

doi: 10.15407/knit2016.02.022

УДК 629.7.05

**А. И. Ткаченко**

Международный научно-учебный центр информационных технологий и систем  
Национальной академии наук Украины и Министерства образования и науки Украины, Киев

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ПОМОЩЬЮ ПОСТРОИТЕЛЯ ВЕРТИКАЛИ

---

*Показана возможность определения ориентации космического аппарата по единственному виду информации — результатам построения местной вертикали — в условиях угловой стабилизации объекта с приложением значительных управляющих моментов.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, построитель вертикали, орбитальный гироскоп, определение ориентации, угловая стабилизация.

---

Принцип определения ориентации космического аппарата (КА) с использованием орбитального гироскопа, воплощенный в разнообразных конструкциях приборов этого рода, давно и хорошо известен [1, см. также <http://bankpatentov.ru/node/370515>, <http://allpatents.ru/patent/2498216.html>]. Этот подход предусматривает отслеживание двух векторов — местной вертикали и перпендикуляра к плоскости орбиты. Соответственно этому устройство для определения ориентации КА содержит два структурных компонента: построитель вертикали и аппаратуру, определяющую направление вектора угловой скорости орбитального движения, условно — гироскопическую составляющую.

Ниже представлена попытка обосновать возможность определения ориентации КА только с помощью построителя вертикали, без привлечения вышеупомянутой гироскопической составляющей. Обязательная оговорка: эффекты, позволяющие реализовать эту возможность, имеют место только в режиме угловой стабилизации КА с приложением значительных управляющих моментов. Вообразим, что в процессе угловой

стабилизации КА некоторая прямая, фиксированная в известном положении в теле объекта, с точностью до малых отклонений совмещается с прямой, фиксированной в орбитальной сопровождающей системе координат. С помощью модельных (рассчитанных приближенно) параметров ориентации преобразуем направляющий вектор первой прямой из системы координат, связанной с КА, в орбитальную систему и сопоставим результат с направляющим вектором второй прямой. Найденное угловое рассогласование двух направляющих векторов можно обычным образом [7, 9] использовать при уточнении ориентации КА методом векторного согласования. Такой прием подобен изложенному в работах [11, 12] методу определения ориентации КА с помощью единственного чувствительного элемента — трехосного магнитометра — непременно в сочетании с угловой стабилизацией объекта посредством магнитных исполнительных органов.

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

С космическим аппаратом — низкоорбитальным спутником Земли — свяжем правую ортогональную систему координат  $123$  с началом в центре

© А. И. ТКАЧЕНКО, 2016

масс объекта  $O$ . Введем еще правый ортогональный орбитальный сопровождающий трехгранник  $XYZ$  с вершиной в точке  $O$ , осью  $Z$ , направленной по геоцентрической вертикали в зенит, и осью  $X$ , лежащей в плоскости орбиты и ориентированной в сторону движения. Представления физических векторов в системах координат  $I23$  и  $XYZ$  отмечаем соответственно нижними индексами  $E$  и  $J$ . Пусть  $\Lambda$  — нормированный кватернион, характеризующий ориентацию трехгранника  $I23$  относительно  $XYZ$ ;  $\Omega_E$  — вектор абсолютной угловой скорости КА. Справедливо равенство [3]:

$$\dot{\Lambda} = (1/2)(\Lambda \circ \Omega_E - \mathbf{u}_J \circ \Lambda), \quad (1)$$

где  $\mathbf{u}_J = [0, u, 0]^T$ , скаляр  $u$  — величина угловой скорости орбитального движения, кружок — знак умножения кватернионов. При непосредственном интегрировании уравнения (1), если в этом есть необходимость, используются значения  $\Omega_E$ , поступающие от измерителя угловой скорости. Местоположение и скорость КА в геоцентрической инерциальной системе координат находятся посредством численного интегрирования уравнений орбитального движения и периодически корректируются по сообщениям GPS [10]. Через результаты этого интегрирования выражается при необходимости вектор  $\mathbf{u}_J$ . На КА установлена система управления ориентацией пока не конкретизированного типа, предназначенная для устойчивого совмещения трехгранника  $I23$  с  $XYZ$  при наличии достаточно точных оценок кватерниона  $\Lambda$  и вектора относительно угловой скорости  $\omega_E = [\omega_1, \omega_2, \omega_3]^T = \Omega_E - \bar{\Lambda} \circ \mathbf{u}_J \circ \Lambda$  и в условиях значительного начального рассогласования названных трехгранников (надчеркиванием отмечается сопряженный кватернион). Единственным чувствительным элементом в составе системы управления ориентацией является построитель вертикали, отслеживающий положение оси  $Z$  в системе координат  $I23$ .

