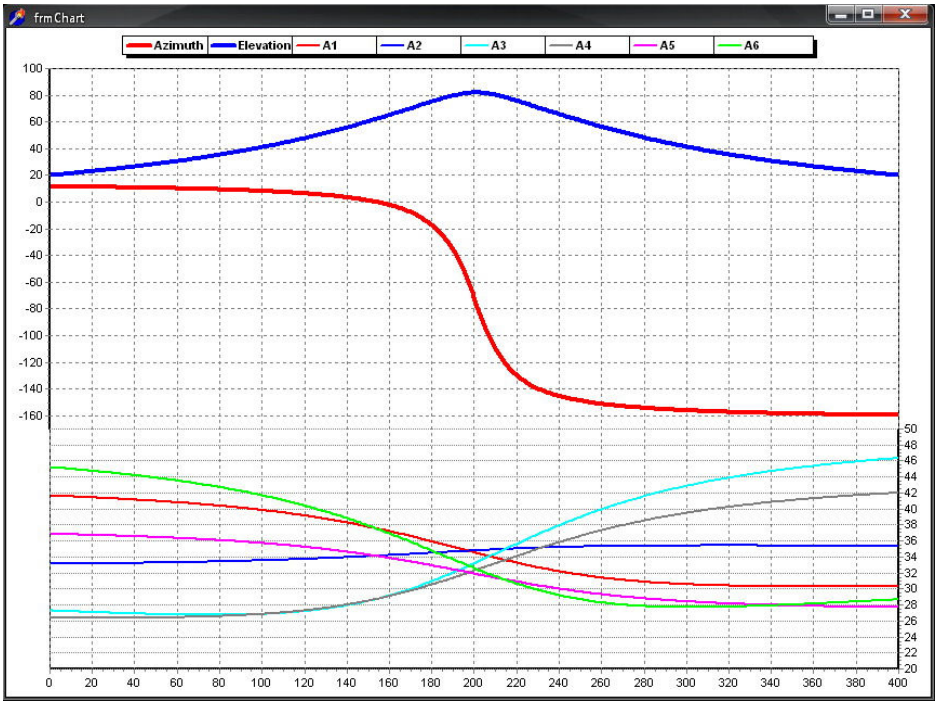


Рисунок 8. Графіки руху 6 актуаторів ОПП для руху променя АС по азимуту і куту місця

**Висновок.** Антенна система з опорно-поворотним пристроєм на основі механізму паралельної кінематичної структури «Hexapod» має ряд переваг порівняно з класичними обертовими механізмами осей поворотів антени, але вимагає складнішої моделі й алгоритмів керування наведенням такою антеною.

Розроблена модель кінематики супроводу КА дає можливість визначити характеристики керуючих дій у системі керування АС, тобто закони руху лінійних приводів (осей) кінематичного механізму ОПП АС у часі, необхідний діапазон їх переміщень, величини швидкостей і прискорень виконавчих осей АС, особливості руху на окремих ділянках траєкторії, алгоритми формування керуючих сигналів.

## Список використаної літератури

1. Паламар, М.І. Керування слідкуючими антенами із невизначеними динамічними параметрами для супроводу низькоорбітальних космічних апаратів. Автоматика, вимірювання та керування [Текст] / М.І. Паламар // Вісник ДУ “Львівська політехніка”. – 2006. – № 401. – С.32–38.
2. D. Stewart, A Platform with Six Degrees of Freedom, UK Institution of Mechanical Engineers Proceedings 1965-66, Vol 180, Pt 1, No 15.
3. Fichter E.F. A Stewart platform – based manipulator, general theory and practical construction. International Journal of Robotics Research. 1986. Vol. 5, No. 2, pp. 157–182.
4. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах» [Текст] / М.Ф. Решетнев и др. – М.: Машиностроение, 1988.
5. http://www.celestrak.com/NORAD/documentation/tle-fmt.asp.
6. http://www.n2yo.com/satellite/?s=37794].
7. Блінова, Т.О. Комп’ютерна графіка [Текст] / Т.О. Блінова, В.М. Порєв; за ред. В.М. Порєва. – К.: Юниор, 2004. – 456 с.

*Отримано 02.02.2012*