

УДК 681.518.5

**Н. В. Ефименко**

Науково-виробниче підприємство ХАРТРОН-ЮКОМ, Запоріжжя

## **ВЗАИМНАЯ ПРИВЯЗКА ВНУТРЕННИХ СИСТЕМ КООРДИНАТ АСТРОДАТЧИКОВ В ЗАДАЧЕ ВЫСОКОТОЧНОГО ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

---

*Рассматривается вопрос взаимной угловой привязки внутренних систем координат астродатчиков в задаче высокоточного определения ориентации космического аппарата. Привязка осуществляется путем сравнения расчетных и измеренных угловых расстояний между звездами, опознанными в датчиках, взаимное положение которых определяется. При построении алгоритма использовался гарантированный подход к решению задачи оценивания состояния динамической системы. Получена модель измерений взаимного углового положения внутренних систем координат и построен регуляризованный эллипсоидальный наблюдатель для оценки кватерниона, который определяет взаимное угловое положение внутренних систем координат. Приведены результаты численного моделирования предложенного алгоритма.*

---

### **ВВЕДЕНИЕ**

Расчет ориентации летательных аппаратов по звездам используется на практике уже несколько десятков лет. Вследствие того что положения звезд известны достаточно хорошо, использование их в качестве ориентиров позволяет с высокой точностью рассчитать ориентацию космического аппарата (КА). Для определения ориентации космического аппарата с помощью звезд в состав его системы управления должен входить астродатчик. Астродатчик визирует звезды, находящиеся в его поле зрения, и выдает направления на них относительно своей внутренней системы координат (ВСК). Измерительная информация о звезде подается на вход алгоритма опознавания, который ставит в соответствие измеренной звезде каталожную звезду. Далее алгоритм расчета ориентации, используя соответствие между визируемыми и каталожными звездами, рассчитывает ориентацию КА относительно инерциальной системы координат.

Имеются различные методы определения ориентации по звездам. В работе [8] обсуждается метод SMART получения ориентации КА по двум

звездам и расчет погрешности получаемой ориентации. Предлагаемый метод сложен, так как решается нелинейная система уравнений, в которой получаются два решения, одно из которых ложное; оно устраняется дополнительными математическими расчетами. В ряде работ обсуждается расчет ориентации КА по совокупности звезд. В работах [7, 9] рассматриваются методы определения ориентации КА с использованием фильтра Калмана. В работе [10] рассматривается алгоритм оценки ориентации КА, стабилизированного вращением, на базе солнечного и звездного датчиков. Определение ориентации осей КА осуществляется путем усреднения вспомогательных ориентаций, рассчитанных по различным парам визируемых объектов. Расчет ориентации по совокупности измеренных звезд может вестись с помощью нелинейных алгоритмов, примером которых может служить итерационный метод [5].

Основными недостатками всех этих алгоритмов определения ориентации является то, что погрешность определения ориентации обратно пропорциональна синусу угла между единичными векторами направления на звезды. Очевидно, что этот угол не превышает углового размера поля зрения астродатчика. Современные

---

© Н. В. ЕФИМЕНКО, 2013

астродатчики имеет сравнительно небольшое поле зрения, порядка 10–25° и поэтому погрешность расчета ориентации по звездам, попавшим в поле зрения одного астродатчика, достаточно велика. Для устранения этого недостатка на борту КА устанавливают два и более астродатчика, и ориентация рассчитывается по всем звездам, попавшим в поле зрения этих астродатчиков. При этом угол между направлениями на звезды из разных астродатчиков может достигать несколько десятков градусов, что значительно повышает точность определения ориентации. При таком подходе точность определения ориентации в основном определяется точностью взаимной привязки внутренних систем координат астродатчиков. В связи с этим для получения высокой точности определения ориентации в состав системы определения ориентации должен входить алгоритм взаимной привязки внутренних систем координат, обеспечивающий привязку с погрешностью в несколько секунд. В данной работе рассматриваются вопросы построения такого алгоритма.

#### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Пусть на борту КА имеется два астродатчика АД1 и АД2. Астродатчики установлены таким образом, что угол между их оптическими осями равен  $\alpha$  и удовлетворяет условию  $\alpha \geq 2 \cdot \chi$ , где  $\chi$  — угловой размер поля зрения астродатчика. Свяжем с ПЗС-матрицами астродатчиков правые ортогональные внутренние системы координат  $P_1$  и  $P_2$ . Взаимное положение базисов  $P_1$  и  $P_2$  определим кватернионом  $Q_{P_2P_1}$ , задающем переход от базиса  $P_2$  к базису  $P_1$ . Значение кватерниона  $Q_{P_2P_1}$  точно не известно, но имеется его оценка  $\hat{Q}_{P_2P_1}$ , которая связана с кватернионом  $Q_{P_2P_1}$  соотношением

$$Q_{P_2P_1} = \hat{Q}_{P_2P_1} \circ E, \quad (1)$$

где  $E$  — кватернионное представление ошибки взаимной привязки базисов  $P_1$  и  $P_2$ ,  $\circ$  — операция кватернионного умножения. Будем полагать, что в первом астродатчике опознано  $m_1$ , во втором —  $m_2$  звезд, и каждый астродатчик в момент времени  $t_k$  выдает следующую информацию:

- оценку  $\hat{Q}_{IP_i}$  ( $i = 1, 2$ ) кватерниона перехода  $Q_{IP_i}$  от инерциальной системы координат  $I$  к своей внутренней системе координат  $P_i$ ;
- измеренные координаты  $\tilde{\mathbf{r}}_{P_1j_1}$ , ( $j_1 = 1, 2, \dots, m_1$ ) и  $\tilde{\mathbf{s}}_{P_2j_2}$ , ( $j_2 = 1, 2, \dots, m_2$ ) единичных направлений на опознанные звезды относительно своих внутренних систем координат  $P_1$  и  $P_2$  соответственно;
- каталожные направления  $\mathbf{r}_{j_1}$  и  $\mathbf{s}_{j_2}$  на опознанные звезды относительно инерциальной системы координат  $I$ .

Измерения производятся с погрешностями  $\delta \mathbf{r}_{P_1j_1}$  и  $\delta \mathbf{s}_{P_2j_2}$ . О погрешностях измерений известно лишь то, что они удовлетворяют условиям

$$\|\delta \mathbf{r}\|_{P_1j_1}^2 \leq \delta_r^2,$$

$$\|\delta \mathbf{s}\|_{P_2j_2}^2 \leq \delta_s^2,$$

где скаляры  $\delta_r$  и  $\delta_s$  полагаются заданными. Требуется по измеренным и каталожным единичным векторам направления на звезды найти оценку  $\hat{E}$  ошибки взаимной привязки базисов  $P_1$  и  $P_2$ .

#### РЕШЕНИЕ ПОСТАВЛЕННОЙ ЗАДАЧИ

Пусть  $\mathbf{s}_{P_1j_2}$  ( $j_2 = 1, 2, \dots, m_2$ ) — проекции векторов  $\mathbf{s}_{P_2j_2}$  на оси базиса  $P_1$ . Для единичных векторов  $\mathbf{s}_{P_1j_2}$  можно записать следующие соотношения:

$$\mathbf{s}_{P_1j_2} = \bar{Q}_{P_2P_1} \circ \mathbf{s}_{P_2j_2} \circ Q_{P_2P_1} \quad (2)$$

В выражении (2) чертой сверху обозначен сопряженный кватернион.

Кватернион  $Q_{P_2P_1}$  связан с кватернионом  $\hat{Q}_{P_2P_1}$  соотношением (1). Кватернион  $E$  является кватернионом малого поворота, и поэтому представим в виде

$$E = 1 + \frac{1}{2} \boldsymbol{\varepsilon}, \quad (3)$$

где

$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \end{pmatrix}$$

— вектор малого поворота. Подставив соотношения (1) и (3) в выражения (2), с точностью до величин второго порядка малости получим

$$\mathbf{s}_{P_1j_2} - \hat{\mathbf{s}}_{P_1j_2} = \hat{\mathbf{s}}_{P_1j_2} \times \boldsymbol{\varepsilon}. \quad (4)$$

