

УДК 629.78

А. А. Маноїленко

*Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара***МЕТОД ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ И СТАБИЛИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Предложен метод оценки и проведен анализ точности угловой ориентации и стабилизации малого космического аппарата, оснащенного электромагнитными органами управления, с учетом влияния случайных возмущающих факторов.

Ключевые слова: космический аппарат, система ориентации, угловое движение, точность.

Запропоновано метод оцінки і проведено аналіз точності кутової орієнтації і стабілізації малого космічного апарату, оснащеного електромагнітними органами керування, з урахуванням впливу випадкових збурюючих факторів.

Ключові слова: космічний апарат, система орієнтації, кутовий рух, точність.

The method of assessment and the analysis of the accuracy of the angular orientation and stabilization of small spacecraft, equipped with electromagnetic controls, taking into account the influence of random disturbing factors.

Keywords: spacecraft, attitude control system, angular motion, accuracy.

Введение. Рассмотрим в качестве объекта управления малый космический аппарат (КА), оснащенный тремя управляющими электромагнитами (УЭМ). Заданы следующие требования к точности угловой ориентации и стабилизации: в режиме поддержания трехосной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) точность должна быть не хуже ± 5 град (по крену, тангажу и рысканию) при угловых скоростях в связанной системе координат (ССК) не хуже $\pm 0,01$ град / с.

При этом продолжительность режима гашения угловых скоростей, получаемых КА при отделении от ракеты-носителя (РН), и режима первоначального построения трехосной ориентации КА в ОСК, должна быть минимально возможной, но не более 250 мин (~ 3 орбитальных витка).

Величины проекций вектора угловой скорости КА на оси ССК после отделения от РН, обусловленные ошибками стабилизации и возмущениями за счет процесса отделения, могут составлять:

- в канале крена и тангажа $|\omega_{x,y}| \leq 4$ град / с;
- в канале рыскания $|\omega_z| \leq 2$ град / с.

Постановка задачи. Требуется оценить точность угловой ориентации и стабилизации КА с учетом влияния случайных возмущающих факторов, вызывающих воздействие на КА возмущающих моментов сил.

Внешние моменты сил, действующих на КА. Вектор-момент внешних сил, действующих на КА в полете, определяется по формуле:

$$\bar{M}_S = \bar{M}_Г + \bar{M}_M + \bar{M}_a + \bar{M}_C, \quad (1)$$

где $\bar{M}_G, \bar{M}_M, \bar{M}_a, \bar{M}_C$ – векторы гравитационного момента, момента от взаимодействия корпуса КА с МПЗ, аэродинамического момента и момента сил солнечного давления соответственно.

1. **Гравитационный момент.** Вектор-момент гравитационных сил в проекциях на оси ССК определяется выражением:

$$M_G = \frac{3\mu}{r^3} \cdot \bar{k} \times \bar{I} \cdot \bar{k}, \tag{2}$$

где $\bar{I} = \begin{vmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{vmatrix}$ – тензор инерции КА, определенный относительно его

центра масс;

\bar{r} – радиус-вектор, соединяющий центр Земли с центром масс КА; \bar{k} – единичный вектор, направленный по радиус-вектору \bar{r} ; $\mu = 0.3986 \cdot 10^{15} \frac{M^3}{c^2}$ – гравитационная постоянная Земли.

Для круговых орбит КА при оценке проекций вектора гравитационного момента $M_G = (M_x^z, M_y^z, M_z^z)$ применяются следующие формулы:

$$\begin{aligned} M_x^z &= 3\omega_0^2 (I_{yy} - I_{zz}) a_{23} a_{33}, \\ M_y^z &= 3\omega_0^2 (I_{zz} - I_{xx}) a_{13} a_{33}, \\ M_z^z &= 3\omega_0^2 (I_{xx} - I_{yy}) a_{13} a_{23}, \end{aligned} \tag{3}$$

где $\omega_0 = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}}$ – средняя орбитальная угловая скорость КА; a_{13}, a_{23}, a_{33} – направляющие косинусы оси Z_0 ОСК в ССК (третий столбец матрицы перехода от ОСК к ССК).