Необходимо, учитывая изложенные сведения, составить методику оценивания кватерниона  $\Lambda$  и вектора  $\omega_E$  в целях управления ориентацией КА. Детали постановки задачи уточним по мере исследования.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПОСТРОИТЕЛЯ ВЕРТИКАЛИ

Впредь до отмены этого соглашения считаем угловое движение КА произвольным — управляемым или неуправляемым. Не вдаваясь в подробности [4, [http://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com\\_content&view=article&id=77:-7201&catid=37:spaceprograms&Itemid=62](http://www.vniiem.ru/ru/index.php?option=com_content&view=article&id=77:-7201&catid=37:spaceprograms&Itemid=62)], примем, что по показаниям построителя вертикали при произвольной ориентации объекта формируются направляющие косинусы оси  $Z$  в системе координат  $I23$  как элементы единичного вектора  $\mathbf{b}_E = [b_1, b_2, b_3]^T$  (индекс  $T$  указывает на транспонирование). Значения  $b_1, b_2$  в общем случае не малы. Очевидно,  $\mathbf{b}_J = [0, 0, 1]^T = \text{const}$ . Съем значений  $\mathbf{b}_E$  производится с достаточно малым шагом  $h$ . Операнды выкладок, относящиеся соответственно к началу и концу очередного шага съема, отмечаем соответственно индексами  $n$  и  $n + 1$ . Звездочкой отмечаются модельные (найденные приближенно) значения параметров. Так,  $\Lambda^*$  — нормированный кватернион, аппроксимирующий  $\Lambda$ . Точность этой аппроксимации охарактеризуем неизвестным нормированным кватернионом  $\mathbf{M} = \Lambda^* \circ \bar{\Lambda} = \mu_0 + \boldsymbol{\mu}$ , где  $\mu_0$  — скаляр,  $\boldsymbol{\mu} = [\mu_1, \mu_2, \mu_3]^T$ . Положим  $\|\boldsymbol{\mu}\| = (\boldsymbol{\mu}^T \boldsymbol{\mu})^{1/2} \ll 1$ . Тогда  $|\mu_0| \approx 1$ , и в первом приближении относительно  $\|\boldsymbol{\mu}\|$  оказывается

$$\Lambda_n^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_n) \circ \Lambda_n. \quad (2)$$

Считая известным значение  $\Lambda_n^*$  в начале очередного шага, вычислим векторы  $\mathbf{b}_{n+1}^S = \Lambda_n^* \circ \mathbf{b}_{E,n+1} \circ \bar{\Lambda}_n^*$  и  $\mathbf{v}'_{n+1} = 1/2 \mathbf{b}_{n+1}^S \times \mathbf{b}_J$ . Пренебрегая изменением ориентации трехгранника  $I23$  относительно  $XYZ$  на шаге как малым возмущением, получим в первом приближении относительно элементов вектора  $\boldsymbol{\mu}$

$$\mathbf{v}'_{n+1} = [-\mu_{1n}, -\mu_{2n}, 0]^T. \quad (3)$$

Это уравнение измерения относительно ошибки  $\boldsymbol{\mu}_n$ .

