

**А. А. Косов**, канд. физ.-мат. наук, вед. науч. сотр., aakosov@yandex.ru,

**С. А. Ульянов**, канд. техн. наук, науч. сотр., sau@icc.ru,

Институт динамики систем и теории управления СО РАН, Иркутск

## Об определении ориентации и стабилизации космического аппарата с помощью наблюдателя состояния<sup>1</sup>

*Рассматривается задача определения углового положения космического аппарата в режиме точной ориентации в орбитальной системе координат по данным гироскопического измерителя вектора угловой скорости и датчика местной вертикали. Предложен подход к решению этой задачи с помощью наблюдателя состояния, построенного по кинематическим уравнениям. Численным моделированием подтверждена работоспособность предложенного наблюдателя при использовании его выходных переменных в системе стабилизации в орбитальной системе координат. Рассмотрена также двойственная задача определения компонент вектора угловой скорости по измерениям углов ориентации с помощью высокоточных звездных датчиков.*

**Ключевые слова:** космический аппарат, ориентация, неполное измерение, наблюдатель состояния, управление, стабилизация

### Введение

Для космических аппаратов (КА) с длительными сроками функционирования, таких как спутники связи, актуальной задачей является разработка резервных способов поддержания точной трехосной ориентации в ситуациях, когда нет возможности использовать в канале управления данные измерений полного вектора состояния [1]. В таких случаях обычно применяются наблюдатели состояния для асимптотического оценивания (восстановления) недоступных измерению компонент вектора состояния и последующего использования полученной оценки в канале обратной связи [2]. Другой подход может основываться на привлечении дополнительной информации о текущей ориентации КА, получаемой с использованием радиосигналов [1, 3].

В данной статье рассматривается задача асимптотического оценивания трех недоступных прямому измерению углов ориентации КА в режиме точной ориентации в орбитальной системе координат с помощью наблюдателя состояния. В уравнениях наблюдателя используются данные с гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС) и данные с датчика местной вертикали. Заметим, что для современных версий этих приборов характерны следующие точностные характеристики (по данным, соответственно, из работ [4] и [5]): для ГИВУС — порядка  $0,001^\circ/\text{ч}$  и для построителя местной вертикали — порядка  $3'$ . В статье предложены коэффициенты обратной связи для уравнений наблюдателя, обеспечивающие затухание ошибки.

<sup>1</sup> Работа выполнена при частичной поддержке РФФИ (проекты № 13-08-00948 и № 15-08-06680).

Работоспособность предложенного наблюдателя проверена численным моделированием замкнутой системы стабилизации для спутника с упругими элементами.

Рассмотрена также в некотором смысле двойственная задача определения компонент вектора угловой скорости для случая отказа ГИВУС по измерениям углов ориентации с помощью высокоточных звездных датчиков. Здесь в отличие от работы [2], где предлагается на каждом шаге дискретизации строить по громоздким формулам наблюдатель состояния, можно обойтись вычислением производных от измеряемых углов, используя аппроксимацию.

### 1. Определение углов ориентации с помощью построения наблюдателя состояния с использованием гироскопического измерителя вектора угловой скорости и построителя местной вертикали

#### 1.1. Постановка задачи

Кинематические уравнения углового движения КА вокруг центра масс возьмем в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\psi}{dt} &= \frac{\omega_1 \cos\theta - \omega_2 \sin\theta + \Omega \cos\varphi \sin\varphi}{\cos\varphi}; \\ \frac{d\varphi}{dt} &= \omega_1 \sin\theta + \omega_2 \cos\theta - \Omega \sin\psi; \\ \frac{d\theta}{dt} &= \omega_3 + (\omega_2 \sin\theta - \omega_1 \cos\theta) \operatorname{tg}\varphi - \\ &- \Omega \cos\psi \left( \cos\varphi + \frac{\sin^2\varphi}{\cos\varphi} \right). \end{aligned} \quad (1)$$

Здесь  $\psi(t)$ ,  $\varphi(t)$  и  $\theta(t)$  — значения углов ориентации по рысканью, крену и тангажу в момент времени  $t$ , они показывают положение связанной системы координат относительно орбитальной;  $\omega_1(t)$ ,  $\omega_2(t)$  и  $\omega_3(t)$  — проекции вектора угловой скорости на оси связанной системы координат;  $\Omega$  — орбитальная угловая скорость. Предполагается, что спутник движется по круговой орбите с известным периодом обращения порядка 90 мин, чему соответствуют значения орбитальной угловой скорости порядка  $\Omega = 0,001$ . Режиму точной ориентации соответствуют значения  $\psi(t) \equiv 0$ ,  $\varphi(t) \equiv 0$ ,  $\theta(t) \equiv 0$ ,  $\omega_1(t) \equiv 0$ ,  $\omega_2(t) \equiv 0$  и  $\omega_3(t) \equiv \Omega$ . Считается, что реальное движение происходит в окрестности режима точной ориентации с малыми отклонениями.

