

3.. Grabovij P.G., Manuhina L.A. Planirovanie razvitija zemel'no-imushhestvennogo kompleksa goroda s uchetom razlichnyh konceptual'nyh zadach // Integracija, partnerstvo i innovacii v stroitel'noj nauke i obrazovanii: sbornik dokladov Mezhdunar. nauch. konf. – M., 2013. – S. 494-498.

4. Manuhina L.A. Racional'noe planirovanie zemel'nogo kompleksa gorodov // Nedvizhimost': jekonomika, upravlenie. – 2012. – № 2. – S. 64-67.

5. Manuhina O.A., Korotkova E.M. Sovremennye tendencii gradostroitel'noj politiki v g. Moskve // Sovremennaja nauka: aktual'nye problemy i puti ih reshenija. – 2015. – № 6 (19). – S. 95-98.

6. Samosudova N.V., Varskaja T.V. Fundamental'nye osnovy proektirovanija i upravlenija zhiznennym ciklom nedvizhimosti: nadezhnost', jeffektivnost' i bezopasnost' // Nedvizhimost': jekonomika, upravlenie. – 2015. – № 2. – S. 71-75.

7. Truhina N.I., Kurakova O.A., Orlov A.K. Analiz otechestvennogo i zarubezh-

nogo opyta ucheta i ocenki gudvilla // Nedvizhimost': jekonomika, upravlenie. – 2015. – № 1. – S. 78-81.

8. Manuhina L.A. Razvitie municipal'nogo zemel'nogo developmenta kompleksnoj zhiloj zastrojki // Nedvizhimost': jekonomika, upravlenie. – 2013. – № 2. – S. 56-58.

9. Shhus' E.G., Narezhnaja T.K. Sovremennaja inzhenernaja infrastruktura kak vazhnaja sostavljajushhaja komfortnoj zhizni // Razvitie nauchnoj shkoly teorii upravlenija nedvizhimost'ju: sb. mater. Mezhdunar. nauch.-prakt. seminar. – M., 2015. – S. 236-240.

10. Bredihin V.V. Analiz investicionno-stroitel'nyh proektov pri formirovanii i realizacii programm territorial'no-prostranstvennogo razvitija goroda // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Serija: Jekonomika. Sociologija. Menedzhment. – 2012. – № 2. – S. 70-76.

УДК 629.7.051

В.Г. Андронов, канд. техн. наук, доцент, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет» (Курск) (e-mail: vladia58@mail.ru)

С.Г. Емельянов, д-р техн. наук, профессор, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет» (Курск) (e-mail: rector@swsu.ru)

АСТРОНАВИГАЦИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА КРУГОВЫХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТАХ

Рассмотрены три группы методов автономной навигации и ориентации космических аппаратов (КА). Первая основана на инерциальных системах, использующих гироскопы различных типов. Основным недостатком инерциальных систем является так называемый «уход нуля и осей». Для его устранения необходимо периодически производить сверку инерциальных измерений с данными спутниковых навигационных или астрометрических систем. Вторая группа методов автономной навигации и ориентации КА связана с использованием в качестве внешних естественных ориентиров звёзд. При этом с борта КА фотографируется участок неба, на котором выделяются и отождествляются звёзды, имеющиеся в бортовом каталоге ЗД. После этого по их известным инерциальным координатам автоматически формируется матрица направляющих косинусов, описывающая ориентацию осей системы координат ЗД и конструктивных осей КА в инерциальном пространстве. Использование звёзд в качестве внешних ориентиров обеспечивает высокую точность измерений ориентации КА, которая сегодня составляет единицы, а потенциально – доли угловых секунд. Третья группа методов сводится к определению направления на центр Земли в системе координат, связанной с соответствующим датчиком, и переносу этого направления в систему координат конструктивных осей, связанную с КА.

Этот процесс называют построением геовертикали. Основной проблемой для всех способов построения геовертикали является большой угловой размер Земли, который обуславливает большую погрешность измерений направления на центр Земли, составляющую десятые доли градуса. Наиболее широкое распространение получило комплексное применение инерциальных навигационных систем, 3Д и инфракрасных построителей геовертикали, что позволяет автономно определять не только ориентацию, но и координаты КА в инерциальном пространстве. Вместе с тем низкая точность построения геовертикали обуславливает и соответствующий уровень точности навигации, который является недостаточным при решении ряда задач управления КА. Предложен метод решения задачи автономной навигации и ориентации КА, находящегося на круговой орбите, по результатам совместной обработки серии звёздных снимков неба, полученных из нескольких точек орбиты.

Ключевые слова: звёздный датчик, навигационная модель, астронавигация, управление космическими аппаратами.

Для управления космическим аппаратом (КА) необходимо определить его пространственное положение, скорость движения и ориентацию конструктивных осей в инерциальном пространстве [1], что составляет суть задач навигации и ориентации. Методы навигации и ориентации КА на околоземных орбитах до недавних пор базировались на внешних траекторных измерениях [2], которые производились сетью наземных наблюдательных пунктов и служб путём астрометрических, радиотехнических или лазерных наблюдений КА. В современных условиях вследствие резкого роста количества КА на различных типах орбит производительность таких систем внешних траекторных измерений существенно упала. Эта проблема была решена с появлением глобальных спутниковых навигационных систем, обеспечивающих высокую точность и оперативность измерений координат и скоростей движения подвижных объектов, расположенных как на земной поверхности, так и в околоземном космическом пространстве [3-4]. При этом их производительность стала инвариантна к числу КА и других субъектов управления, использующих её данные [5]. Тем не менее по мере освоения космического пространства всё более актуальной становится задача разработки методов и средств автономной навигации и ориен-

тации КА, опирающихся только на данные, имеющиеся на борту КА или получаемые собственными системами КА, либо использующих естественные внешние ориентиры [6].