2. **Момент от взаимодействия корпуса КА с МПЗ.** Вектор-момент от взаимодействия корпуса КА с МПЗ в проекциях на оси ССК определяется выражением:

$$\bar{M}_M = (\bar{m} + \bar{K} \cdot \bar{B}) \times \bar{B}, \tag{4}$$

где \bar{B} – вектор магнитной индукции МПЗ, компоненты которого измеряются бортовым магнитометром; $\bar{m} \leq |300 \ 300 \ 300|^T$ ед. CGSM – вектор магнитного момента корпуса КА в ССК; $\bar{K} = \{k_{ij}\}$ – матрица индукционных коэффициентов корпуса КА в ССК, элементы которой равны следующим значениям: $k_{ii} \leq 700$ ед. CGSM / Эрстед, $i = 1 \dots 3$, $k_{ij} \leq 70$ ед. CGSM / Эрстед, $i \neq j = 1 \dots 3$.

Компоненты вектора \bar{m} и недиагональные элементы матрицы \bar{K} могут иметь как положительные, так и отрицательные значения. Диагональные элементы матрицы \bar{K} имеют только положительные значения и, как правило, не равны между собой.

Примечание. При расчетах момента в системе измерений СИ принимаются следующие размерности величин, входящих в (4): $[m] = [A \cdot m^2]$, $[K] = [A \cdot m^2 / Tл]$, $[B] = [Tл]$.

3. **Аэродинамический момент.** Вектор-момент аэродинамических сил в проекциях на оси ССК определяется выражением:

$$\bar{M}_a = \left(\bar{m}_a + \left(\frac{\bar{r}}{l_k} \right) \times \bar{c}_a \right) \cdot A_k l_k q, \tag{5}$$

где $\bar{m}_a = |m_x \ m_y \ m_z|^T$ – вектор моментных коэффициентов; $\bar{c}_a = |c_x \ c_y \ c_z|^T$ – вектор силовых коэффициентов; $\bar{r} = -|x_{цм} \ y_{цм} \ z_{цм}|^T$ – радиус-вектор, соединяющий центр масс КА с началом O_K конструкторской системы координат, м; $q = \frac{\rho V^2}{2}$ – скоростной напор, кгс / м²; ρ – плотность атмосферы на высоте полета КА, кг/м³ (кгс · с²/м⁴); V – линейная скорость КА относительно вращающейся атмосферы Земли, м/с; $A_k = 0,580 \text{ м}^2$ – характерная площадь КА; $l_k = 0,767 \text{ м}$ – характерная длина КА.

4. **Момент сил солнечной радиации.** Вектор-момент сил солнечной радиации в проекциях на оси ССК определяется выражением:

$$\bar{M}_C = \left(\bar{m}_C + \left(\frac{\bar{r}}{l_k} \right) \times \bar{c}_C \right) \cdot A_k l_k q_S, \tag{6}$$

где $\bar{m}_C = |m_x \ m_y \ m_z|^T$ – вектор моментных коэффициентов; $\bar{c}_C = |c_x \ c_y \ c_z|^T$ – вектор силовых коэффициентов; $q_S = 2.36 \cdot 10^{-7} \frac{\text{кгс}}{\text{м}^2}$ – световой напор на высоте полета КА.

Управляющие моменты, создаваемые электромагнитами. Вектор механического управляющего момента, действующего на КА, за счет взаимодействия подсистемы управляющих электромагнитов с МПЗ определяется по формуле:

$$M^y = (M_x^y, M_y^y, M_z^y) = P \times B, \tag{7}$$

где B – вектор магнитной индукции МПЗ в проекциях на оси ССК, измеряемой магнитометром, $H / (A \cdot м)$; P – вектор магнитного управляющего момента подсистемы УЭМ, учитывающий магнитные моменты отдельных электромагнитов и формируемый по алгоритмам управления ориентацией и стабилизацией [5; 7; 10] на основе данных об углах ориентации и угловых скоростях КА в ОСК и ССК соответственно, $A \cdot м^2$.

Компоненты вектора магнитной индукции МПЗ определяются по формулам:

$$(B_x, B_y, B_z)^T = \mu_0 (H_x, H_y, H_z)^T, \tag{8}$$

$$(H_x, H_y, H_z)^T = A \cdot (H_{x_0}, H_{y_0}, H_{z_0})^T, \tag{9}$$

$$H_{x_0} = \frac{\mu}{r^3} \sin i \cos u, H_{y_0} = \frac{\mu}{r^3} \cos i, H_{z_0} = -2 \frac{\mu}{r^3} \sin i \sin u, \tag{10}$$

где B_x, B_y, B_z – проекции вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК, $H / (A \cdot m)$; H_x, H_y, H_z – проекции вектора напряженности МПЗ на оси ССК, A / m ; $H_{x_0}, H_{y_0}, H_{z_0}$ – проекции вектора напряженности МПЗ на оси ОСК, A / m ; A – матрица перехода от ОСК к ССК; $\mu_0 = 1,256637 \cdot 10^{-6}$ – магнитная постоянная, H / A^2 ; $\mu = 0,3 \cdot R_3^3 \cdot 79,6$ – константа, $см^3 \cdot A / m$; i – наклонение орбиты КА, $рад$; $u = \omega_0 t$ – аргумент широты (полярный угол), $рад$; R_3 – радиус Земли, $см$; r – расстояние от центра Земли до центра масс КА, $см$.