Компоненты вектора угловой скорости  $\omega_1(t)$ ,  $\omega_2(t)$  и  $\omega_3(t)$  полагаются доступными непосредственному измерению с помощью гироскопического измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС). Результат измерения, выдаваемый ГИВУС, будем обозначать  $\bar{\omega}_1(t)$ ,  $\bar{\omega}_2(t)$  и  $\bar{\omega}_3(t)$ . Пусть в составе бортовой измерительной аппаратуры имеется также построитель местной вертикали, с помощью которого можно измерять  $\bar{y}_1(t)$ ,  $\bar{y}_2(t)$  и  $\bar{y}_3(t)$  проекции вектора направления на центр Земли (т.е. вектора центр масс спутника — центр Земли) на оси связанной системы координат. В орбитальной системе координат вектор направления на центр Земли известен и является в случае круговой орбиты постоянным:  $Y_1(t) \equiv 0$ ,  $Y_2(t) \equiv 0$  и  $Y_3(t) \equiv -1$ . Обозначим этот вектор  $Y = \text{col}(0 \ 0 \ -1)$ . Наша задача состоит в том, чтобы по поступающим с ГИВУС измерениям  $\bar{\omega}_1(t)$ ,  $\bar{\omega}_2(t)$  и  $\bar{\omega}_3(t)$  и поступающим от построителя местной вертикали измерениям  $\bar{y}_1(t)$ ,  $\bar{y}_2(t)$  и  $\bar{y}_3(t)$  восстановить значения текущих углов ориентации  $\psi(t)$ ,  $\varphi(t)$  и  $\theta(t)$ .

### 1.2. Решение задачи с помощью наблюдателя состояния

Для решения поставленной задачи будем строить наблюдатель состояния по кинематическим уравнениям (1), которые выполняются точно. Любой вектор, имеющий в орбитальной системе координат заданные компоненты  $Z = \text{col}(z_1 \ z_2 \ z_3)$ , в связанной системе координат будет иметь компоненты  $M(\psi, \varphi, \theta)Z$ , где  $M(\psi, \varphi, \theta)$  есть  $(3 \times 3)$ -матрица перехода. Поскольку переход от орбитальной системы координат к связанной осуществляется тремя последовательными поворотами соответственно на углы тангажа, рысканья и крена, то получаем

$$M(\psi, \varphi, \theta) = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\psi & -\sin\psi & -\sin\theta\cos\psi \\ \cos\theta\cos\psi\sin\varphi - \sin\varphi\sin\theta & \cos\varphi\cos\psi & -\sin\theta\cos\psi\sin\varphi - \sin\varphi\cos\theta \\ \cos\theta\sin\psi\sin\varphi + \cos\varphi\sin\theta & \sin\varphi\cos\psi & -\sin\theta\sin\psi\sin\varphi + \cos\varphi\cos\theta \end{bmatrix}$$

Вместо точного значения вектора  $y(t) = M(\psi(t), \varphi(t), \theta(t))Y$  по показаниям построителя местной вертикали будет выдаваться вектор с компонентами  $\bar{y}_1(t)$ ,  $\bar{y}_2(t)$  и  $\bar{y}_3(t)$ , поэтому именно его и следует

использовать в обратной связи для наблюдателя состояния. Уравнения наблюдателя возьмем в виде

$$\begin{aligned} \frac{d\hat{\psi}}{dt} &= \frac{\bar{\omega}_1\cos\hat{\theta} - \bar{\omega}_2\sin\hat{\theta} + \Omega\cos\hat{\psi}\sin\hat{\varphi}}{\cos\hat{\varphi}} + k_{11}(\hat{y}_1(t) - \bar{y}_1(t)) + k_{12}(\hat{y}_2(t) - \bar{y}_2(t)) + k_{13}(\hat{y}_3(t) - \bar{y}_3(t)); \\ \frac{d\hat{\varphi}}{dt} &= \bar{\omega}_1\sin\hat{\theta} + \bar{\omega}_2\cos\hat{\theta} - \Omega\sin\hat{\psi} + k_{21}(\hat{y}_1(t) - \bar{y}_1(t)) + k_{22}(\hat{y}_2(t) - \bar{y}_2(t)) + k_{23}(\hat{y}_3(t) - \bar{y}_3(t)); \\ \frac{d\hat{\theta}}{dt} &= \bar{\omega}_3 + (\bar{\omega}_2\sin\hat{\theta} - \bar{\omega}_2\cos\hat{\theta})\text{tg}\hat{\varphi} - \Omega\cos\hat{\psi} \left( \cos\hat{\varphi} + \frac{\sin^2\hat{\varphi}}{\cos\hat{\varphi}} \right) + k_{31}(\hat{y}_1(t) - \bar{y}_1(t)) + k_{32}(\hat{y}_2(t) - \bar{y}_2(t)) + k_{33}(\hat{y}_3(t) - \bar{y}_3(t)). \end{aligned}$$

Здесь вектор  $\hat{y}(t) = \text{col}(\hat{y}_1(t) \ \hat{y}_2(t) \ \hat{y}_3(t))$  выражается через известный вектор  $Y$  и компоненты фазового вектора уравнений наблюдателя  $\hat{y}(t) = M(\hat{\psi}(t), \hat{\varphi}(t), \hat{\theta}(t))Y$ .

Введем обозначения для ошибок определения углов ориентации наблюдателем:  $\varepsilon_1(t) = \hat{\psi}(t) - \psi(t)$ ,  $\varepsilon_2(t) = \hat{\varphi}(t) - \varphi(t)$ ,  $\varepsilon_3(t) = \hat{\theta}(t) - \theta(t)$ . Запишем уравнения ошибки наблюдателя в линеаризованном в окрестности режима точной ориентации виде

$$\begin{aligned} \frac{d\varepsilon}{dt} &= \\ &= \begin{bmatrix} -k_{11}Y_2 + k_{12}Y_1 & \Omega - k_{12}Y_3 + k_{13}Y_2 & -k_{11}Y_3 + k_{13}Y_1 \\ -\Omega - k_{21}Y_2 + k_{22}Y_1 & -k_{22}Y_3 + k_{23}Y_2 & -k_{21}Y_3 + k_{23}Y_1 \\ -k_{31}Y_2 + k_{32}Y_1 & -k_{32}Y_3 + k_{33}Y_2 & -k_{31}Y_3 + k_{33}Y_1 \end{bmatrix} \varepsilon. \end{aligned}$$

