

## МОДЕЛЮВАННЯ ПРОЦЕСІВ ПЕРЕНАЦІЛЮВАННЯ ПОЛЯ ЗОРУ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ У ЗАВДАННЯХ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННОГО СПОСТЕРЕЖЕННЯ ЗЕМЛІ

*Запропоновано науково-методичний апарат для моделювання процесів у системах орієнтації та стабілізації (СОС) космічних апаратів (КА) оптико-електронного спостереження (ОЕСп), зокрема для режиму перенацілювання поля зору бортової цільової апаратури (БЦА) в завданнях детальних спостережень заданих районів і об'єктів Землі.*

**Постановка проблеми.** Однією з необхідних умов для успішної розробки, виготовлення, випробувань та експлуатації будь-яких складних технічних систем є наявність їх відповідних моделей. Це особливо стосується космічних систем спостереження (КСС) Землі, характерними особливостями яких є просторова віддаленість елементів, рухомість КА, складні умови їх функціонування. Наявність моделей таких систем поряд з реальними зразками техніки може бути основою для підготовки спеціалістів з експлуатації реальних систем, проведення наукових досліджень і т. п.

Дослідження в цьому напрямі набувають особливої **актуальності** в нинішніх умовах, коли в Україні реалізуються державні програми послідовного і цілеспрямованого створення КСС в інтересах народного господарства, науки, оборони і безпеки, а також міжнародного співробітництва [1, 2].

За цих умов існує **науково-прикладна проблема** створення технології моделювання стану, умов функціонування (СУФ) і процесів в КСС. Розроблені моделі повинні забезпечувати планування раціональних маршрутів “обслуговування” заданих районів спостережень з урахуванням необхідності одержувати максимальні об'єми корисної цільової інформації (ЦІ) заданої якості в потрібний час при обмеженому бортовому ресурсі КА.

**Огляд останніх досліджень і публікацій.** Моделюванню СУФ КСС присвячено ряд робіт [3–6]. Однак їх аналіз показав, що частина з них охоплює лише окремі питання аналітичного опису КСС, решта – тільки питання технічної реалізації тих або інших їх елементів і підсистем. У той же час проблема *комплексного* моделювання СУФ і процесів у КСС, а також ступеня їх впливу на якість виконання цільових завдань **досліджена недостатньо**.

**Виклад основного матеріалу.** Нехай необхідно формально описати процес одержання ЦІ при спостереженні за  $m$ -м районом на  $n$ -му витку орбіти за допомогою БЦА ОЕСп. Визначимо умови функціонування КСС і склад її засобів, які безпосередньо задіяні в цьому процесі. Далі введемо певним чином логічні функції стану обраних засобів і умов, а саме: орбітальних засобів КСС  $\Phi_m^n(O)$ , оптичної видимості районів з КА  $\Phi_m^n(F^\lambda)$ , радіовидимості пунктів прийому інформації з КА  $\Phi_m^n(F^f)$ , астрономо-балістичних умов

$\Phi_m^n(A)$  і стану наземних засобів  $\Phi_m^n(H)$ . Тоді умови одержання ЦІ можна задати двозначною логічною функцією

$$\Phi_m^n(\Sigma) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \Phi_m^n(O) \wedge \Phi_m^n(F^\lambda) \wedge \Phi_m^n(A) \wedge \Phi_m^n(F^f) \wedge \Phi_m^n(H) = 1; \\ 0, \text{ якщо } \Phi_m^n(O) \wedge \Phi_m^n(F^\lambda) \wedge \Phi_m^n(A) \wedge \Phi_m^n(F^f) \wedge \Phi_m^n(H) = 0. \end{cases} \quad (1)$$

При цьому, якщо  $\Phi_m^n(\Sigma) = 1$ , то це означає, що умови сприятливі й КСС виконуватиме цільове завдання в повному обсязі й з необхідною якістю. В іншому випадку, коли  $\Phi_m^n(\Sigma) = 0$ , вважається, що через об'єктивні причини КСС не може виконувати завдання на заданому рівні вимог до ЦІ.

Якщо врахувати, що СУФ КСС, наприклад, рівень оптичної видимості, можуть описуватися проміжними значеннями між 0 і 1, то для повнішого опису умов отримання ЦІ функція (1) повинна приймати значення зі всього інтервалу  $[0,1]$ , тобто  $0 \leq \Phi_m^n(\Sigma) \leq 1$ .

У цьому випадку можна скористатися багатозначною логічною функцією в такому вигляді:

$$\hat{\Phi}_m^n(\Sigma) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \Phi_m^n(O) \wedge \Phi_m^n(F^\lambda) \wedge \Phi_m^n(A) \wedge \Phi_m^n(F^f) \wedge \Phi_m^n(H) = 1; \\ \Phi_m^n(\mathfrak{N})_{min}, \text{ якщо } 0 < \bigcap \Phi_m^n(\mathfrak{N}) < 1, \quad \mathfrak{N} = \{O, F^\lambda, A, F^f, H\}; \\ 0, \text{ якщо } \Phi_m^n(O) \wedge \Phi_m^n(F^\lambda) \wedge \Phi_m^n(A) \wedge \Phi_m^n(F^f) \wedge \Phi_m^n(H) = 0. \end{cases} \quad (2)$$

У свою чергу, функцію стану орбітальних засобів КСС  $\Phi_m^n(O)$  у формулі (1) можна аналогічно виразити через функції кількісного складу групування КА  $\Phi_m^n(K)$ , їх просторово-часового положення  $\Phi_m^n(ПЧ)$ , технічного стану КА і режимів їх роботи  $\Phi_m^n(ТР)$ , а також бортового ресурсу  $\Phi_m^n(\Theta)$ :

$$\Phi_m^n(O) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \Phi_m^n(K) \wedge \Phi_m^n(ПВ) \wedge \Phi_m^n(ТР) \wedge \Phi_m^n(\Theta) = 1; \\ 0, \text{ якщо } \Phi_m^n(K) \wedge \Phi_m^n(ПВ) \wedge \Phi_m^n(ТР) \wedge \Phi_m^n(\Theta) = 0. \end{cases} \quad (3)$$