В выражении (4)

$$\hat{\mathbf{s}}_{P1j2} = \overline{\hat{Q}}_{P2P1} \circ \mathbf{s}_{P2j2} \circ \hat{Q}_{P2P1}. \quad (5)$$

Пусть  $n = \min(m1, m2)$ . Найдем скалярные произведения единичных векторов  $\mathbf{r}_{P1l}$  и  $\mathbf{s}_{P1l}$  ( $l=1, 2, \dots, n$ ). Получим

$$\mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \mathbf{s}_{P1l} - \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \hat{\mathbf{s}}_{P1l} = \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot (\hat{\mathbf{s}}_{P1l} \times \boldsymbol{\varepsilon}). \quad (6)$$

Так как скалярное произведение векторов не зависит от системы координат, то

$$\mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \mathbf{s}_{P1l} = \mathbf{r}_{ll}^T \cdot \mathbf{s}_{ll}. \quad (7)$$

Подставив соотношение (7) в выражение (6), получим систему  $n$  линейных алгебраических уравнений относительно вектора малого поворота  $\boldsymbol{\varepsilon}$ :

$$\mathbf{r}_{ll}^T \cdot \mathbf{s}_{ll} - \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \hat{\mathbf{s}}_{P1l} = \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \mathbf{F}(\hat{\mathbf{s}}_{P1l}) \boldsymbol{\varepsilon}. \quad (8)$$

В выражении (8) матрица

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) = \begin{pmatrix} 0 & x_3 & x_2 \\ x_3 & 0 & -x_1 \\ -x_2 & x_1 & 0 \end{pmatrix}$$

представляет собой линейный кососимметрический оператор векторного произведения, определяемый равенством

$$\mathbf{F}(\mathbf{x}) \cdot \mathbf{y} = \mathbf{x} \times \mathbf{y}.$$

Введем обозначения

$$z_l = \mathbf{r}_{ll}^T \cdot \mathbf{s}_{ll} - \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \hat{\mathbf{s}}_{P1l}, \quad (9)$$

$$h_l = \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \mathbf{F}(\hat{\mathbf{s}}_{P1l}). \quad (10)$$

Тогда изменение во времени вектора малого поворота  $\boldsymbol{\varepsilon}$  с учетом того, что он в первом приближении является величиной постоянной, можно описать следующей линейной дискретной системой:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{k+1} &= \boldsymbol{\varepsilon}_k, \\ \mathbf{Z}_k &= \mathbf{H}_k \boldsymbol{\varepsilon}_k, \end{aligned} \quad (11)$$

$$\mathbf{H}_k = \begin{pmatrix} h_1 \\ h_2 \\ \vdots \\ h_n \end{pmatrix}, \quad \mathbf{Z}_k = \begin{pmatrix} z_1 \\ z_2 \\ \vdots \\ z_n \end{pmatrix}. \quad (12)$$

Исследуем наблюдаемость этой системы. Согласно [6] матрица наблюдаемости для системы (11) имеет вид

$$\mathbf{P}_n = \begin{pmatrix} \mathbf{H}_k \\ \mathbf{H}_{k+1} \\ \mathbf{H}_{k+2} \end{pmatrix}.$$

Для того чтобы система была наблюдаемой, необходимо и достаточно, чтобы ранг матрицы  $\mathbf{P}_n$  был равен трем, т. е. матрица  $\mathbf{P}_n$  имела три линейно независимые строки. Обозначим через  $\mathbf{h}_{v_i}$  ( $i=1, 2, 3$ ) три произвольно выбранных строки из пространства строк матрицы  $\mathbf{P}_n$ . Рассмотрим матрицу

$$\mathbf{P}_v = \begin{pmatrix} \mathbf{h}_{v_1} \\ \mathbf{h}_{v_2} \\ \mathbf{h}_{v_3} \end{pmatrix}.$$

Определитель этой матрицы равен объему пирамиды, построенной на векторах  $\mathbf{h}_{v_1}^T$ ,  $\mathbf{h}_{v_2}^T$ ,  $\mathbf{h}_{v_3}^T$ . Следовательно, система (11) будет наблюдаемой, если для любого момента времени  $t_k$  среди векторов  $\mathbf{h}_l^T$  ( $l=1, 2, \dots, n$ ) имеется три вектора, лежащие в несовпадающих плоскостях. Геометрически это значит, что среди опознанных звезд имеется три звезды, единичные векторы направлений на которые образуют трехгранную пирамиду с основанием, определяемым угловым расстоянием между звездами.