С учетом равенств  $Y_1(t) \equiv 0$ ,  $Y_2(t) \equiv 0$  и  $Y_3(t) \equiv -1$  получаем

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega + k_{12} & k_{11} \\ -\Omega & k_{22} & k_{21} \\ 0 & k_{32} & k_{31} \end{bmatrix} \varepsilon.$$

Матрицу обратной связи в уравнениях наблюдателя выберем следующим образом:

$$K = \begin{bmatrix} 0 & 10 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \end{bmatrix}. \quad (3)$$

Тогда линеаризованные уравнения ошибки наблюдателя примут вид

$$\frac{d\varepsilon}{dt} = \begin{bmatrix} 0 & \Omega + 10 & 0 \\ -\Omega & -1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \end{bmatrix} \varepsilon.$$

Для значения орбитальной угловой скорости  $\Omega = 0,001163552835$  (соответствует периоду обращения

ния 90 мин) корни характеристического уравнения получаются отрицательными:  $-1$ ;  $-0,9882$ ;  $-0,01177$ . Значит, такой выбор коэффициентов обратной связи в наблюдателе должен гарантировать асимптотическое исчезновение ошибки определения углов ориентации.

### 1.3. Проверка работоспособности наблюдателя моделированием

Проверку работоспособности предложенного наблюдателя углов ориентации проводили на модели упругого космического аппарата из работы [6] при тех же самых исходных данных. Для стабилизации КА в режиме точной ориентации за основу брались пропорционально-дифференцирующий (ПД) закон регулирования (по углу и угловой скорости). Первоначально в предположении, что углы ориентации  $\psi(t)$ ,  $\phi(t)$  и  $\theta(t)$  измеряются непосредственно и используются в обратной связи, синтез коэффи-

циентов ПД регулятора по критерию минимума ошибки стабилизации был выполнен с помощью пакета программ "ВФЛ-Редуктор" [7], реализующего технологию строгого анализа и синтеза нелинейных систем управления на основе сублинейных ВФЛ [8, 9]. При синтезе учитывались: неопределенности параметров КА, погрешности датчиков и исполнительных органов, нелинейности их характеристик, а также ограничения на управляющие воздействия. Типичные переходные процессы по углам ориентации и компонентам вектора угловой скорости полученной замкнутой системы управления (без использования наблюдателя) представлены соответственно на рис. 1 и 2.

Затем была рассмотрена ситуация, когда изменения углов ориентации отсутствуют. При этом для стабилизации в режиме точной ориентации применялся тот же самый ПД регулятор, коэффициенты которого были синтезированы с помощью

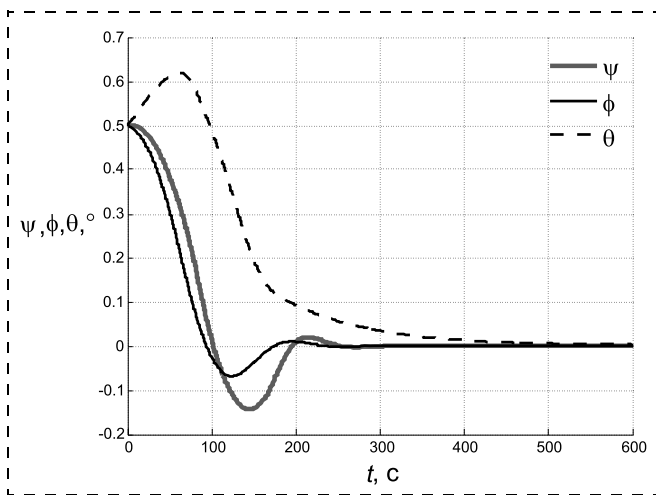


Рис. 1. Переходные процессы по углам рысканья  $\psi$  (толстая линия), крена  $\phi$  (тонкая линия) и тангажа  $\theta$  (штрихованная линия) в режиме точной ориентации для системы с измеряемыми углами ориентации (т. е. без использования наблюдателя состояния)

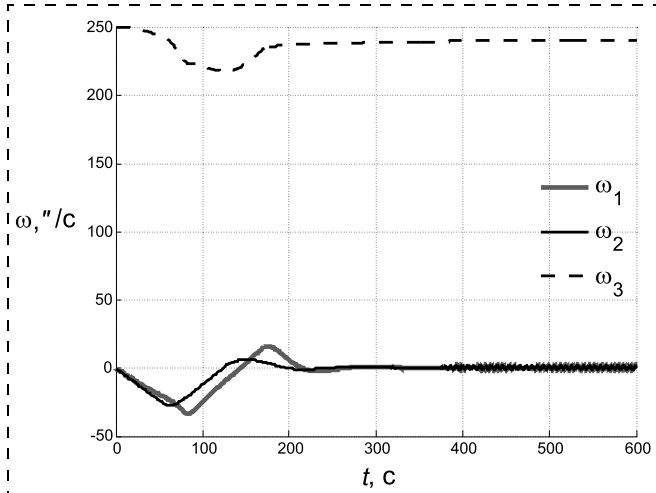


Рис. 2. Переходные процессы по компонентам вектора угловой скорости в режиме точной ориентации для системы с измерением углов ориентации (т. е. без использования наблюдателя состояния)