В табл. 1 приведены диапазоны изменения номинальных значений перечисленных выше моментов, действующих на КА, в проекциях на оси ССК, полученные в ходе расчетов.

Таблица 1

Диапазоны изменения номинальных значений моментов сил, действующих на КА

Наименование, размерность	Значение
Гравитационный момент, кгс·м	$M_x = \pm 4,8 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 3,0 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 1,8 \cdot 10^{-7}$
Момент от взаимодействия корпуса КА с МПЗ, кгс·м	$M_x = \pm 1,6 \cdot 10^{-6}; M_y = \pm 1,6 \cdot 10^{-6}; M_z = \pm 0,8 \cdot 10^{-6}$
Момент аэродинамических сил, кгс·м	$M_x = \pm 2,3 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 2,4 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 1,9 \cdot 10^{-8}$
Момент сил солнечной радиации, кгс·м	$M_x = \pm 5,1 \cdot 10^{-7}; M_y = \pm 5,2 \cdot 10^{-7}; M_z = \pm 3,5 \cdot 10^{-8}$
Управляющий момент, создаваемый электромагнитами, кгс·м	$M_x = \pm 4,8 \cdot 10^{-5}; M_y = \pm 4,9 \cdot 10^{-5}; M_z = \pm 2,6 \cdot 10^{-5}$

Из табл. 1 следует, что управляющий момент, создаваемый электромагнитами, существенно больше всех остальных моментов, действующих на КА, что обуславливает достаточно большой запас по управляемости КА.

Возмущающие факторы. Анализ математических моделей углового движения КА [1–12] показывает, что точность ориентации и стабилизации КА относительно заданного базиса (орбитальной системы координат) зависит от точности определения параметров орбиты КА, характеристик КА и МПЗ, применяемого закона и алгоритмов управления угловым движением КА, и обусловлена влиянием следующих случайных возмущающих факторов:

- 1) для параметров орбиты КА:
 - погрешностью Δr определения модуля радиус-вектора, соединяющего центр Земли и центр масс КА, получаемого в результате решения на борту КА навигационной задачи или измерений с помощью средств глобальных систем спутниковой навигации;
 - погрешностью Δi определения величины наклонения орбиты КА;

- погрешностью $\Delta\omega_0$ определения величины орбитальной угловой скорости КА;
- погрешностью Δu определения аргумента широты текущей точки нахождения КА на орбите (полярного угла $u = \omega_0 t$);
- погрешностями определения углового положения осей ОСК относительно осей выбранной инерциальной системы координат (ИСК);

2) для характеристик КА:

- случайными разбросами $\Delta I_x, \Delta I_y, \Delta I_z$ величин моментов инерции КА;
- случайными разбросами $\Delta P_x, \Delta P_y, \Delta P_z$ величин собственных магнитных моментов, создаваемых управляющими электромагнитами;
- случайными разбросами величин проекций вектора-момента аэродинамических сил;
- случайными разбросами величин проекций вектора-момента сил солнечного давления;
- случайными разбросами величин проекций вектора магнитного момента КА, обусловленного взаимодействием его корпуса с МПЗ;
- погрешностями $\Delta\omega_x, \Delta\omega_y, \Delta\omega_z$ измерения проекций вектора угловой скорости КА на оси ССК с помощью датчика угловых скоростей;
- погрешностями $\Delta\varphi, \Delta\psi, \Delta\theta$ определения углового положения осей ССК относительно осей ОСК (углов ориентации КА по крену φ , рысканию ψ и тангажу θ соответственно);

3) для характеристик МПЗ:

- погрешностями $\Delta B_x, \Delta B_y, \Delta B_z$ измерения с помощью магнитометра проекций вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК.

С учетом этого выделим следующие случайные возмущающие факторы и оценочные значения погрешностей и разбросов, связанных с ними, которые приведены в табл. 2.

Величины погрешностей и разбросов, приведенные в табл. 2, как следствие, влияют на величину суммарного возмущающего момента, действующего на КА.