Так само можна виразити і функцію просторово-часового положення КА  $\Phi_m^n(ПЧ)$ . Дійсно, якщо ввести логічні функції типів орбіт  $\Phi_m^n(W)$ , витків орбіти  $\Phi_m^n(B)$ , орбітального  $\Phi_m^n(R)$  і кутового  $\Phi_m^n(\Psi)$  положень КА на  $n$ -му витку, то можна визначити просторово-часове положення КА, необхідне для отримання заданої ЦІ, у вигляді логічної функції:

$$\Phi_m^n(ПВ) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \Phi_m^n(W) \wedge \Phi_m^n(B) \wedge \Phi_m^n(R) \wedge \Phi_m^n(\Psi) = 1; \\ 0, \text{ якщо } \Phi_m^n(W) \wedge \Phi_m^n(B) \wedge \Phi_m^n(R) \wedge \Phi_m^n(\Psi) = 0. \end{cases} \quad (4)$$

Аналогічним чином можна задати і відповідні логічні функції при спостереженні за окремими об'єктами. Наприклад, для  $f$ -го об'єкта відповідні вирази матимуть вигляд:

$$\Phi_f^n(ПВ) = \begin{cases} 1, \text{ якщо } \Phi_f^n(W) \wedge \Phi_f^n(B) \wedge \Phi_f^n(R) \wedge \Phi_f^n(\Psi) = 1; \\ 0, \text{ якщо } \Phi_f^n(W) \wedge \Phi_f^n(B) \wedge \Phi_f^n(R) \wedge \Phi_f^n(\Psi) = 0. \end{cases} \quad (5)$$

За необхідності функції (3)...(5) можна також описати у вигляді (2).

У цих умовах істотне значення має *якість управління* роботою орбітальних засобів, зокрема їх орбітальним і кутовим рухом. В останньому випадку метою управління є виконання формальних вимог: при використанні моделі (4) –

$$\begin{cases} \Phi_m^n(R) = \max; \\ \Phi_f^n(\Psi) = \max \end{cases} \quad (6)$$

або при використанні моделі (5) –

$$\begin{cases} \Phi_f^n(R) = \max; \\ \Phi_f^n(\Psi) = \max. \end{cases} \quad (7)$$

У такому разі стратегія управління конкретним КА полягає у забезпеченні *оперативного* (своєчасного) і *якісного націлювання* поля зору БЦА на задані райони або об'єкти за допомогою СОС, своєчасного вмикання і вимикання БЦА над ними у *визначених режимах* спостереження і передачі ЦІ на наземні засоби при *мінімальних витратах* бортового ресурсу. При цьому завдання *якісного націлювання* поля зору БЦА на задані райони або об'єкти можна успішно вирішити, якщо *комплексно* врахувати орбітальний і кутовий рух КА.

У ряді відомих КСС завдання управління кутовим рухом КА в основному зводиться до забезпечення автоматичної стабілізації положення візирної осі БЦА за допомогою СОС. При цьому використовується *широке поле зору* БЦА, яке орієнтується в *надир*. Такі КСС забезпечують лише *оглядове* спостереження тільки тих районів, які розташовані на трасі польоту КА, тобто попадають у його *смугу огляду* (рис. 1а).

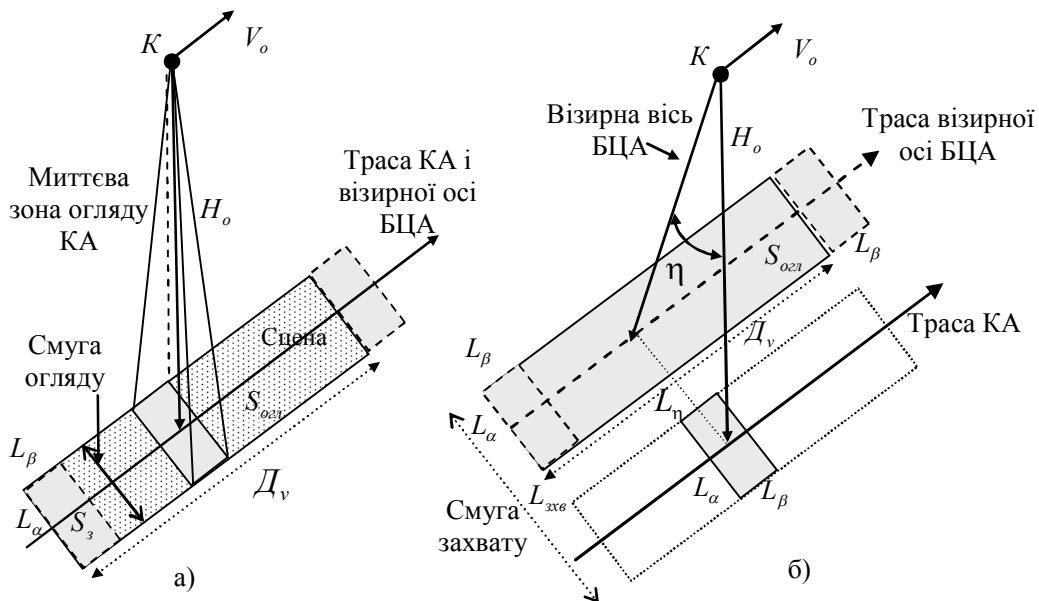


Рис. 1. Смуга огляду (а) і смуга захвату (б) КА

При цьому, якщо трасу польоту задати вектором  $\overline{\mathbf{R}}' = \langle \varphi'(t), \lambda'(t) \rangle$ , елементами якого є географічні координати (широта  $\varphi'(t)$  і довгота  $\lambda'(t)$ ) підсупутникових точок із прив'язкою їх до “земного” часу, то вона визначатиметься вектором орбітальних параметрів  $\overline{\mathbf{R}} = \langle a, e, i, \omega, \Omega, t_0 \rangle$ , де аргументами цього вектора є: велика піввісь, ексцентриситет, нахилення орбіти, аргумент перигею, інерціальна довгота висхідного вузла орбіти і момент знаходження КА в перигеї відповідно. Тоді формально процес формування траси як проекції орбіти на Землю можна описати виразом