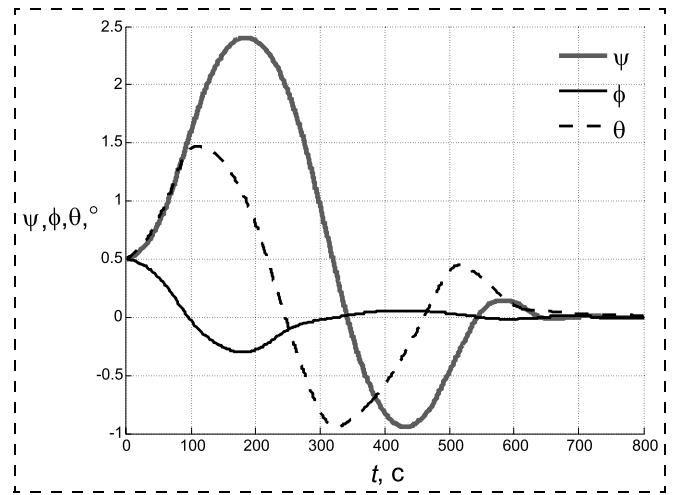


Рис. 3. Переходные процессы по углам в режиме точной ориентации для системы с наблюдателем состояния, коэффициенты которого получены модальным синтезом

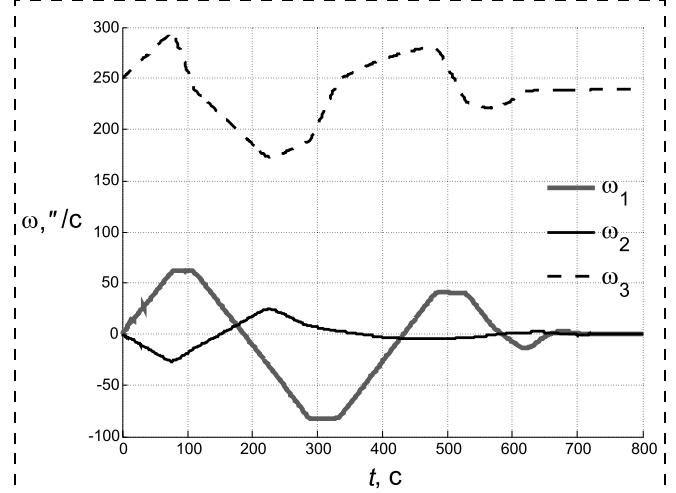


Рис. 4. Переходные процессы по компонентам вектора угловой скорости в режиме точной ориентации для системы с наблюдателем, коэффициенты которого получены модальным синтезом

пакета программ "ВФЛ-Редуктор". Вместо недоступных измерению углов ориентации в канале обратной связи были использованы выходные переменные уравнений наблюдателя. Рассмотрены два варианта выбора коэффициентов наблюдателя: посредством модального синтеза и с использованием пакета программ "ВФЛ-Редуктор".

В первом варианте была использована матрица коэффициентов наблюдателя, задаваемая равенством (3). Для системы управления с таким наблюдателем переходные процессы по углам ориентации и угловым скоростям представлены на рис. 3 и 4. Соответствующие кривые изменения ошибок наблюдателя показаны на рис. 5.

В случае использования пакета "ВФЛ-Редуктор" найденные ранее параметры алгоритма управления фиксировались, а в качестве синтезируемых параметров выбирали элементы матрицы коэффициен-

тов наблюдателя. Как и прежде, синтез проводили по критерию минимума ошибки стабилизации КА. Результаты численного моделирования синтезированной системы управления с наблюдателем представлены на рис. 6—8.

Таким образом, компьютерное моделирование подтверждает работоспособность системы стабилизации в режиме точной ориентации при невозможности измерения углов ориентации и использовании наблюдателя состояния, построенного на основе измерений ГИВУС и направления на центр Земли в связанной системе координат. При этом полученные с использованием пакета программ коэффициенты наблюдателя обеспечивают более быструю сходимость к нулю ошибок наблюдения, и, как следствие, уменьшают длительность переходных процессов по основным переменным состояния системы управления.

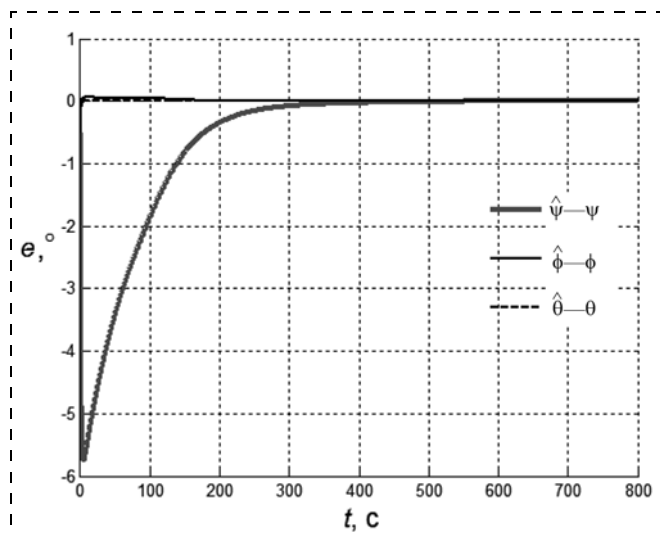


Рис. 5. Кривые изменения ошибок наблюдения для системы с наблюдателем, коэффициенты которого получены модальным синтезом