Для векторов  $\tilde{\mathbf{r}}_{P1j1}$ ,  $\tilde{\mathbf{s}}_{P2j2}$  и векторов  $\mathbf{r}_{P1j1}$ ,  $\mathbf{s}_{P2j2}$  справедливы соотношения

$$\tilde{\mathbf{r}}_{P1j1} = \mathbf{r}_{P1j1} + \delta \mathbf{r}_{P1j1},$$

$$\tilde{\mathbf{s}}_{P2j2} = \mathbf{s}_{P2j2} + \delta \mathbf{s}_{P2j2}.$$

В связи с этим вместо точного значения вектора  $z_l$  мы имеем его оценку

$$\hat{z}_l = \mathbf{r}_{ll}^T \cdot \mathbf{s}_{ll} - \tilde{\mathbf{r}}_{P1l}^T \cdot \tilde{\mathbf{s}}_{P1l} = z_l + \delta z_l,$$

где

$$\tilde{\mathbf{s}}_{P1l} = \overline{\tilde{Q}}_{P2P1} \circ \tilde{\mathbf{s}}_{P2l} \circ \hat{Q}_{P2P1},$$

$$\delta z_l = -\delta \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \mathbf{s}_{P1l} - \mathbf{r}_{P1l}^T \cdot \delta \mathbf{s}_{P1l},$$

$$\delta \mathbf{s}_{P1l} = \overline{\tilde{Q}}_{P2P1} \circ \delta \mathbf{s}_{P2l} \circ \hat{Q}_{P2P1}.$$

Из-за наличия погрешностей измерений матрица  $\mathbf{h}_l$  также неизвестна, но для нее справедлива оценка

$$\hat{\mathbf{h}}_l = \tilde{\mathbf{r}}_{P1l}^T \cdot \mathbf{F}(\tilde{\mathbf{s}}_{P1l}) = \mathbf{h}_l + \delta \mathbf{h}_l,$$

$$\delta \mathbf{h}_l = \tilde{\mathbf{r}}_{P1l}^T \cdot \mathbf{F}(\delta \mathbf{s}_{P1l}).$$

В силу того, что погрешности  $\delta \mathbf{r}_{p_{l+1}}$  и  $\delta \mathbf{s}_{p_{2l}}$  ограничены, то будут ограниченными и погрешности  $\delta z_l$  и  $\delta \mathbf{h}_l$ . Они согласно постановке задачи будут удовлетворять неравенствам

$$\delta z_l^2 \leq \delta_r^2 + \delta_s^2,$$

$$\|\delta \mathbf{h}_l\|^2 \leq \delta_r^2 + \delta_s^2.$$

Таким образом, модель наблюдаемого процесса имеет вид

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{k+1} &= \boldsymbol{\varepsilon}_k, \\ \hat{\mathbf{Z}}_k &= \hat{\mathbf{H}}_k \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_k + \delta \mathbf{Z}_k, \\ \hat{\mathbf{H}}_k &= \mathbf{H}_k + \delta \mathbf{H}_k, \\ \delta \mathbf{H}_k &= \begin{pmatrix} \delta h_1 \\ \delta h_2 \\ \vdots \\ \delta h_n \end{pmatrix}, \quad \delta \mathbf{Z}_k = \begin{pmatrix} \delta z_1 \\ \delta z_2 \\ \vdots \\ \delta z_n \end{pmatrix}. \end{aligned}$$