$$\overline{\mathbf{R}} = \langle a, e, i, \omega, \Omega, t_0 \rangle \Rightarrow \overline{\mathbf{R}}' = \langle \varphi'(t), \lambda'(t) \rangle. \quad (8)$$

Очевидно, що із *колової орбіти* висотою  $H_o$  за час спостереження  $\Delta t_c$  при орієнтації візирної осі КА в надир пірамідальною зоною огляду можна забезпечити контроль ділянки поверхні Землі (відзняти сцену) із площею (див. рис. 1а) [7–9]

$$S_{озл} \approx L_\alpha \times D_v, \quad (9)$$

де  $L_\alpha \approx \alpha_3 H_o$  – ширина смуги огляду на земній поверхні (перпендикулярно до траси);

$D_v \approx L_\beta + V_{nm} \Delta t_c$  – довжина смуги огляду на поверхні Землі за рахунок орбітального руху КА на момент часу  $t_c = t_{c0} + \Delta t_c$  (уздовж траси);

$$V_{nm} \approx \frac{R_3}{R_3 + H_o} V_o \text{ – лінійна швидкість підсупутникової точки;}$$

$$R_3 = 6371 \text{ км – середній радіус Землі;}$$

$$V_o = \sqrt{\mu_0 / (H_o + R_3)} \text{ – лінійна швидкість КА на колівій орбіті;}$$

$$\mu_0 = 398602 \text{ км}^3 / \text{с}^2 \text{ – гравітаційний параметр Землі;}$$

$L_\beta \approx \beta_3 H_o$  – довжина смуги огляду на поверхні Землі за “відсутності” орбітального руху КА в момент спостереження  $t_{c0}$  (уздовж траси);

$\alpha_3$  і  $\beta_3$  – кутові розміри поля зору БЦА.

У той же час для завдань *детального* ОЕСп передбачається відхилення візирної осі малого поля зору БЦА від надира за рахунок розвороту КА по крену (рис. 1б) перпендикулярно до траси польоту. Більше того, розглядається можливість так званого “тангажного” спостереження за об’єктом, наприклад, для стереозйомки. У цьому випадку поряд з поняттям смуги огляду КА додатково вводять поняття *смуги захвату* земної поверхні полем зору КА.

Тому виникає необхідність додатково ввести поняття *траси візирної осі* БЦА, що, очевидно, визначатиметься не тільки вектором орбітальних параметрів КА (6), а й результирующим вектором *кутового руху* візирної осі БЦА

$$\overline{\Psi} = \langle \overline{\Psi}^k, \overline{\dot{\Psi}}^k, \overline{\Psi}^b \rangle. \quad (10)$$

Компонентами виразу (10) є вектори кутового положення КА  $\overline{\Psi^k}$ , кутової швидкості КА  $\overline{\dot{\Psi}^k}$  й орієнтації поля зору БЦА  $\overline{\Psi^b}$ .

При цьому параметри вектора (10) мають таке тлумачення:

а)  $\overline{\Psi^k} = \langle \gamma, \eta, \vartheta \rangle$  – вектор орієнтації осей зв'язаної системи координат (ЗвСК)  $OXYZ$  відносно базової (БзСК), наприклад, орбітальної СК  $OX_oY_oZ_o$ ;

б)  $\overline{\dot{\Psi}^k} = \langle \dot{\gamma}, \dot{\eta}, \dot{\vartheta} \rangle$  – вектор кутової швидкості КА в цій самій СК;

в)  $\overline{\Psi^b} = \langle \gamma^b, \eta^b, \vartheta^b \rangle$  – вектор орієнтації візирної осі поля зору БЦА відносно ЗвСК;

г)  $\gamma, \eta, \vartheta$  – кути рискання, крену і тангажа відповідно.

З урахуванням сказаного трасу візирної осі БЦА формально можна визначити через доповнення виразу (6) вектором (10):

$$\left( \begin{array}{l} \overline{\mathbf{R}} = \langle a, e, i, \omega, \Omega, t_0 \rangle, \\ \overline{\Psi} = \langle \overline{\Psi^k}, \overline{\dot{\Psi}^k}, \overline{\Psi^b} \rangle \end{array} \right) \Rightarrow \overline{\mathbf{R}}'' = \langle \varphi''(t), \lambda''(t) \rangle. \quad (11)$$

Як видно із виразу (11), у випадку управління кутовим рухом КА в інтересах завдань ОЕСп виникають складні процеси формування *траси візирної осі* БЦА, від точності моделювання яких залежать об'єми і якість корисної ЦІ.

У цілому, для розширення можливостей КА ОЕСп можна використовувати їх *кутовий рух*, а саме:

- а) за креном  $\eta$  (перпендикулярно до траси орбіти);
- б) за тангажем  $\vartheta$  (уздовж траси орбіти);
- в) за рисканням  $\gamma$  (обертання навколо візирної осі КА);
- г) за двома із цих кутів одночасно;
- д) за всіма трьома кутами одночасно.