При вычислении  $\Lambda^*$  посредством интегрирования модельного аналога уравнения (1) вектор  $\boldsymbol{\mu}$  удовлетворяет уравнению состояния

$$\dot{\boldsymbol{\mu}} = -\mathbf{u} \times \boldsymbol{\mu}. \quad (4)$$

Анализ наблюдаемости решения уравнения (4) по измерениям (3) выполним, как рекомен-

довано в работе [14], в форме поиска ненаблюдаемых состояний — векторов  $\boldsymbol{\mu} \neq 0$ , удовлетворяющих тождеству  $\mathbf{v}'_{n+1} \equiv 0$ . На основании последнего для таких состояний должно быть  $\mu_1 = \mu_2 = 0, \mu_3 \neq 0$ . Но векторы  $\boldsymbol{\mu}$  с такими свойствами не удовлетворяют уравнению (4). Поэтому система (3), (4) не имеет ненаблюдаемых состояний и формально вполне наблюдаема. В действительности она слабо наблюдаема, так как  $u \ll 1$ . К такому же выводу приводит применение традиционных критериев наблюдаемости линейных систем [2, 8].

По аналогии с [11, 12] имитируем шаг «непрямого» интегрирования уравнения (1) как шаг коррекции:

$$\Lambda_{n+1}^* = N_{n+1} \circ \Lambda_n^*, \quad (5)$$

где  $N_{n+1} = v_{0,n+1} + \mathbf{v}'_{n+1}$  — нормированный кватернион,  $v_{0,n+1}$  находится из условия нормировки. Результат операции (5) приводится к виду, подобному (2):

$$\Lambda_{n+1}^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_{n+1}) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1} = \mathbf{b}_J \mathbf{b}_J^T \boldsymbol{\mu}_n. \quad (6)$$

Как видно из (6), операция (5) устраняет составляющую ошибки  $\boldsymbol{\mu}_n$ , перпендикулярную к  $\mathbf{b}_{n+1}$ , и сохраняет неизменной составляющую, коллинеарную направлению вектора  $\mathbf{b}_{n+1}$ . Поскольку это направление постоянно в системе координат  $XYZ$ , названная вторая составляющая ошибки не подавляется после сколь угодно большого числа шагов (5). Из (6) следует

$$\mu_{1,n+1} = \mu_{2,n+1} = 0, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1} = \mu_{3n} \mathbf{b}_J. \quad (7)$$

Таким образом, координата  $\mu_{3n}$  ненаблюдаема по измерениям (3) и не устраняется коррекцией (5).

### ЗАМЕЩЕНИЕ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СОСТАВЛЯЮЩЕЙ

Согласно свойствам метода векторного согласования, вектор  $\boldsymbol{\mu}$  становится вполне наблюдаемым, если к его оцениванию вместе с  $\mathbf{b}$  привлекаются измерения другого вектора, не коллинеарного  $\mathbf{b}$ . Вслед за коррекцией по формуле (5) выполним на том же шаге дополнительную коррекцию по данным, имитирующим измерения отсутствующего гироскопического компонента орбитального гироскопа. Для наглядности

присвоим результатам вычислений по формуле (5) обозначения

$$\Lambda_{n+1}^{**} = \Lambda_n^* = (1 + \boldsymbol{\mu}_n^\times) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_n^\times = \boldsymbol{\mu}_{n+1}, \quad (8)$$

где  $\boldsymbol{\mu}_n^\times$  — остаточная ошибка  $\boldsymbol{\mu}_{n+1}$  из (6).

Пусть  $\mathbf{m}$  — единичный вектор оси  $Y$ ;  $\mathbf{m}_J = [0, 1, 0]^T$ . Далее полагаем, что система управления ориентацией КА удерживает трехгранник  $123$  в положении, близком к  $XYZ$ . На этом основании примем грубое приближение  $\mathbf{m}_E^* = [0, 1, 0]^T$ . На очередном шаге коррекции  $h$ , используя значение  $\Lambda_n^{**}$ , вычислим векторы  $\mathbf{m}_{n+1}^s = \Lambda_n^{**} \circ \mathbf{m}_E^* \circ \bar{\Lambda}_n^{**}$  и  $\boldsymbol{\alpha}'_{n+1} = 1/2 \mathbf{m}_{n+1}^s \times \mathbf{m}_J$ . Сформируем нормированный кватернион  $\Lambda = \alpha_0 + \boldsymbol{\alpha}'_{n+1}$ . По аналогии с (5) выполним операцию

$$\Lambda_{n+1}^{**} = \Lambda_{n+1} \circ \Lambda_n^{**}. \quad (9)$$

Значение  $\Lambda_{n+1}^{**}$  принимается в качестве модельной оценки кватерниона  $\Lambda_{n+1}$  в конце шага. По аналогии с (6)

$$\Lambda_{n+1}^{**} = (1 + \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times) \circ \Lambda_{n+1}, \quad \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times = \mathbf{m}_J \mathbf{m}_J^T \boldsymbol{\mu}_n^\times. \quad (10)$$