Для определения вектора малого поворота  $\boldsymbol{\varepsilon}$  применим алгоритм построения регуляризованной эллипсоидальной оценки вектора состояния дискретной динамической системы по неполным скалярным измерениям [1–4]. Этот алгоритм имеет следующий вид:

$$\begin{aligned} 1 &= 1, 2, \dots, n \\ \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k+1,l+1} &= \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k,l} + \beta_{l+1} \mathbf{K}_{l+1} \tilde{z}_{l+1} \\ \tilde{z}_{l+1} &= \hat{z}_{l+1} - \hat{\mathbf{h}}_{l+1} \hat{\boldsymbol{\varepsilon}}_{k,l} \\ \mathbf{R}_{k+1,l+1} &= \rho_l (\mathbf{R}_{kl} - \beta_{l+1} \mathbf{K}_{l+1} \hat{\mathbf{h}}_{l+1} \hat{\mathbf{R}}_{k,l+1}), \\ \mathbf{K}_{l+1} &= \mathbf{R}_{kl} \hat{\mathbf{h}}_{l+1}^T \sigma_{l+1}^{-2}, \\ \sigma_{l+1}^2 &= \hat{\mathbf{h}}_{l+1} \mathbf{R}_{kl} \hat{\mathbf{h}}_{l+1}^T \\ \beta_{l+1} &= \begin{cases} 0, & |\tilde{z}_{l+1}| \leq \delta, \\ 1 - \frac{\delta}{|\tilde{z}_{l+1}|}, & |\tilde{z}_{l+1}| > \delta, \\ \frac{1}{1 + \mu \cdot \sigma_{l+1}^{-1}}, & |\tilde{z}_{l+1}| > \delta, \end{cases} \\ \rho_{l+1} &= 1 + \beta_{l+1} \tilde{z}_{l+1}^2 \sigma_{l+1}^{-2}. \end{aligned}$$

Здесь  $\boldsymbol{\varepsilon}_{k+1,l+1}$  — вектор состояния системы в момент времени  $t_{k+1}$  после обработки скалярного

измерения  $\hat{z}_{l+1}$ ,  $\delta^2 \geq \delta z_l^2$  и  $\mu \geq \|\delta \mathbf{h}_l\|$  — параметры настройки фильтра,  $\mathbf{R}_{k+1,l+1}$  — положительно определенная матрица, определяющая геометрию эллипсоида ошибки оценивания в момент времени  $t_{k+1}$  после обработки  $l+1$  скалярного измерения. Использование указанного подхода позволило получить высокие технические характеристики алгоритма взаимной привязки внутренних систем координат двух астродатчиков.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРЕДЛОЖЕННОГО АЛГОРИТМА

Для проверки работоспособности предложенного алгоритма было проведено численное моделирование. Моделировался процесс определения взаимной привязки внутренних систем координат двух астродатчиков АД1 и АД2, установленных на спутнике. Взаимное расположение астродатчиков было выбрано таким образом, что расчетный угол  $\alpha$  между их оптическими осями был равен  $66^\circ$ . Вектор  $\boldsymbol{\varepsilon}$  погрешности установки датчиков на борту был выбран следующим:

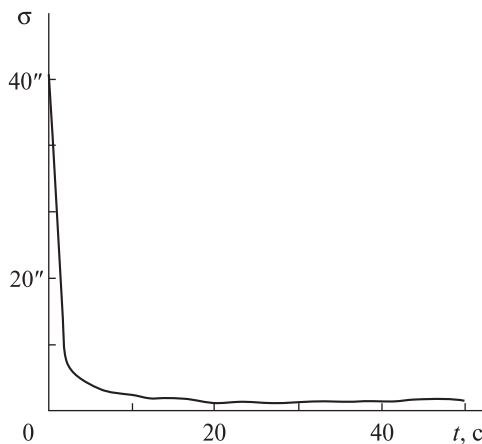
$$\boldsymbol{\varepsilon} = \begin{pmatrix} 1 \\ -0.5 \\ 1.5 \end{pmatrix} \cdot \frac{\pi}{180 \cdot 60}.$$