При цьому кожний із цих кутів можна задати (рис. 2) конструктивним (апаратним), програмним або конструктивно-програмним способом, тобто

$$v = v_k + v_n, \quad (12)$$

де  $v = \eta \oplus \vartheta \oplus \gamma$  – узагальнене позначення кожного із кутів (АБО...АБО);

$v_k$  – конструктивне значення кута;

$v_n$  – програмне значення кута.

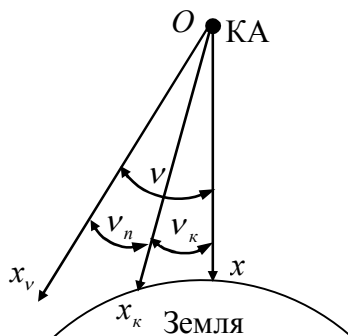


Рис. 2. Спосіб задання кутів

Інакше кажучи, формулу (12) можна подати у розгорнутому вигляді так:

$$\eta = \eta_k + \eta_n; \vartheta = \vartheta_k + \vartheta_n; \gamma = \gamma_k + \gamma_n. \quad (13)$$

Очевидно, що стосовно до виразу (12) справедлива така логіко-аналітична функція:

$$v = \begin{cases} 0, \text{ якщо } (v_k = 0) \wedge (v_n = 0) \vee (v_k = -v_n); \\ v \neq 0 - \text{ у решті випадків.} \end{cases} \quad (14)$$

Виходячи з цього, можна говорити про такі **режими орієнтації візирної осі** БЦА (див. рис. 1, 2):

**1. Орієнтація в надир (фіксовано).** При цьому можливі такі моделі даного режиму:

$O_{\perp k} = (\eta_k = 0) \wedge (\vartheta_k = 0) \wedge (\gamma_k = 0)$  – орієнтація в *надир* тільки *конструктивно*;

$O_{\perp n} = (\eta_n = 0) \wedge (\vartheta_n = 0) \wedge (\gamma_n = 0)$  – орієнтація в *надир* тільки *програмно*;

$O_{\perp} = O_{\perp k} \wedge O_{\perp n} = (\eta = 0) \wedge (\vartheta = 0) \wedge (\gamma = 0)$  – орієнтація в *надир* у цілому.

**2. Орієнтація не в надир (фіксовано).** Даний режим можна моделювати так:

$O_{\angle k} = (\eta_k \neq 0) \vee (\vartheta_k \neq 0) \vee (\gamma_k \neq 0)$  – орієнтація *не в надир* тільки *конструктивно*;

$O_{\angle n} = (\eta_n \neq 0) \vee (\vartheta_n \neq 0) \vee (\gamma_n \neq 0)$  – орієнтація *не в надир* тільки *програмно*;

$O_{\angle} = O_{\angle k} \vee O_{\angle n} = (\eta \neq 0) \vee (\vartheta \neq 0) \vee (\gamma \neq 0)$  – орієнтація *не в надир* у цілому.

**3. Відворот від надир за одним із кутів.** Моделювати даний режим можна такими залежностями:

$O_{\eta} = (\eta \neq 0) \wedge (\vartheta = 0) \wedge (\gamma = 0)$  – відворот від надир тільки за *креном*;

$O_{\vartheta} = (\eta = 0) \wedge (\vartheta \neq 0) \wedge (\gamma = 0)$  – відворот від надир тільки за *тангажем*;

$O_{\gamma} = (\eta = 0) \wedge (\vartheta = 0) \wedge (\gamma \neq 0)$  – відворот від надир тільки за *рисканням*.

**4. Відворот від надир за двома кутами.** Можливі моделі цього режиму:

$O_{\eta\vartheta} = (\eta \neq 0) \wedge (\vartheta \neq 0) \wedge (\gamma = 0)$  – відворот від надир за *креном і тангажем*;

$O_{\eta\gamma} = (\eta \neq 0) \wedge (\vartheta = 0) \wedge (\gamma \neq 0)$  – відворот від надир за *креном і рисканням*;

$O_{\vartheta\gamma} = (\eta = 0) \wedge (\vartheta \neq 0) \wedge (\gamma \neq 0)$  – відворот від надир за *тангажем і рисканням*.

**5. Відворот від надир за трьома кутами.** Даний режим можна моделювати так:

$O_{\eta\vartheta\gamma} = (\eta \neq 0) \wedge (\vartheta \neq 0) \wedge (\gamma \neq 0)$  – відворот від надир за *креном, тангажем і рисканням*.

**6. Складні відвороти, що включають комбінації розглянутих вище режимів.**

На практиці найчастіше використовуються тільки відвороти візирної осі КА за креном, рідше – за тангажем. Якщо використовувати відвороти візирної осі БЦА (поля зору КА) від надир за креном на кут  $\eta$  (див. рис. 1б), то одержимо *смугу захвату КА* з такими розмірами [9]:

$$L_{x\vartheta} \approx L_{\alpha} + L_{\eta} \approx L_{\alpha} + H_o \sin \eta. \quad (15)$$

При цьому вважають, що якість ЦІ є прийнятною при кутах відвороту візирної осі КА від надир  $|\eta| \leq 30^\circ$ .

Зазначимо, що отримані результати справедливі для *пласкої* поверхні *нерухомої* Землі [8]. Ці умови виникають тоді, коли аналізуються невеликі значення кута відвороту за креном  $|\eta| \leq 15^\circ$ . Крім того, тут розглядаються малі інтервали спостереження  $\Delta t_c \leq 20c$ .

У загальному ж випадку при розрахунках необхідно враховувати кривизну Землі та її добове обертання навколо власної осі, що детально викладено в статтях автора [8, 9].