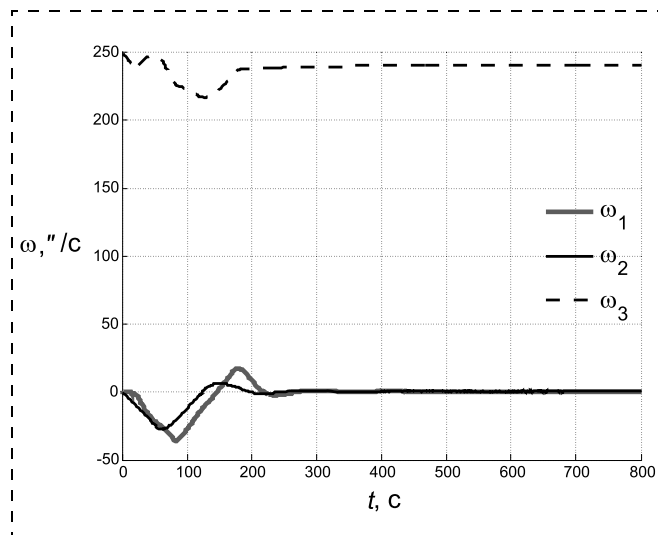


Рис. 7. Переходные процессы по компонентам вектора угловой скорости в режиме точной ориентации для системы с наблюдателем, коэффициенты которого синтезированы пакетом программ "ВФЛ-Редуктор"

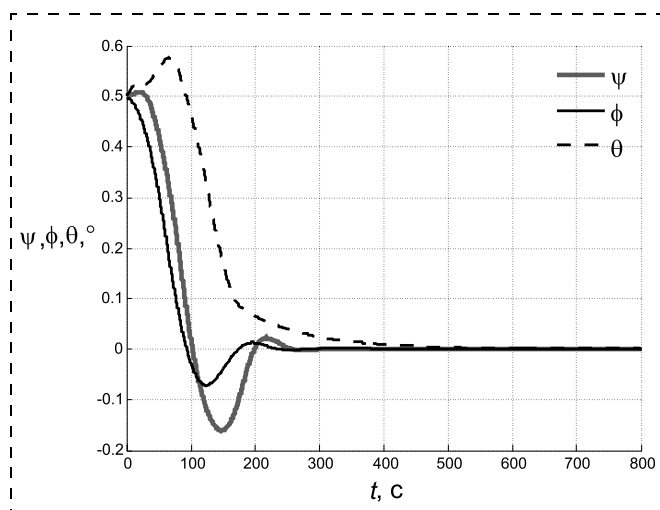


Рис. 6. Переходные процессы по углам в режиме точной ориентации для системы с наблюдателем, коэффициенты которого синтезированы с использованием пакета программ "ВФЛ-Редуктор"

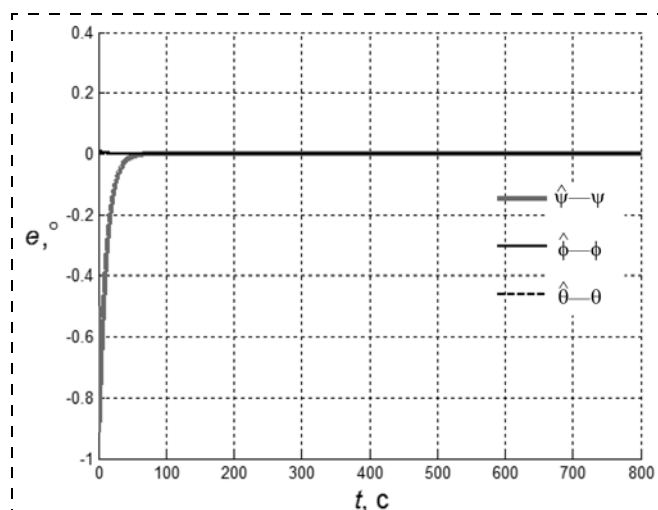


Рис. 8. Кривые изменения ошибок наблюдения для системы с наблюдателем, коэффициенты которого синтезированы пакетом программ "ВФЛ-Редуктор"

## 2. Об определении компонент вектора угловой скорости космического аппарата по измерениям углов ориентации

В этом разделе обсудим задачу, которая является в определенном смысле двойственной по отношению к рассмотренной выше задаче определения ориентации. Точную постановку задачи приведем в соответствии с работой [2], где рассматривались следующие уравнения:

$$\begin{aligned}\dot{\gamma} &= \omega_x + \operatorname{tg}\psi(\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma); \\ \dot{\vartheta} &= \frac{1}{\cos\psi}(\omega_y \sin\gamma + \omega_z \cos\gamma); \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned}\dot{\psi} &= \omega_y \cos\gamma - \omega_z \sin\gamma; \\ J_x \dot{\omega}_x + (J_z - J_y)\omega_y \omega_z &= M_x; \\ J_y \dot{\omega}_y + (J_x - J_z)\omega_x \omega_z &= M_y; \\ J_z \dot{\omega}_z + (J_y - J_x)\omega_x \omega_y &= M_z. \end{aligned} \quad (5)$$

Здесь  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  — проекции вектора абсолютной угловой скорости аппарата на оси связанной системы координат; правые части уравнений (5)  $M_x, M_y, M_z$  суть проекции вектора управляющего момента на те же оси;  $J_x, J_y, J_z$  — главные центральные моменты инерции КА;  $\gamma, \vartheta, \psi$  — углы крена, тангажа и курса, которые считаются доступными непосредственному измерению, в отличие от проекций вектора угловой скорости  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , которые полагаются не измеряемыми. Требуется разработать способ определения текущих значений угловых скоростей  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$  по измеренным значениям углов ориентации  $\gamma, \vartheta, \psi$ .