Таблица 2

Погрешности и случайные разбросы, влияющие на точность ориентации и стабилизации КА

	Наименование, размерность	Значение
1	Погрешность определения модуля радиус-вектора r , соединяющего центр Земли с центром масс КА, м	± 5000
2	Погрешность определения наклона i орбиты КА, град	$\pm 1,0$
3	Погрешности определения углового положения осей ССК относительно осей ОСК (углов ориентации КА по крену φ , рысканию ψ и тангажу θ), град	$\pm 0,1$
4	Погрешности измерения проекций $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ вектора угловой скорости КА на оси ССК, град / с	$\pm 0,001$
5	Погрешности измерения проекций B_x, B_y, B_z вектора магнитной индукции МПЗ на оси ССК с помощью магнитометра, %	± 10
6	Разбросы величин моментов инерции КА I_x, I_y, I_z , %	± 10
7	Разбросы величин проекций вектора-момента аэродинамических сил, %	± 20
8	Разбросы величин проекций вектора-момента сил солнечного давления, %	± 20

Метод оценки точности угловой ориентации и стабилизации КА.

Для оценки точности угловой ориентации в ОСК и угловых скоростей относительно осей ССК в установившемся режиме орбитального движения КА предлагается следующий *метод*, учитывающий погрешности и случайные разбросы, приведенные в табл. 2:

1. Моделируют номинальное угловое движение КА вокруг центра масс с использованием *линеаризованной* математической модели для одного канала управления (тангаж, рыскание, крен). При этом учитывают только лишь номинальные величины возмущающих моментов сил (гравитационных, аэродинамических, солнечного давления, от взаимодействия корпуса КА с МПЗ) и применяют упрощенный алгоритм управления электромагнитами. То есть не учитывают действие возмущающих факторов (*номинальный случай*; табл. 1). В результате получают «номинальную» оценку $\Delta_{\text{ном}}$ точности угловой ориентации и стабилизации КА.

2. Моделируют серию возмущенных угловых движений КА. При этом в математической модели поочередно учитывают величины погрешностей и случайных разбросов каждого отдельного возмущающего фактора. То есть оценивают влияние каждого из возмущающих факторов (*возмущенные случаи*; табл. 2). В результате получают «возмущенные» оценки $\Delta_{\text{возм},i}$ точности угловой ориентации и стабилизации КА за счет влияния каждого отдельного возмущающего фактора.

3. Для оценки влияния отдельного возмущающего фактора на точность угловой ориентации и стабилизации КА в ОСК и ССК относительно номинального случая вводят в рассмотрение дискретную случайную величину $\xi = (\xi_1, \xi_2, \dots, \xi_n)$, для которой затем определяют математическое M ожидание и среднеквадратическое отклонение (СКО) σ . Значение $\xi_i, i = 1, 2, \dots, n$, характеризует степень ухудшения «номинальной» оценки точности ориентации и стабилизации КА за счет влияния i -го случайного возмущающего фактора (в процентном выражении).

4. Для определения предельной (3σ) оценки точности ориентации КА $\Delta_{\text{пред}}$ корректируют «номинальную» оценку $\Delta_{\text{ном}}$ точности угловой ориентации и стабилизации КА в соответствии с формулой

$$\Delta_{\text{пред}} = \Delta_{\text{ном}} + \Delta_{\text{ном}} (M + 3|\sigma|) / 100. \quad (12)$$

Предложенный метод можно также распространить и на каналы управления по крену и рысканию для оценки точности угловой ориентации и стабилизации КА.

Математическая модель углового движения КА. В качестве *линеаризованной* математической модели углового движения КА для одного канала управления (например, канала тангажа) с учетом внешних возмущающих моментов и с использованием упрощенного алгоритма управления КА примем следующую:

$$I_y \dot{\omega}_y = -(M_y^y + M_y^z + M_y^a + M_y^c + M_y^k); \quad \dot{\theta} = \omega_y - \omega_0. \quad (13)$$

Величины действующих на КА моментов сил определяются по следующим формулам:

– требуемого управляющего момента

$$A_y = K_1\theta + K_2\dot{\theta}, \quad (14)$$

– располагаемого управляющего момента

$$M_y^y = -\frac{K_y}{B^2} \cdot A_y (B_x^2 - B_z^2), \quad (15)$$

– гравитационного момента

$$M_y^z = 3\omega_0^2 (I_z - I_x) \sin \theta \cos \theta, \quad (16)$$

– момента от взаимодействия корпуса КА с МПЗ

$$\begin{aligned} M_x^{МПЗ} &= 0,3 + 7000B_x + 700B_y + 700B_z, \\ M_z^{МПЗ} &= 0,3 + 700B_x + 700B_y + 7000B_z, \end{aligned} \quad (17)$$

$$M_y^k = M_z^{МПЗ} B_x - M_x^{МПЗ} B_z, \quad (18)$$

– аэродинамического и солнечного моментов M_y^a, M_y^c – в соответствии с формулами (5), (6).