Из (10) следует, что формально операция (9) устраняет из  $\Lambda_{n+1}^{**}$  ошибку  $\boldsymbol{\mu}_n^\times$  с точностью до составляющей, коллинеарной  $\mathbf{m}_J$ . Очевидно,  $\mu_{1,n+1}^\times = 0, \mu_{3,n+1}^\times = 0, \boldsymbol{\mu}_{n+1}^\times = \mu_{2n}^\times \mathbf{m}_J$ . Но  $\mu_{2n}^\times = 0$  на основании (7), (8). Поэтому в результате операций (5), (9) оказывается  $\boldsymbol{\mu} = 0$ , и на основании (2) цель определения ориентации формально достигнута. В действительности необходимо поддерживать режим систематической коррекции с шагом  $h$  ввиду возмущающего влияния движений трехгранника  $123$  относительно  $XYZ$ .

Вместе с отказом от непосредственного интегрирования уравнения (1) отпадает потребность в показаниях измерителя угловой скорости.

Оценка угловой скорости трехгранника  $123$  относительно  $XYZ$  в интересах управления ориентацией КА с приемлемой точностью получается по формуле

$$\boldsymbol{\omega}_{E,n+1}^* = 2h^{-1} \mathbf{q}_{n+1}, \quad (11)$$

где  $\mathbf{q}_{n+1}$  — векторная часть кватерниона  $\bar{\Lambda}_n^* \circ \Lambda_{n+1}^*$ .

### МОДЕЛИРОВАНИЕ

Выполнено моделирование использования построителя вертикали при определении ориентации КА класса «микроспутник» в рамках его угловой стабилизации в «дежурном» режиме, до-

пускающем угловые отклонения трехгранника  $123$  от  $XYZ$  в пределах  $\pm 5^\circ$ . Цель моделирования состояла в проверке и демонстрации работоспособности и точности предложенной методики определения параметров ориентации КА.

Параметры фактического орбитального и углового движений объекта рассчитывались, как в работе [11], посредством численного интегрирования достаточно адекватных «контрольных» кинематических и динамических уравнений, включающих и уравнение (1). Угловая стабилизация КА производилась посредством тангажного маховика и магнитных исполнительных органов, управляемых по закону, сформулированному Д. В. Лебедевым [6]. Вектор геомагнитной индукции  $\mathbf{B}_E$ , используемый при реализации этого закона, находился по формуле  $\mathbf{B}_E = \bar{\Lambda}^* \circ \mathbf{B}_J \circ \Lambda^*$ , а вектор  $\mathbf{B}_J$  вычислялся с помощью представления геомагнитного потенциала по модели IGRF-10. При этом использовалось модельное решение упрощенных уравнений орбитального движения, корректируемое по сообщениям GPS через каждые 3000 с. Собственный магнитный момент исполнительных органов, а вместе с ним прилагаемые к объекту управляющие моменты, в 1.5–2.5 раз больше, чем при моделировании системы управления ориентацией КА с использованием показаний трехосного магнитометра в [11, 12]. Управляющие воздействия учитываются в контрольных уравнениях динамики углового движения. Полная управляемость решения уравнений орбитального движения КА по управляющим воздействиям, создаваемым магнитными исполнительными органами, показана в [5].

Для наглядности представления результирующих характеристик точности определения ориентации и угловой стабилизации преобразуем  $\Lambda$  в углы Эйлера — Крылова, задающие взаимное положение трехгранников  $XYZ$  и  $123$ : тангаж  $\vartheta$ , крен  $\varphi$  и рыскание  $\psi$  [13]. Модельные значения  $\Lambda^*$ ,  $\omega_{rE}^*$  для использования в законе управления вычислялись по формулам (5), (9), (11) с шагом  $h = 4$  с. С таким же шагом формировались показания построителя вертикали. Его ошибки имитировались поворотами вектора  $\mathbf{b}_E$  вокруг осей 1, 2, 3 на малые углы, реализуемые в виде гауссова случайного процесса со средним квадратичным отклонением  $1.5^\circ$ .