В работе [2] для решения данной задачи было предложено строить наблюдатель состояния на основе пошаговой линеаризации полной нелинейной системы уравнений (4), (5) и построения для каждого шага соответствующего линейного наблюдателя. Отметим, что для реальных спутников правые части уравнений (5) не сводятся только к управляющему моменту, а содержат еще слагаемые, зависящие от дополнительных компонент вектора состояния, соответствующих вектору упругих деформаций [3]. Так как эти "упругие" координаты вектора состояния обычно непосредственному измерению не доступны, то построение наблюдателя состояния способом, указанным в работе [2], может оказаться затруднительным. Поэтому приведем альтернативный вариант решения изучавшейся в работе [2] задачи, основанный на использовании только точно известных кинематических уравнений (4).

Из уравнений (4) легко находим

$$\begin{aligned}\omega_x &= \dot{\gamma} - \dot{\vartheta} \sin\psi, \\ \omega_y &= \dot{\vartheta} \cos\psi \sin\gamma + \dot{\psi} \cos\gamma, \\ \omega_z &= \dot{\vartheta} \cos\psi \cos\gamma - \dot{\psi} \sin\gamma. \end{aligned} \quad (6)$$

Таким образом, задача свелась к вычислению в режиме реального времени производных  $\dot{\gamma}, \dot{\vartheta}, \dot{\psi}$  от углов ориентации  $\gamma, \vartheta, \psi$  по данным их измерений.

Современные астродатчики выдают измерения углов ориентации с высокой частотой и точностью [10], разработаны надежные и быстродействующие алгоритмы сглаживания данных измерений с помощью аппроксимации обычными и тригонометрическими полиномами [11]. Используя символическое дифференцирование аппроксимирующих полиномов, по формулам (6) можно вычислять текущие значения компонент вектора угловой скорости. В качестве примера нами рассматривались уравнения (4), (5) с теми же самыми значениями моментов инерции и начальными условиями, что и в работе [2]. При этом предполагалось, что управляющий момент выбирается по принципу обратной связи [12] так, чтобы обеспечить асимптотическую устойчивость решения  $\omega_x = \omega_y = 0, \omega_z = \Omega = 5 \cdot 10^{-4}$  рад/с для системы (5). В канале обратной связи вместо недоступных измерению истинных значений угловых скоростей использовались их приближенные значения, вычисляемые по формулам (6).

На рис. 9 сплошной жирной линией показана кривая изменения составляющей  $\omega_z$  истинного вектора угловой скорости  $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ , и тонкой ломаной линией показана соответствующая кривая, вычисленная по формулам (6). Период съема информации об углах ориентации считался равным  $h = 0,25$  с, точность измерения (КВО) принималась равной  $1'$ , аппроксимирующий полином строился методом наименьших квадратов по восьми последовательным измерениям, непосредственно предшествующим текущему моменту.

Для других двух компонент вектора угловой скорости кривые аналогичны. Как видно из рис. 9, компоненты вектора угловой скорости восстанавливаются по формулам (6) достаточно хорошо. Поскольку точность измерения для реальных приборов типа БОКЗ-2М существенно выше  $1'$  и составляет доли угловой секунды [10], то и восстановление угловых скоростей по таким измерениям будет происходить существенно точнее. Например, при точности измерения углов в  $1''$  тонкая кривая на рис. 9

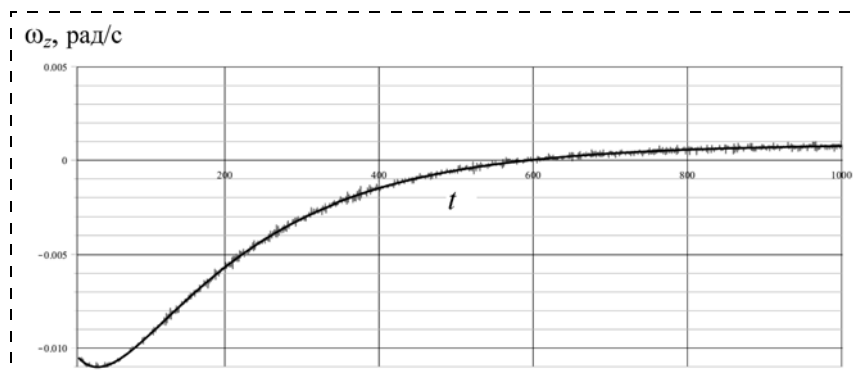


Рис. 9. Кривая изменения компоненты  $\omega_z$  вектора угловой скорости (гладкая жирная линия) и ее аппроксимация на основе (6) по измерениям углов ориентации (тонкая ломаная линия, создающая "дрожание" вокруг жирной линии)

просто сливается с жирной и становится незаметной. Средняя ошибка определения угловой скорости расчетом по формулам (6) при этом составляет около  $0,01^\circ/\text{ч}$ , что уже сопоставимо с точностью прямых измерений угловой скорости с помощью ГИВУС [4].

### Заключение

В статье предложен подход к решению задачи определения углового положения КА в режиме точной ориентации в орбитальной системе координат по данным гироскопического измерителя вектора угловой скорости и построителя местной вертикали, основанный на применении наблюдателя состояния.

Заметим, что предложенный подход может успешно применяться для решения задач ориентации и стабилизации и в других подобных ситуациях, когда орбита спутника не является круговой, когда вместо датчика местной вертикали используется солнечный датчик и т.д.

### Список литературы

1. **Бранец В. Н., Платонов В. Н., Сумароков А. В., Тимаков С. Н.** О стабилизации спутника связи, несущего маховики, без использования датчиков углов и угловых скоростей // Известия РАН. Теория и системы управления. 2008. № 1. С. 106—116.

2. **Зубов И. Е., Микрин Е. А., Олейник А. С., Рябченко В. Н.** Алгоритмы синтеза линейных наблюдателей для нелинейных динамических систем // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 5. С. 3—16.