В (12) – (18) приняты следующие обозначения: I_x, I_y, I_z – осевые моменты инерции КА; θ – угол ориентации КА в ОСК по тангажу; $\dot{\theta}, \omega_y, \omega_0$ – угловые скорости КА в ОСК, ССК соответственно и орбитальная угловая скорость; K_1, K_2, K_y – коэффициенты усиления системы ориентации КА; B_x, B_y, B_z – компоненты вектора магнитной индукции МПЗ в проекциях на оси ССК; $B^2 = B_x^2 + B_y^2 + B_z^2$.

Результаты моделирования. С учетом изложенного проведено моделирование номинального и возмущенного управляемого углового движения КА в канале тангажа для следующих исходных данных и величин погрешностей, приведенных в табл. 2:

– собственный магнитный момент каждого УЭМ, не более $10 \text{ А} \cdot \text{м}^2$;

$$I_x = 1,443 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_y = 1,550 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2; I_z = 1,270 \text{ кгс} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2;$$

$$K_y = -0,1; k_1 = 0,005; k_2 = 1,0; \theta(0) = 30 \text{ град}; \dot{\theta}(0) = 4 \text{ град/с}; \omega_0 = 0,0612 \text{ град/с};$$

$$M_y^a = 2,4 \cdot 10^{-7} \text{ кгс} \cdot \text{м}; M_y^c = 5,2 \cdot 10^{-7} \text{ кгс} \cdot \text{м}; M_y^k = 1,6 \cdot 10^{-6} \text{ кгс} \cdot \text{м}.$$

Из результатов моделирования номинального углового движения КА (номинальный случай, без учета влияния возмущающих факторов) следует, что предельная (3σ) точность угловой ориентации КА в ОСК по тангажу в установившемся режиме не хуже $\Delta_{ном} = \pm 0,476$ град.

В табл. 3 приведены результаты моделирования возмущенного углового движения КА (возмущенный случай, с учетом влияния возмущающих факторов) – величины, характеризующие степень влияния каждого возмущающего фактора на точность угловой ориентации КА в ОСК, полученную для номинального случая.

При этом предельная (3σ) точность стабилизации КА в ССК по угловой скорости не хуже $\pm 0,001$ град / с.

Таблица 3

Влияние возмущающих факторов на точность угловой ориентации КА

Наименование возмущающего фактора, значение	Предельная (3σ) точность угловой ориентации КА в ОСК по тангажу за счет влияния случайного возмущающего фактора (возмущенный случай), град	Значения случайной величины ξ , характеризующие степень ухудшения номинальной точности ориентации КА за счет влияния случайного возмущающего фактора, %
Разброс величины момента инерции КА, $\Delta I_x = \pm 10\% I_x$	$\pm 0,478$	0,4
Разброс величины момента инерции КА, $\Delta I_y = \pm 10\% I_y$	$\pm 0,478$	0,4
Разброс величины момента инерции КА, $\Delta I_z = \pm 10\% I_z$	$\pm 0,478$	0,4
Разброс величины аэродинамического момента, $\Delta Ma = \pm 20\% Ma$	$\pm 0,504$	5,9
Разброс величины момента сил солнечного давления, $\Delta Mc = \pm 20\% Mc$	$\pm 0,536$	12,6
Погрешность измерения проекции вектора магнитной индукции, $\Delta B_x = \pm 10\% B_x$	$\pm 0,491$	3,2
Погрешность измерения проекции вектора магнитной индукции, $\Delta B_y = \pm 10\% B_y$	$\pm 0,477$	0,2
Погрешность измерения проекции вектора магнитной индукции, $\Delta B_z = \pm 10\% B_z$	$\pm 0,561$	17,8
Погрешность определения модуля радиус-вектора положения КА, $\Delta r = \pm 5000$ м	$\pm 0,478$	0,4
Погрешность определения наклона орбиты КА, $\Delta i = \pm 1$ град	$\pm 0,479$	0,6
Погрешность определения углового положения осей ССК относительно осей ОСК (угла ориентации КА в ОСК по тангажу), $\Delta\theta = \pm 0,1$ град	$\pm 0,575$	20,8
Погрешность измерения проекции вектора угловой скорости КА на ось у ССК, $\Delta\omega_y = \pm 0,001$ град / с	$\pm 0,679$	42,6