Для моделювання процесу керування кутовим рухом КА введемо систему позначень:

$\gamma, \dot{\gamma}, \ddot{\gamma}$  – кут, кутова швидкість і кутове прискорення КА за рисканням;

$\eta, \dot{\eta}, \ddot{\eta}$  – кут, кутова швидкість і кутове прискорення КА за креном;

$\vartheta, \dot{\vartheta}, \ddot{\vartheta}$  – кут, кутова швидкість і кутове прискорення КА за тангажем;

$v = \gamma \oplus \eta \oplus \vartheta, \dot{v} = \dot{\gamma} \oplus \dot{\eta} \oplus \dot{\vartheta}, \ddot{v} = \ddot{\gamma} \oplus \ddot{\eta} \oplus \ddot{\vartheta}$  – узагальнене позначення кутів, кутових швидкостей і кутових прискорень відповідно;

$\omega_\kappa = (\omega_x^\kappa, \omega_y^\kappa, \omega_z^\kappa)$  – абсолютна кутова швидкість КА та її проекції на осі ЗвСК;

$\omega_M = (\omega_x^M, \omega_y^M, \omega_z^M)$  – абсолютна кутова швидкість маховика та її складові за осями ЗвСК;

$\omega_o$  – кутова швидкість КА на коловій орбіті;

$I_\kappa = (I_x^\kappa, I_y^\kappa, I_z^\kappa)$  – момент інерції КА без маховиків і його проекції на осі ЗвСК;

$H_\kappa = (H_x^\kappa, H_y^\kappa, H_z^\kappa)$  – кінетичний момент КА без маховиків і його проекції на осі ЗвСК;

$I_M = (I_x^M, I_y^M, I_z^M)$  – момент інерції маховиків і його складові за осями ЗвСК;

$H_M = (H_x^M, H_y^M, H_z^M)$  – кінетичний момент маховиків і його складові за осями ЗвСК;

$I_{\kappa M} = (I_x^{\kappa M}, I_y^{\kappa M}, I_z^{\kappa M})$  – момент інерції КА з маховиками і його проекції на осі ЗвСК;

$I_*^{\kappa M} = I_*^\kappa + I_*^M$  – момент інерції КА як алгебраїчна сума складових (символ \* означає будь-який із нижніх індексів  $x, y, z$ );

$M_y = (M_x^y, M_y^y, M_z^y)$  – керуючий момент і його проекції на осі ЗвСК;

$M_M = (M_x^M, M_y^M, M_z^M)$  – керуючий момент, створюваний маховиком, і його складові;

$M_c = (M_x^c, M_y^c, M_z^c)$  – момент опору і його складові;

$M_\Sigma = (M_x^\Sigma, M_y^\Sigma, M_z^\Sigma)$  – результуючий момент і його проекції;

$\overline{M}_\Sigma = \overline{M}_\varepsilon + \overline{M}_c + \overline{M}_y$  – вектор результуючого моменту як сума складових векторів.

Тоді аналітичну модель триканальної СОС можна задати двома системами рівнянь:

$$\begin{aligned} I_x^{\kappa M} \dot{\omega}_x + (I_z^{\kappa M} - I_y^{\kappa M}) \omega_z \omega_y &= M_x^\Sigma; \\ I_y^{\kappa M} \dot{\omega}_y + (I_x^{\kappa M} - I_z^{\kappa M}) \omega_x \omega_z &= M_y^\Sigma; \\ I_z^{\kappa M} \dot{\omega}_z + (I_y^{\kappa M} - I_x^{\kappa M}) \omega_y \omega_x &= M_z^\Sigma; \end{aligned} \quad (16)$$

$$\begin{aligned} \omega_x &= \dot{\gamma} - \dot{\vartheta} \sin \eta; \\ \omega_y &= \eta \cos \gamma + \dot{\vartheta} \sin \gamma \cos \eta + \omega_o; \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos \gamma - \dot{\eta} \cos \vartheta \sin \gamma. \end{aligned} \quad (17)$$

При цьому система рівнянь (16) отримана на підставі відомих рівнянь Ейлера [10] з урахуванням усіх моментів інерції КА  $I_{KM} = (I_x^{KM}, I_y^{KM}, I_z^{KM})$  і проекцій  $M_\Sigma = (M_x^\Sigma, M_y^\Sigma, M_z^\Sigma)$  результуючого моменту сили  $\overline{M}_\Sigma = \overline{M}_e + \overline{M}_c + \overline{M}_y$ , що діє на КА в орбітальному польоті. Інакше кажучи, у моделі (16) врахована наявність у складі КА маховиків  $I_*^{KM} = I_*^K + I_*^M$  і створюваних ними керуючих моментів  $M_y = M_m = (M_x^M, M_y^M, M_z^M)$ , а також вплив моменту сил опору  $M_c = (M_x^c, M_y^c, M_z^c)$ . Система рівнянь (17) встановлює зв'язок між проекціями вектора кутової швидкості КА  $\omega_K = (\omega_x^K, \omega_y^K, \omega_z^K)$ , кутами Ейлера і їх похідними.

Для моделювання кутового руху КА доцільно використовувати математичну систему MATLAB [11]. Використання бібліотеки Aerospace цієї системи забезпечує наочність та простоту моделювання. Крім того, блоки даної бібліотеки дозволяють моделювати рух КА з шістьма ступенями свободи, що важливо з огляду на процеси його перенацілювання. Для наочності моделі можна скористатись анімаційними зображеннями орбітального та кутового руху.

Авторський варіант моделі кутового руху КА на базі бібліотеки Aerospace зображений на рис. 3. У ній блок Euler Angles описує кутовий рух через рівняння (16) та (17). Управління ж рухом КА складається із двох взаємозв'язаних процесів: управління його орбітальним рухом та управління кутовим положенням у різних СК.