Цикл моделирования реализовался как серия из 100 однотипных вариантов. В начале каждого варианта значения  $\vartheta$ ,  $\varphi$ ,  $\psi$  вводились как случайные величины, равномерно распределенные в пределах  $\pm 90^\circ$ , и преобразовывались в начальное значение  $\Lambda$ . В подавляющем большинстве вариантов требуемый режим угловой стабилизации КА устанавливался в течение четырех-шести первых орбитальных витков. Это примерно вдвое дольше, чем при моделировании угловой стабилизации КА по показаниям магнитометра [11, 12]. Затем в процессе моделирования установившегося режима находились максимальные по абсолютной величине для данного варианта значения  $\vartheta$ ,  $\varphi$ ,  $\psi$  в градусах и максимальные по абсолютной величине координаты  $\omega_1$ ,  $\omega_2$ ,  $\omega_3$  вектора  $\omega_E$  в град/с. Наибольшие среди этих максимальных значений для всех 100 вариантов серии выводились в качестве вышеупомянутых характеристик совокупной точности на участке выполненного моделирования.

В строках 1–3 табл. 1 показаны названные характеристики точности, полученные в результате моделирования процессов определения ориентации и угловой стабилизации КА на промежутках длительности соответственно 2, 4 и 8 сут. Строка 4 показывает снижение результирующей точности определения ориентации и стабилизации вследствие ослабления управляющих воздействий, вызванного уменьшением собственного магнитного момента исполнительных органов вдвое. В двух последних строках представлены математические ожидания и средние квадратичные отклонения наибольших значений соответствующих параметров в каждом из 100 вариантов серии с моделированием процесса угловой стабилизации КА на промежутке 8 сут.

Точность собственно определения ориентации КА охарактеризуем вектором малой угловой ошибки  $\gamma_J = [\gamma_X, \gamma_Y, \gamma_Z]^T = 2\boldsymbol{\mu}$ , где  $\boldsymbol{\mu}$  вычисляется на основании (2). Максимальные по абсолютной величине значения  $\gamma_X, \gamma_Y, \gamma_Z$  в градусах во всех 100 вариантах серии моделирования находились подобно тому, как это сделано для показателей из табл. 1. Такие характеристики точности определения ориентации представлены в табл. 2.

Таблица 1. Наибольшие ошибки угловой стабилизации

Вариант	$\vartheta$ , град	$\varphi$ , град	$\psi$ , град	$\omega_1, 10^{-3}$ град/с	$\omega_2, 10^{-3}$ град/с	$\omega_3, 10^{-3}$ град/с
$t = 2$ сут	1.67	2.50	-2.73	6.1	3.5	-8.0
$t = 4$ сут	1.71	-3.86	3.90	-7.9	3.6	-8.3
$t = 8$ сут	1.81	-3.75	3.59	7.7	3.7	-9.8
Половинный магнитный момент	25.7	51.2	50.	-64	73	59
Среднее	1.7	2.7	2.7	6.1	3.4	7.3
Стандартное отклонение	0	0.4	0.3	0.50	0.11	0.78

Таблица 2. Наибольшие ошибки определения ориентации

Вариант	$\gamma_x$ , град	$\gamma_y$ , град	$\gamma_z$ , град
$t = 2$ сут	-2.48	0.04	-2.75
$t = 4$ сут	-3.85	0.08	-3.90
$t = 8$ сут	-3.94	0.09	-3.98
Половинный магнитный момент	-45.9	-11.9	-48.9

Сложности при реализации рассматриваемого способа определения ориентации КА могут возникнуть, если принцип действия и конструкция построителя вертикали предусматривают возможность получения его показаний лишь в условиях соблюдения некоторых ограничений на ориентацию КА в системе XYZ, например только когда ось  $Z$  обращена в сторону, противоположную Земле, и  $\mathbf{b}_E^T \mathbf{b}_j > 0$ . В условиях надежной сходимости оценок параметров ориентации и процесса угловой стабилизации КА показания построителя вертикали могут быть недоступны лишь на начальном этапе упомянутого процесса. Очевидный способ устранения этого препятствия — применение двух построителей вертикали. При моделировании с использованием одного прибора оказалось, однако, что нарушение упомянутых ограничений в условиях произвольных угловых движений объекта не вызывает заметного снижения точности определения ориентации и угловой стабилизации КА и лишь несколько замедляет сходимость оценок, если на время потери показаний построителя вертикали отключить управляющие моменты и возобновить их формирование, как только упомянутые показания снова окажутся доступными.