Выводы. С учетом полученных значений математического ожидания и СКО $M = 8,8\%$, $\sigma = \pm 12,4\%$ для случайной величины ξ и формулы (12), предельная (3σ) точность угловой ориентации КА в ОСК по тангажу будет не хуже:

$$\Delta_{\text{пред}} = \Delta_{\text{ном}} + \Delta_{\text{ном}} (M + 3|\sigma|) / 100 = \pm 0,476 (1 + (8,8 + 37,2) / 100) = \pm 0,695 \text{ град.}$$

Библиографические ссылки

1. **Алексеев К.Б.** Управление космическими летательными аппаратами / К.Б. Алексеев, Г.Г. Бебенин. – М. : Машиностроение, 1974. – 344 с.
2. **Алпатов А.П.** Динамика космических аппаратов с магнитными системами управления / А.П. Алпатов, В.И. Драновский, Ю.Д. Салтыков, В.С. Хорошилов. – М. : Машиностроение, 1978. – 200 с.
3. **Бебенин Г.Г.** Системы управления полетом космических аппаратов / Г.Г. Бебенин, Б.С. Скребушевский, Г.А. Соколов ; под ред. Г.Г. Бебенина. – М. : Машиностроение, 1978. – 270 с.
4. **Белецкий В.В.** Движение спутника относительно центра масс в гравитационном поле / В. В. Белецкий. – М. : Изд-во МГУ, 1975. – 308 с.
5. **Боевкин В.И.** Ориентация искусственных спутников в гравитационных и магнитных полях / В.И. Боевкин, Ю.Г. Гуревич. – М. : Наука, 1976. – 304 с.
6. **Каргу Л.И.** Системы угловой стабилизации космических аппаратов / Л.И. Каргу. – М. : Машиностроение, 1980. – 170 с.
7. **Коваленко А.П.** Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами / А.П. Коваленко. – М. : Машиностроение, 1975. – 248 с.
8. **Лебедев Д.В.** Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. / Д. В. Лебедев, А. И. Ткаченко. – К. : Наук. думка, 2006. – 298 с.
9. **Павловський М.А.** Системи керування обертальним рухом космічних апаратів / М.А. Павловський, В.П. Горбулін, О.М. Клименко. – К. : Наук. думка, 1997.– 196 с.
10. **Попов В.И.** Системы ориентации и стабилизации космических аппаратов / В.И. Попов. – М. : Машиностроение, 1986. – 184 с.
11. **Разыграев А.П.** Основы управления полетом космических аппаратов / А.П. Разыграев. – М. : Машиностроение, 1977. – 472 с.
12. **Раушенбах Б.В.** Управление ориентацией космических аппаратов / Б.В. Раушенбах, Е.Н. Токарь. – М. : Наука, 1974. – 600 с.

Надійшла до редколегії 15.04.2016

УДК 004.9

Д. К. Мозговой, В. В. Васильев

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

АНАЛИЗ МНОГОЛЕТНЕЙ ЗАСУХИ ПО ДАННЫМ LANDSAT 8

Выполнен анализ спутниковых снимков со спутника Landsat 8 (съёмочный прибор OLI) с целью оценки влияния засухи 2011–2015 гг. на крупные пресноводные водоемы штата Калифорния. Выявлены существенные смещения береговой линии озер Оровиль и Фолсом.

Ключевые слова: мониторинг засухи, спутниковые снимки, индексные изображения, смещения береговой линии.

Виконано аналіз супутникових знімків із супутника Landsat 8 (знімальний прилад OLI) з метою оцінки впливу посухи 2011–2015 рр. на великі прісноводні водойми штату Каліфорнія. Виявлено істотні зсуви берегової лінії озер Оровіль і Фолсом.

Ключові слова: моніторинг посухи, супутникові знімки, індексні зображення, зсуви берегової лінії.

The executed analysis of the Landsat 8 satellite images for the reason estimations of the influence of the drought 2011–2015 on large freshwater lakes in California. Will Revealed essential coast line offsets for Orovili and Folsom lakes.

Keywords: monitoring of the drought, satellite picture, indexed images, offsets of coast line.