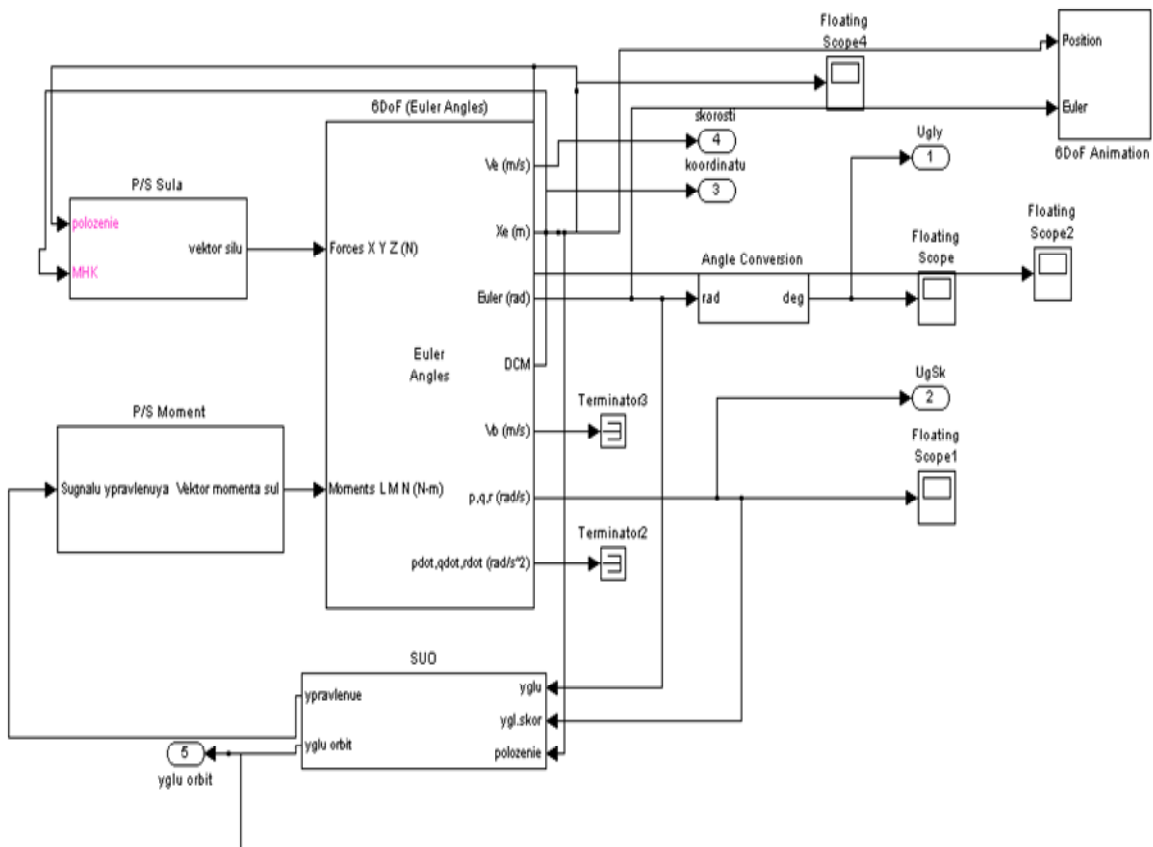


Рис. 3. Схема моделі кутового руху КА

Якщо при комп'ютерному моделюванні руху КА на основі рівнянь (16) та (17) при



великих значеннях кутів Ейлера виникають проблеми, то можна скористатись керуванням за кватерніонами, коли керуючі моменти на осях ЗвСК пропорціональні складовим векторної частини кватерніона відхилення поточного положення КА від заданого.

Ці складові, по-перше, пропорціональні не кутам, а синусам половинних кутів, а по-друге, вони збігаються з осями, за якими направлені керуючі моменти, що забезпечує більш швидке (та без втрати стійкості) приведення КА у задане кутове положення.

Під кватерніоном розуміють [12] чотиримірне число

$$\bar{\Lambda} = \bar{\Lambda}(\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3) = 1\lambda_0 + \bar{i}_1\lambda_1 + \bar{i}_2\lambda_2 + \bar{i}_3\lambda_3, \tag{18}$$

яке містить одну дійсну та три уявні одиниці  $\bar{i}_1, \bar{i}_2, \bar{i}_3$  з дійсними елементами  $\lambda_0, \lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$ .

Зазначимо, що при управлінні за кватерніонами в орбітальній СК виникають розриви в кутових координатах при переході їх значень через розгорнутий кут. Тому для усунення цього недоліку пропонується замість безпосереднього перетворення кутів Ейлера в кватерніон застосовувати послідовне перетворення кутів Ейлера в матрицю направляючих косинусів, а її потім – у кватерніон повороту. Така можливість якраз і передбачена в блоках бібліотеки Aerospace.

При моделюванні руху КА за шістьма ступенями свободи виникає необхідність візуалізації отриманих результатів. Для цього в бібліотеці Aerospace передбачена можливість підключення програмного продукту FlightGear, який забезпечує тривимірне анімаційне моделювання з можливістю відображення різноманітних сценаріїв.

Авторська схема моделі СОС із застосуванням кватерніонів зображена на рис. 4.