3. **Акуленко Л. Д., Крылов С. С., Марков Ю. Г., Тун Тун Вин, Филиппова А. С.** Динамика космического аппарата с упругими и диссипативными элементами в режиме ориентации // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 5. С. 106—115.

4. URL: [http://www.tsenki.com/production\\_technologies/hiroscopic/control\\_syst\\_ems/gyroscopic\\_angular\\_velocity\\_meters/](http://www.tsenki.com/production_technologies/hiroscopic/control_syst_ems/gyroscopic_angular_velocity_meters/)

5. URL: <http://geofizika-cosmos.ru/napravleniya-deyatelnosti/optiko-elektronnye-pribory-orientacii-i-navigacii-kosmicheskikh-apparatov/test-3.html>

6. **Козлов Р. И.** Применение вектор-функции Ляпунова для исследования точности гироскопической стабилизации космического аппарата // Прямой метод в теории устойчивости и его приложения. Ред. В. М. Матросов, Л. Ю. Анапольский. Новосибирск: Наука. 1981. С. 179—195.

7. **Козлов Р. И., Банщиков А. В., Ульянов С. А., Хмельнов А. Е.** Программный модуль для качественного исследования непрерывно-дискретных динамических систем ВФЛ-РЕДУКТОР-НД. Свидетельство об офиц. регистрации программы для ЭВМ № 2007613833 от 07.09.2007.

8. **Абдуллин Р. З., Анапольский Л. Ю., Земляков А. С.** и др. Метод векторных функций Ляпунова в теории устойчивости. М.: Наука, 1987. 312 с.

9. **Матросов В. М., Козлов Р. И., Матросова Н. И.** Теория устойчивости многокомпонентных нелинейных систем. М.: Физматлит, 2007. 184 с.

10. URL: [http://www.iki.rssi.ru/fofo/page\\_navig.html](http://www.iki.rssi.ru/fofo/page_navig.html)

11. **Аванесов Г. А., Красиков В. А., Никитин А. В., Сазонов В. В.** Оценка точности определения параметров ориентации осей системы координат астроизмерительного прибора БОКЗ-М по экспериментальным данным // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2010. № 74. 37 с. URL: <http://library.keldysh.ru/preprint.asp?id=2010-74>.

12. **Зубов В. И.** Проблема устойчивости процессов управления. Л.: Судостроение, 1980. 256 с.

## On Spacecraft Attitude Determination and Stabilization Using State Observers

**A. A. Kosov**, [aakosov@yandex.ru](mailto:aakosov@yandex.ru), **S. A. Ul'yanov**, [sau@icc.ru](mailto:sau@icc.ru),

Institute for System Dynamics and Control Theory of Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, 664033, Irkutsk, Russian Federation

Corresponding author: **Kosov Alexander A.**, Ph. D., Leader Researcher, Institute for System Dynamics and Control Theory of Siberian Branch of Russian Academy of Sciences, Irkutsk, 664033, Russian Federation, e-mail: [aakosov@yandex.ru](mailto:aakosov@yandex.ru)

Received on November 05, 2015

Accepted on November 16, 2015

*For spacecrafts with long operational life, the development of reserve ways for maintaining exact three-axis orientation, when there is no opportunity to use measurements of the full state vector, is a topical problem. In such cases, state observers are usually applied for asymptotic estimation (restoration) of unmeasured components of the state vector and subsequent use of the received estimations in the feedback path. In this article, we consider the problem of asymptotic estimation of the three angles of orientation, which are inaccessible to direct measurement, in the fine orientation mode in the orbital reference system by means of a state observer. Data from the gyroscopic angular velocity measuring device and from the sensor of a local vertical are used in the observer equations. Feedback coefficients for the observer, which provide attenuation of the estimation error, are obtained. Efficiency of the observer is validated by numerical simulation of the control system with the observer designed for a satellite with elastic elements. For the case of failure of the gyroscopic angular velocity measuring device, we also consider the problem of determination of angular velocity vector components on the basis of measurements of the angles of orientation obtained from high-precision star sensors. Here, the state observer is proposed to compute derivatives of the measured angles via polynomial approximation of measurements by using the method of least squares.*

**Keywords:** spacecraft, orientation, observer of a state, asymptotic estimation, control, stabilization.

**Acknowledgement:** The work was partially supported by the RFBR (project № 13-08-00948 and № 15-08-06680).

For citation:

**Kosov A. A., Ul'yanov S. A.** On Spacecraft Attitude Determination and Stabilization Using State Observers, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2016, vol. 17, no. 4, pp. 267—273.

DOI: 10.17587/mau/17. 267-273

### References

1. **Branets V. N., Platonov V. N., Sumarokov A. V., Timakov S. N.** O stabilizatsii sputnika svyazi, nesushchego makhoviki, bez ispol'zovaniya datchikov uglov i uglovyykh skorostei (Stabilization of a Wheel Carrying Communication Satellite without Angle and Angular Velocity Sensors), *Journal of Computer and System Sciences International*, 2008, Vol. 47, No. 1, pp. 118—128.

2. Zubov I. E., Mikrin E. A., Oleinik A. S., Ryabchenko V. N. *Algoritmy sinteza lineinykh nabljudatelei dlja nelineinykh dinamicheskikh sistem* (Algorithms for the Synthesis of Observers for Nonlinear Dynamic Systems), *Journal of Computer and System Sciences International*, 2014, Vol. 53, No. 5, pp. 623–635.