При моделировании использовалась следующая модель астродатчика:

$$\begin{aligned} i &= 1, 2, \dots, m, \\ \mathbf{r}_p &= \begin{pmatrix} \cos(\alpha_i) \sin(\beta_i) \\ \sin(\alpha_i) \sin(\beta_i) \\ \cos(\beta_i) \end{pmatrix}, \\ \mathbf{r}_l &= \mathbf{Q}_{lP} \circ \mathbf{r}_p \circ \bar{\mathbf{Q}}_{lP}, \\ \alpha_i &= a_1 + (b_1 - a_1) \cdot \xi_{1i}, \\ \beta_i &= a_2 + (b_2 - a_2) \cdot \xi_{2i}, \\ \tilde{\mathbf{r}}_p &= \begin{pmatrix} \cos(\tilde{\alpha}_i) \sin(\tilde{\beta}_i) \\ \sin(\tilde{\alpha}_i) \sin(\tilde{\beta}_i) \\ \cos(\tilde{\beta}_i) \end{pmatrix}, \\ \tilde{\alpha}_i &= \alpha_i + \delta \alpha_i, \\ \tilde{\beta}_i &= \beta_i + \delta \beta_i, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \delta\alpha_i &= \delta\alpha_0 + k \cdot f_{1i}, \\ \delta\beta_i &= \delta\beta_0 + k \cdot f_{2i}, \\ \widehat{Q}_{IP} &= Q_{IP} \circ E, \\ E &= \left(1, \frac{\mathbf{e}}{2}\right), \mathbf{e} \in R^3, \\ \mathbf{e} &= \mathbf{e}_0 + \mathbf{k}_e \cdot f_e. \end{aligned}$$

Здесь тильдой обозначены измеренные значения,  $m$  — количество опознанных звезд,  $\mathbf{r}_{pi}$  — единичный вектор направления на  $i$ -ю звезду, заданный проекциями на оси внутренней системы координат  $P$ ;  $\alpha_i, \beta_i$  — углы, определяющие положение единичного вектора направления на звезду во внутренней системе координат;  $a_1, b_1, a_2, b_2$  — константы, определяющие поле зрения астродатчика;  $\delta\alpha_0, \delta\beta_0$  — постоянные составляющие ошибок измерения единичного вектора направления на  $i$ -ю звезду,  $\mathbf{e}_0$  — постоянная ошибка вычисления оценки ориентации по звездам, попавшим в поле зрения астродатчика;  $\xi_{1i}, \xi_{2i}$  — равномерно распределенные случайные числа в интервале  $[0, 1]$ ;  $f_i, f_{1i}, f_{2i}, f_e$  — случайные числа, распределенные по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и средним квадратичным отклонением, равным 1,  $k$  — средняя квадратичная погрешность измерений проекций единичного вектора направления на  $i$ -ю звезду, попавшую в поле



Норма  $\sigma$  вектора ошибки взаимной привязки внутренних систем координат астродатчиков

зрения астродатчика,  $\mathbf{k}_e$  — средняя квадратичная погрешность вычисления оценки ориентации по звездам, попавшим в поле зрения.

Численные значения параметров модели были следующими:

$$\begin{aligned} a_1 &= \pi, \quad b_1 = -\pi, \\ a_2 &= \pi/(180 \cdot 17), \quad b_2 = -\pi/(180 \cdot 17), \\ k &= \pi/(180 \cdot 3600 \cdot 2), \\ \mathbf{k}_e &= \begin{pmatrix} 45 \\ 45 \\ 6 \end{pmatrix} \cdot \pi/(180 \cdot 3600), \\ \delta\alpha_0 &= \delta\beta_0 = 1 \cdot \pi/(180 \cdot 3600), \\ \mathbf{e}_0 &= \begin{pmatrix} -5 \\ 5 \\ -5 \end{pmatrix} \cdot \pi/(180 \cdot 3600). \end{aligned}$$

При моделировании полагалось, что в первом астродатчике опознано пять звезд, во втором — десять звезд. На рисунке приведен график изменения во времени нормы вектора погрешности взаимной привязки астродатчиков, построенный по результатам моделирования предложенного алгоритма. Видно, что предлагаемый алгоритм обеспечивает высокую точность привязки внутренних систем координат.

### ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложен алгоритм взаимной привязки внутренних систем координат астродатчиков. Алгоритм основан на гарантированном подходе к решению задач оценивания, при котором оцениваемые величины и погрешности измерений задаются множествами своих значений (множествами неопределенности). Решение задачи оценивания при этом сводится к построению некоторых множеств, гарантированно содержащих неизвестный вектор состояния системы. Приведены результаты численного моделирования предложенного алгоритма, которые показали очень высокие технические характеристики алгоритма взаимной привязки внутренних систем координат двух астродатчиков. Алгоритм может быть применен при разработке высокоточных систем определения ориентации.