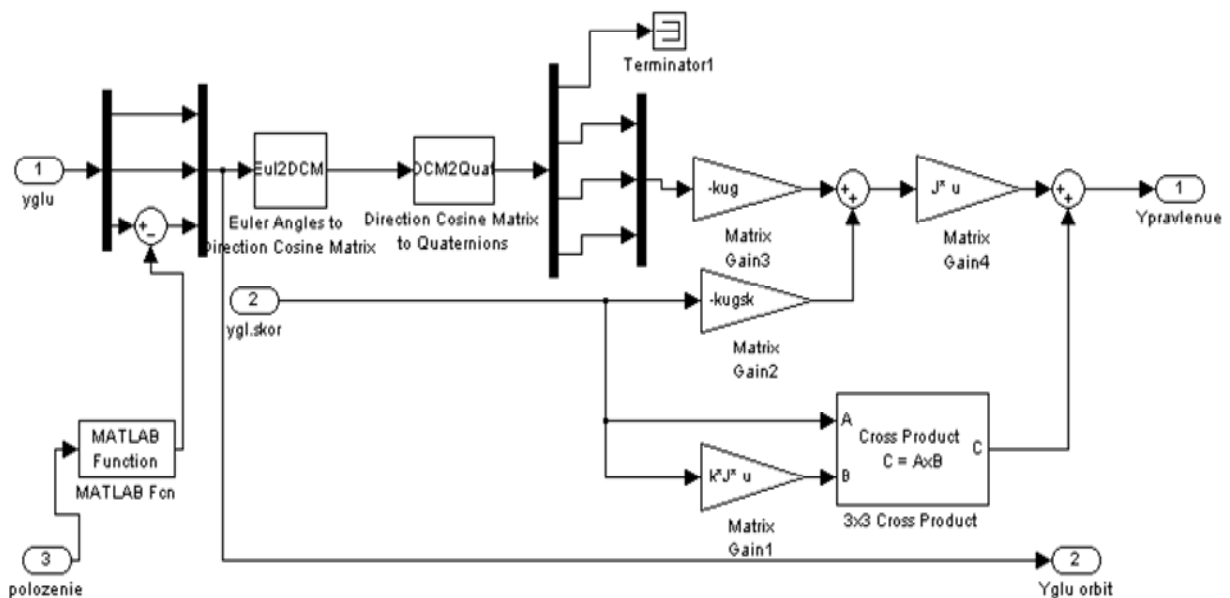


Рис. 4. Схема моделювання СОС із застосуванням кватерніонів

**Працездатність** запропонованої технології перевірена під час практичної реалізації моделі за допомогою системи MATLAB й оцінювання ступеня її адекватності та

чутливості до реальних ситуацій. За основу для моделювання обрано КА типу “Січ-2” [13]. Результати моделювання подано на рис. 5.

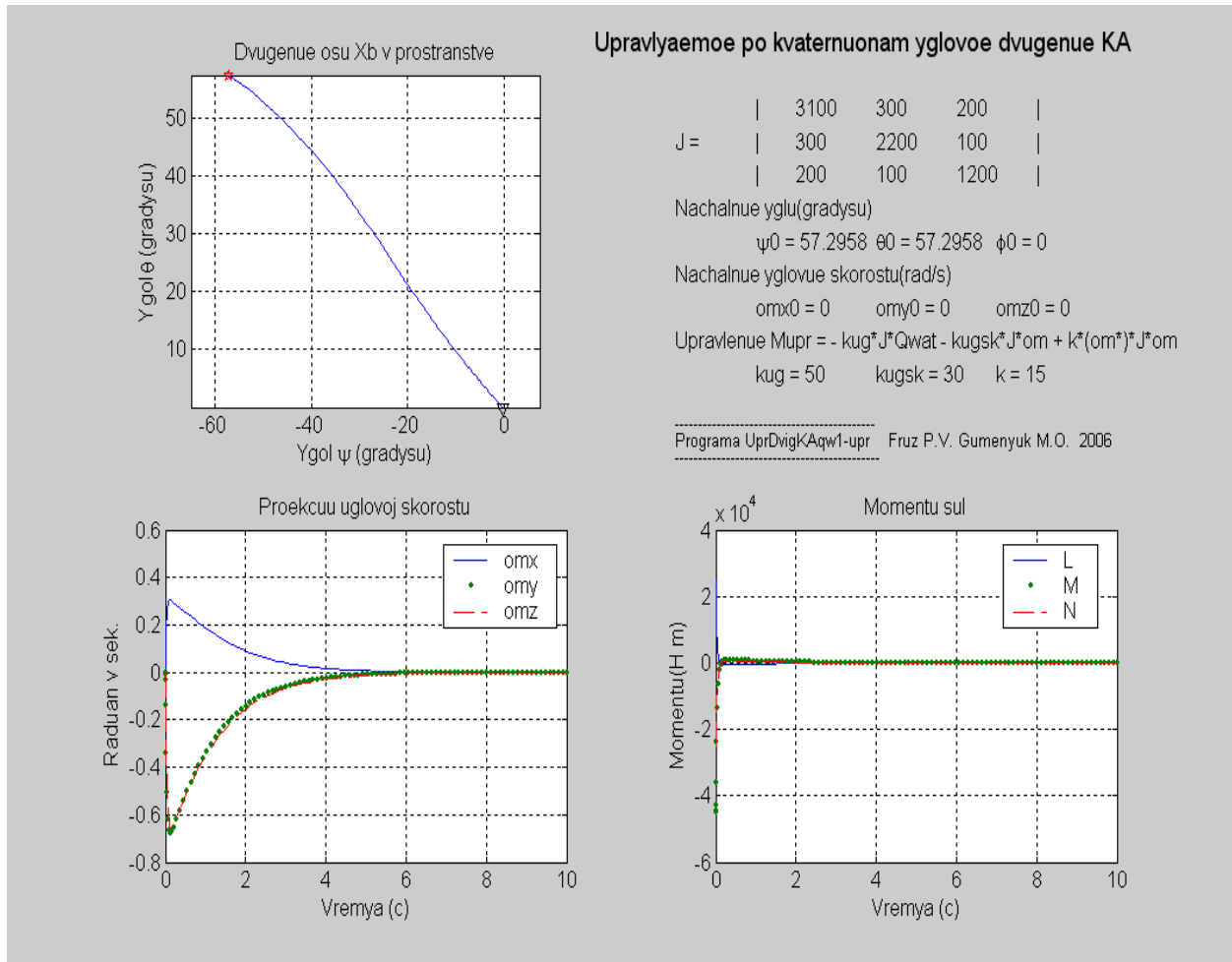


Рис. 5. Результати моделювання керування кутовим рухом КА за кватерніонами

Із аналізу результатів моделювання випливає, що:

при управлінні за кватерніонами відхилення руху КА до заданого положення проходить найкоротшим шляхом;

процес встановлення в задане положення стійкий при значних кутових відхиленнях;

величини моментів управління значно менші, ніж при управлінні за кутами;

модель адекватно реагує на виникаючі ситуації, дозволяє порівнювати якість функціонування СОС на етапі їх вибору або розробки, а також формувати закони раціонального управління кутовим рухом КА на етапі їх експлуатації.