На рис. 1 представлены графически оценки средних квадратичных отклонений ошибок угловой стабилизации  $\vartheta$ ,  $\varphi$ ,  $\psi$  в течение 4 сут, полученные в одной из серий моделирования указанного выше режима определения ориентации КА с отключением управляющих моментов на время отсутствия показаний построителя вертикали. В верхней части рисунка показаны результаты, относящиеся к первым четырем периодам орбитального движения  $T \approx 5900$  с, в средней — на промежутке  $29.5T - 33.5T$ , в нижней — на промежутке  $55T - 59T$ . По оси абсцисс отсчитывается безразмерное время  $t/T$ . Заметно, как быстро начальные ошибки охарактеризованного выше уровня уменьшаются до единиц градусов и затем остаются в пределах  $4-5^\circ$ .

На рис. 2 таким же образом показаны средние квадратичные отклонения составляющих вектора относительной угловой скорости  $\omega_E$  в той же серии вариантов моделирования. В средней части этого рисунка значения, указанные по оси ординат, умножаются на  $10^{-3}$ . Хорошая сходимость и приемлемая точность процесса угловой стабилизации КА очевидны.

Итак, установленная возможность оценки параметров ориентации космического аппарата по показаниям единственного бортового чувствительного элемента — построителя вертикали — в условиях угловой стабилизации объекта есть нетривиальный факт, не отмеченный в доступных публикациях. Предложенный алгоритм, реализующий эту возможность, уступает алгоритму определения ориентации по измерениям трехосного магнитометра [11, 12] в сходимости оценок и экономии энергозатрат на поддержание

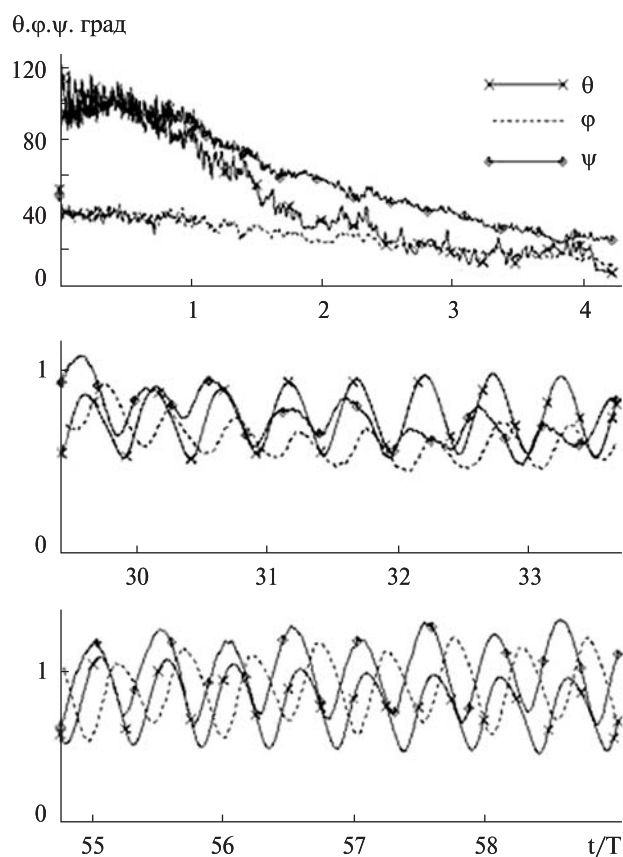


Рис. 1. Средние квадратичные отклонения угловых ошибок стабилизации

необходимого режима угловой стабилизации объекта, требует более частой GPS-коррекции параметров орбитального движения при угловой стабилизации КА с помощью магнитных исполнительных органов. Вместе с тем применение построителя вертикали как единственного прибора при определении ориентации КА имеет по сравнению с использованием трехосного магнитометра преимущества, которые состоят, в частности, в устранении ограничений, связанных с ослаблением геомагнитного поля по мере увеличения высоты орбиты, и исключения возмущающего влияния собственного магнитного поля объекта и его токонесущих устройств на точность измерений. В свете сказанного штатный бортовой прибор разнообразных КА — построитель вертикали — может в случае отказа магнитометра заменить его в функции единственного