3. Akulenko L. D., Krylov S. S., Markov Yu. G., Win T. T., Filippova A. S. *Dinamika kosmicheskogo apparata s uprugimi i dissipativnymi elementami v regime orientacii* (Dynamics of Spacecraft with Elastic and Dissipative Elements in the Attitude Control Mode), *Journal of Computer and System Sciences International*, 2014, Vol. 53, No. 5, pp. 723–732.

4. available at: [http://www.tsenki.com/production\\_technologies/hirosopic/control\\_systems/gyroscopic\\_angular\\_velocity\\_meters/](http://www.tsenki.com/production_technologies/hirosopic/control_systems/gyroscopic_angular_velocity_meters/)

5. available at: <http://geofizika-cosmos.ru/napravleniya-deyatelnosti/optiko-elektronnye-pribory-orientacii-i-navigacii-kosmicheskikh-apparatov/test-3.html>

6. Kozlov R. I. *Primenenie vektor-funkcii Ljapunova dlja issledovaniya tochnosti giroskopicheskoi stabilizacii kosmicheskogo apparata* (Application of vector Lyapunov functions to investigation of accuracy of gyroscopic stabilization of a spacecraft), *Direct method in the theory of stability and its application*, V. M. Matrosov, L. Yu. Anapol'sky Ed., Novosibirsk, Nauka, 1981, pp. 179–195 (in Russian).

7. Kozlov R. I., Bانشchikov A. V., Ul'yanov S. A., Khmel'nov A. E. *Programmyj moduV dlja kachestvennogo issledovaniya nepreryvno-dis-*

*kretnyh dinamicheskikh sistem VFL-REDUKTOR-ND* (Software for qualitative analysis of discrete-continuous dynamical systems VLF-Reductor-DC), *Certificate of Official Registration of Computer Program* no. 2007613833, 07.09.2007 (in Russian).

8. Abdullin R. Z., Anapolsky L. Yu., Voronov A. A., Zemljakov A. S., Kozlov R. I., Malikov A. I., Matrosov V. M. *Metod vektornykh funkciij Ljapunova v teorii ustojchivosti* (Vector Lyapunov functions method in stability theory), Moscow, Nauka, 1987, 312 p. (in Russian).

9. Matrosov V. M., Kozlov R. I., Matrosova N. I. *Teoriya ustojchivosti mnogokomponentnykh nelinejnykh sistem* (Theory of stability of multicomponent nonlinear systems), Moscow, Fizmatlit, 2007, 184 p. (in Russian).

10. available at: [http://www.iki.rssi.ru/oyo/page\\_navig.html](http://www.iki.rssi.ru/oyo/page_navig.html) (in Russian).

11. Avanesov G. A., Krasikov V. A., Nikitin A. V., Sazonov V. V. *Ocenka tochnosti opredelenija parametrov orientacii osej sistemy koordinat astroizmeritel'nogo pribora BOKZ-M po jeksperimental'nym dannym* (Accuracy estimation of determining attitude of coordinate systems of the star sensor BOKZ-M by experimental data), available at <http://library.keldvsh.ru/prepnnt.asp?id=2010-74> (in Russian).

12. Zubov V. I. *Problema ustojchivosti processov upravlenija* (Stability problem for control processes), Leningrad, Sudostroenie, 1980, 256 p. (in Russian).

УДК 004.9:621.396.96

DOI: 10.17587/mau.17.273-281

**А. Б. Филимонов**, д-р техн. наук, проф., [filimon\\_ab@mail.ru](mailto:filimon_ab@mail.ru),  
**Фам Фыонг Кыонг**, стажер, [cuongbkedu@yahoo.com](mailto:cuongbkedu@yahoo.com),  
МГТУ МИРЭА

## Методы формирования информативных признаков радиолокационных дальностных портретов воздушных целей

Обсуждается проблема автоматического распознавания воздушных целей на основе анализа их радиолокационных дальностных портретов. Рассматриваются и решаются вопросы конструирования информативных признаков в системах распознавания, представляющих морфологические, геометрические и вейвлетные характеристики дальностных портретов.

**Ключевые слова:** распознавание воздушных целей, радиолокационные дальностные портреты, формирование информативных признаков, морфологические, геометрические и вейвлетные признаки

Радиолокация решает задачи радиолокационного наблюдения — обнаружение объектов (целей) и определение их местоположения и параметров движения в пространстве с помощью радиотехнических средств и методов [1, 2]. Устройствами такого назначения являются радиолокационные станции (РЛС). В области активной радиолокации с пассивным ответом объект облучается радиоволнами, посылаемыми РЛС, в результате чего возникают отраженные от него сигналы. Завершающим этапом радиолокационного наблюдения является распознавание целей. Оно осуществляется на основе анализа характеристик эхо-сигналов при их обработке в РЛС.

Одно из актуальных направлений в теории и практике автоматического распознавания протяженных воздушных целей связано с анализом их радиолокационных дальностных портретов (ДП), называемых в англоязычной литературе "range profile". Современное состояние данной области исследований представляют работы [3–15].

Процедура радиолокационного распознавания включает последовательное решение двух задач. Первая задача состоит в формировании классификационных признаков по данным радиолокационного наблюдения, позволяющих отличать радиолокационные объекты друг от друга. Вторая задача — идентификация объектов наблюдения по совокупности полученных признаков.

Надежность распознавания в значительной мере зависит от выбора системы классификационных признаков объектов наблюдения. В настоящей статье исследуются вопросы конструирования морфологических, геометрических и вейвлетных характеристик ДП воздушных целей для решения задач радиолокационного распознавания.

В выполненных исследованиях использовалась программа моделирования ДП воздушных целей "Backscattering simulation", разработанная Я. Д. Ширманом и его сотрудниками [16].