### Висновки

1. Моделювання кутового руху КА дозволяє без суттєвих матеріальних витрат:

а) на етапі розробки КА вибрати варіанти його побудови та попередньо випробувати їх в різних умовах;

б) на етапі виробництва відбирати і перевіряти технічні рішення та технологію виготовлення окремих елементів КА;

в) на етапі випробувань передбачити різноманітні ситуації в КА, розробляти методики випробувань та оцінювання їх результатів;

г) на етапі експлуатації навчати персонал правильних дій, розпізнавати позаштатні ситуації в КА та визначати порядок виходу із них, попередньо випробувати на безпечність сумнівні рішення щодо управління КСС.

2. Запропонована технологія моделювання є достатньо універсальною, оскільки дозволяє адекватно описувати процеси орбітального руху КА, технічний стан і режими роботи бортових і наземних систем, діяльність обслуговуючого персоналу КСС, зовнішні умови функціонування КА та інші складові, які визначають ефективність виконання цільових завдань КСС у цілому.

## **СПИСОК ЛІТЕРАТУРИ**

1. Концепція реалізації державної політики у сфері космічної діяльності на період до 2032 року, схвалена розпорядженням Кабінету Міністрів України від 30 березня 2011 р. № 238-р. [Електронний ресурс]. – Режим доступу : <http://zakon1.rada.gov.ua>
2. Загальнодержавна цільова науково-технічна космічна програма України на 2013–2017 роки, затверджена Законом України від 5 вересня 2013 року № 439-VII [Електронний ресурс]. – Режим доступу : <http://zakon1.rada.gov.ua>.
3. Лебедев А. А. Космические системы наблюдения. Синтез и моделирование / А. А. Лебедев, О. П. Нестеренко. – М. : Машиностроение, 1991. – 224 с.
4. Ханцеверов Ф. Р. Моделирование космических систем изучения природных ресурсов Земли / Ф. Р. Ханцеверов, В. В. Остроухов. – М. : Машиностроение, 1989. – 264 с.
5. Глазкова И. А. Оценка эффективности функционирования перспективной системы микроспутников ДЗЗ методом имитационного моделирования / И. А. Глазкова, В. В. Мальшев, В. В. Дарнопых // Вестник МАИ. – 2009. – Т. 16, № 6. – С. 125–134.
6. Моделирование и оценка эффективности применения космических систем / Под общей ред. Н. С. Пастушенко, В. П. Деденко. – Х., 1997. – 278 с.
7. Фриз П. В. Основи орбітального руху космічних апаратів : підручник / П. В. Фриз. – Житомир : ЖВІ НАУ, 2012. – 348 с. : іл.
8. Фриз П. В. Систематизований математичний апарат для розрахунків розмірів контрольованих ділянок земної поверхні при космічних спостереженнях конічною зоною огляду в надир / П. В. Фриз // Вісник ЖДТУ. Технічні науки. – Житомир : ЖДТУ, 2012. – Вип. 4 (63). – С. 118–127.
9. Фриз П. В. Удосконалений математичний апарат для розрахунків розмірів контрольованої ділянки земної поверхні при космічних спостереженнях пірамідальною зоною огляду / П. В. Фриз // Проблеми створення, випробування, застосування та експлуатації складних інформаційних систем : зб. наук. праць. – Житомир : ЖВІ НАУ, 2012. – Вип. 6. – С. 113–127.
10. Разыграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей / А. П. Разыграев. – М. : Машиностроение, 1977. – 469 с.
11. Глушаков С. В. Математическое моделирование Mathcad, MATLAB / С. В. Глушаков, И. А. Жакин, Т. С. Хачиров. – М. : АСТ; Х. : Фолио, 2001. – 524 с.
12. Бесекерский В. А. Орбитальное гироскопирование / В. А. Бесекерский, В. А. Иванов, Б. Б. Самотокин ; под ред. Б. Б. Самопкина. – СПб. : Политехника, 1993. – 256 с.
13. Космічна система “Січ-2”. Ескізний проект. Ч. 1. – Дніпропетровськ, 2003. – 292 с.

Подано

**П. В. Фриз**

**МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ПЕРЕНАЦЕЛИВАНИЯ ПОЛЯ ЗРЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ЗАДАЧАХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ ЗЕМЛИ**

*Предложен научно-методический аппарат для моделирования процессов в системах ориентации и стабилизации космических аппаратов оптико-электронного наблюдения, в частности для режима перенацеливания поля зрения бортовой целевой аппаратуры в задачах детальных наблюдений заданных районов и объектов Земли.*

**P. V. Frees**

**MODELING RETARGETING FIELD OF VIEW OF SPACE VEHICLES IN THE PROBLEMS OF ELECTRONIC OPTICAL MONITORING OF THE EARTH**

*We propose a scientific and methodical apparatus for the simulation of systems of orientation and stabilization spacecraft optoelectronic surveillance, in particular, to retarget the regime of sight board target equipment in the problems of detailed observations of the target areas and facilities of the Earth.*