1. Ефименко Н. В. Исследование устойчивости эллипсоидальных наблюдателей // Вестник Харьков. гос. политехнического ун-та. — 1999. — № 55. — С. 16—18.
2. Ефименко Н. В., Луценко Н. В. Построение регуляризованных эллипсоидальных оценок в задаче определения вектора состояния линейной дискретной системы с многомерным выходом // Радиотехника Информатика Управління. — 2006. — № 2. — С. 157—161.
3. Ефименко Н. В., Новиков А. К. Способ построения регуляризованных эллипсоидальных наблюдателей // 4-я укр. конф. з автоматичного управління «Автоматика 97». — Черкаси: ЧІТІ, 1997. — Т. 4. — С. 83.
4. Ефименко Н. В., Новиков А. К. Регуляризованные эллипсоидальные наблюдатели и их применение в задаче определения ориентации космического аппарата // Проблемы управления и информатика. — 1998. — № 6. — С. 145—155.
5. Катаргин М. Ю. Алгоритм среднеквадратичной оценки ориентации космических аппаратов и его погрешности // Космич. исслед.— 1986.—24, вып. 6. — С. 826—830.
6. Сейдж Э. П., Уайт Ч. С. III. Оптимальное управление системами. — М.: Радио и связь, 1982. — 392 с.
7. Junkins J., White C., Turner J. Star Pattern Recognition for Real Time Determination // J. Astronautical Sci.— 1977.— 25, N 3. — P. 251—270.
8. Rupert P. SMART — A three-axis stabilized attitude reference technique // J. Spacecraft and Rockets. — 1971. — 8. — P. 1195—1201.
9. Strikwerda T. E. Real time spacecraft attitude determination by star pattern recognition // AIAA Paper. — 1979. — N 79. — P. 0254.
10. Woerkom V., Sonnenschein F. Spacecraft attitude measurement using the ESA starmapper // ESA J. — 1980. — 4, N 3.— P. 287—294.

Стаття надійшла до редакції 14.11.13

М. В. Єфіменко

#### ВЗАЄМНЕ ПРИВ'ЯЗУВАННЯ ВНУТРІШНІХ СИСТЕМ КООРДИНАТ АСТРОДАВАЧІВ У ЗАДАЧІ ВИСОКОТОЧНОГО ВИЗНАЧЕННЯ ОРІЄНТАЦІЇ КОСМІЧНОГО АПАРАТА

Розглянуто питання взаємного кутового прив'язування внутрішніх систем координат астродавачів у задачі високоточного визначення орієнтації космічного апарата. Прив'язування здійснюється шляхом порівняння розрахункової та вимірної кутової відстані між зірками, розпізнаними в давачах, взаємне положення яких визначається. При побудові алгоритму використовувався гарантований підхід до вирішення задачі оцінювання стану динамічної системи. Отримано модель вимірювань взаємного кутового положення внутрішніх систем координат і побудовано регуляризований еліпсоїдальний спостерігач для оцінки кватерніона, який визначає взаємне кутове положення внутрішніх систем координат. Наведено результати чисельного моделювання запропонованого алгоритму.

N. V. Efimenko

#### MUTUAL RELATIONS OF INTERNAL COORDINATE SYSTEMS OF STAR SENSORS IN THE PROBLEM OF ACCURATE DETERMINATION OF SPACECRAFT ORIENTATION

We consider the problem of estimating the relative angular position of internal coordinate systems of star sensors for accurate determination of spacecraft orientation. The relative angular position of the internal systems is determined by the comparison of calculated and measured angular distances between stars which were identified with the star sensors. Our algorithm to determine the relative angular position uses guaranteed approach to solving the problem of estimating the state of a dynamic system. A model to determine the relative angular position of internal coordinate systems was developed. Based on the model, a regularized ellipsoidal observer was build for estimating the quaternion determining the relative angular position of the internal coordinate systems. Our results of simulations of the algorithm are given.