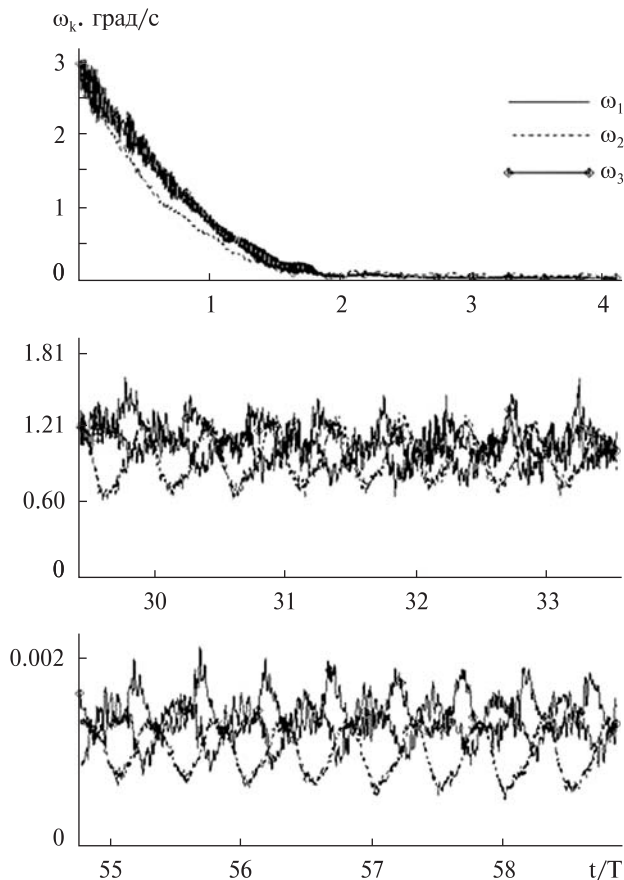


Рис. 2. Средние квадратичные отклонения ошибок стабилизации угловой скорости

источника информации для определения параметров углового движения в дежурном режиме.

1. Бесекерский В. А., Иванов В. А., Самокин Б. Б. Орбитальное гирокомпасирование. — СПб.: Политехника, 1993. — 256 с.
2. Браммер К., Зиффлинг Г. Фильтр Калмана — Бьюси. — М.: Наука, 1982. — 200 с.
3. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1973. — 320 с.
4. Гришин В. А. Задача создания построителей местной вертикали высокой точности и навигационных систем на основе визирования линии горизонта // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса. — 2012. — 9, № 3. — С. 108—114.
5. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Управление сферическим движением космического аппарата в магнитном поле Земли. Ч. II. Ориентация и стабилизация // Пробл. управления и информатики. — 1996. — № 3. — С. 5—18.

6. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Навигация и управление ориентацией малых космических аппаратов. — Киев: Наук. думка, 2006. — 298 с.
7. Липтон А. Выставка инерциальных систем на подвижном основании. — М.: Наука, 1971. — 167 с.
8. Ли Э. Б., Маркус Л. Основы теории оптимального управления. — М.: Наука, 1972. — 574 с.
9. Парусников Н. А., Морозов В. М., Борзов В. И. Задача коррекции в инерциальной навигации. — М.: Изд-во МГУ, 1982. — 174 с.
10. Ткаченко А. И. GPS-коррекция в задаче навигации низкоорбитального космического аппарата // Изв. РАН. Теория и системы управления. — 2009. — № 4. — С. 122—133.
11. Ткаченко А. И. Магнитная стабилизация космического аппарата и эффект компенсации информационных ошибок // Космич. исслед. — 2012. — 50, № 1. — С. 79—88.
12. Ткаченко А. И. Компактный алгоритм оценки параметров движения космического аппарата по показаниям магнитометра // Изв. РАН. Теория и системы управления. — 2013. — № 2. — С. 105—117.
13. Филиппов Ю. И. Эффективный алгоритм преобразования кватерниона ориентации ЛА в систему углов Эйлера — Крылова // Полет. — 2009. — № 6. — С. 32—35.
14. Potapenko Ye. M. Simplified linear-system restorability and controllability criteria and their application in robotics // J. Automation and Inform. Sci. — 1996. — 27, N 5-6. — P. 146—151.
8. Lee E. B., Markus L. Foundations of Optimal Control Theory, Transl. from Eng., 574 p. (Nauka, Moscow, 1972) [in Russian].
9. Parusnikov N. A., Morozov V. M., Borzov V. I. Correction task in the inertial navigation, 174 p. (MSU, Moscow, 1982) [in Russian].
10. Tkachenko A. I. GPS-correction in the problem of low-orbit spacecraft navigation. *J. Computer and Systems Sciences International*, No. 3, 122—133 (2009) [in Russian].
11. Tkachenko A. I. Magnetic stabilization of a spacecraft and the effect of compensation of information errors. *Cosmic Research*, 50 (1), 79—88 (2012) [in Russian].
12. Tkachenko A. I. Compact algorithm for estimating spacecraft motion parameters from magnetometer readings. *J. Computer and Systems Sciences International*, No. 2, 105—117 (2013) [in Russian].
13. Filippov Yu. I. Effective algorithm of transformation of a quaternion of FV-orientation in system of angles of Euler-Krylov. *Polet*, No. 6, 32—35 (2009) [in Russian].
14. Potapenko Ye. M. Simplified linear-system restorability and controllability criteria and their application in robotics. *J. Automation and Inform. Sci.*, 27 (5-6), 146—151 (1996).

Стаття надійшла до редакції 22.06.15

## REFERENCES

1. Besekerskiy V. A., Ivanov V. A., Samotokin B. B. The orbital gyrocompassing, 256 p. (Politehnika, St. Petersburg, 1993) [in Russian].
2. Brammer K., Siffing G. Kalman-Bucy Filters. 200 p. (Nauka, Moscow, 1982) [in Russian].
3. Branec V. N., Shmyglevskiy I. P. The use of quaternions in problems of solid-state orientation, 320 p. (Nauka, Moscow, 1973) [in Russian].
4. Grishin V. A. Development of High Precision Earth Sensors and Navigation Systems based on Horizon Line Observation. Current problems in remote sensing of the Earth from space, 9 (3), 108—114 (2012) [in Russian].
5. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Management of a spherical spacecraft motion in the magnetic field of the Earth. Part II. Orientation and stabilization. *Problems of Control and Informatics*, N 3, 5—18 (1996) [in Russian].
6. Lebedev D. V., Tkachenko A. I. Navigation and control of the orientation of small satellites, 298 p. (Nauk. dumka, Kiev, 2006) [in Russian].
7. Lipton A. Exhibition of the inertial systems on a movable base, 167 p. (Nauka, Moscow, 1971) [in Russian].

О. І. Ткаченко

Міжнародний науково-навчальний центр інформаційних технологій та систем Національної академії наук України і Міністерства освіти і науки України

## ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ЗА ДОПОМОГОЮ ПОБУДОВНИКА ВЕРТИКАЛІ

Показано можливість визначення орієнтації космічного апарата за єдиним типом інформації — результатами побудови місцевої вертикалі — в умовах кутової стабілізації об'єкта з прикладанням значних керуючих моментів.

**Ключові слова:** космічний апарат, побудовник вертикалі, орбітальний гірокомпас, визначення орієнтації, кутова стабілізація.

A. I. Tkachenko

International Research and Training Center for Information Technologies and Systems of the National Academy of Sciences of Ukraine and Ministry of Education and Science of Ukraine

## ATTITUDE DETERMINATION OF A SPACECRAFT USING A VERTICAL SENSOR

We show a possibility of a spacecraft attitude determination using the only source of information — a local vertical reference frame — in a condition of the vehicle's angular stabilization by means of considerable control torques.

**Key words:** spacecraft, vertical sensor, orbital gyrocompass, attitude determination, angular stabilization.