Можно выделить три группы методов автономной навигации и/или ориентации КА.

Первая группа методов основана на инерциальных системах навигации и ориентации [7]. Эти системы используют гироскопы различных типов. Изначально применялись механические гироскопы, которые сохраняют направление своей оси вращения и обладают наиболее высокой точностью счисления пути и определения ориентации. Современные гироскопы (лазерные, оптоволоконные, микромеханические) определяют скорости и ускорения вращения вокруг заданной оси. Гироскопы новых типов гораздо компактнее и легче механических, а по точности неуклонно приближаются к механическим. Однако неисправимым недостатком инерциальных систем навигации и ориентации является так называемый «уход осей», который присущ гироскопам всех типов и вызывается воздействием случайных и плохо предсказуемых факторов при их функционировании. Например, в механических гироскопах уход вызывается случайными силами в подшипниках подвесок [8]. Величину

ухода невозможно точно предсказать, хотя и можно оценить, если имеются несколько гироскопов. В гироскопах других типов существуют иные причины, вызывающие уход осей, но они приводят к тому же результату [9]. Уход осей растет со временем, обычно пропорционально \sqrt{t} , и через некоторое время погрешность выдаваемых автономной системой данных становится неприемлемо большой. Для ее устранения в инерциальных системах навигации и ориентации непрерывного функционирования [10] периодически проводят так называемую процедуру сверки измерений инерциальной системы с данными спутниковых навигационных и/или астрометрических систем, основанных на звёздных датчиках (ЗД).

Вторая группа методов автономной навигации и ориентации КА в околоземном пространстве связана с использованием в качестве внешних естественных ориентиров звёзд и/или Земли [11]. При использовании звёзд с борта КА фотографируется участок неба, на котором выделяются и отождествляются звёзды, имеющиеся в бортовом каталоге ЗД. После этого по их известным инерциальным координатам автоматически формируется матрица направляющих косинусов, описывающая ориентацию осей системы координат ЗД и конструктивных осей КА в инерциальном пространстве [12]. Поскольку звезды являются бесконечно удаленными объектами и их положение в инерциальной системе координат не меняется, использование звёзд в качестве внешних ориентиров обеспечивает высокую точность измерений ориентации КА, которая сегодня составляет единицы, а потенциально – доли угловых секунд.

Определение ориентации КА относительно Земли в инерциальном пространстве сводится к определению направления на её центр в системе координат, связанной с соответствующим датчиком, и переносу этого направления в систему координат конструктивных осей, связанную с КА [13]. Этот процесс называют построением геовертикали. Основной проблемой для всех способов построения геовертикали является большой угловой размер Земли, который достигает 110° при расположении КА на околоземных орбитах. Это обуславливает большую погрешность измерений, составляющую десятые доли градуса [14]. Основной недостаток существующих методов отдельного использования звёзд или Земли в качестве внешних ориентиров состоит в возможности определения только ориентации КА.

Третья группа известных методов автономной навигации и ориентации КА в околоземном пространстве связана с комплексным использованием звёзд и Земли, что позволяет автономно определять не только ориентацию, но и координаты КА в инерциальном пространстве [15, 16, 17, 18, 19, 20]. Вместе с тем низкая точность построения геовертикали обуславливает и соответствующий уровень точности навигации, который является недостаточным при решении ряда задач управления КА.

В статье предлагается метод решения задачи автономной навигации и ориентации КА, находящегося на круговой орбите, по результатам совместной обработки серии звёздных снимков неба, полученных из нескольких точек орбиты. Постановка задачи заключается в следующем.

Пусть КА совершает движение по околоземной круговой орбите в инерциальном пространстве, заданным второй экваториальной системой координат OXYZ, описание которой широко известно [2]. Для круговой орбиты справедливы соотношения $a = r$; $e = 0$; $M(t) = E(t) = \vartheta(t) = u(t)$, где a, e – большая полуось и эксцентриситет орбиты; r – радиус-вектор КА; $M(t), E(t)$ и $\vartheta(t)$ – средняя, эксцентрическая и истинная аномалия КА; $u(t)$ – аргумент широты. Поэтому положение КА в инерциальной системе координат в любой момент времени t полностью определяется модулем $|r|$ его радиус-вектора r , углом наклона i , долготой восходящего узла Ω и средней аномалией $M(t)$.

Будем далее считать, что ЗД с фокусным расстоянием f^* в моменты времени t_i сделал ряд снимков звёздного неба с борта КА, на каждом из которых выполнено автоматическое распознавание минимум двух звёзд, имеющих априорно известные инерциальные координаты $\{\alpha_j, \delta_j | j = \overline{1, 2}\}$ в инерциальной системе координат OXYZ. Измерены также их плоские координаты $\{x_j^*, y_j^*\}$ в системе координат снимков. Необходимо определить элементы кеплеровской орбиты КА $|r|, M(t_i), i, \Omega$, инерциальные координаты и составляющие скорости движения КА в моменты времени $\{t_i | i = \overline{1, 2}\}$.

Рассмотрим метод решения поставленной задачи на примере одного снимка, полученного с точки S орбиты КА (рис.2).

Центральным звеном является нахождение направляющих косинусов линии пересечения OS плоскостей OSK и OSP, заданных соответственно единичными векторами $(\mathbf{l}_1, \mathbf{L}_1)$ и $(\mathbf{l}_2, \mathbf{L}_2)$.

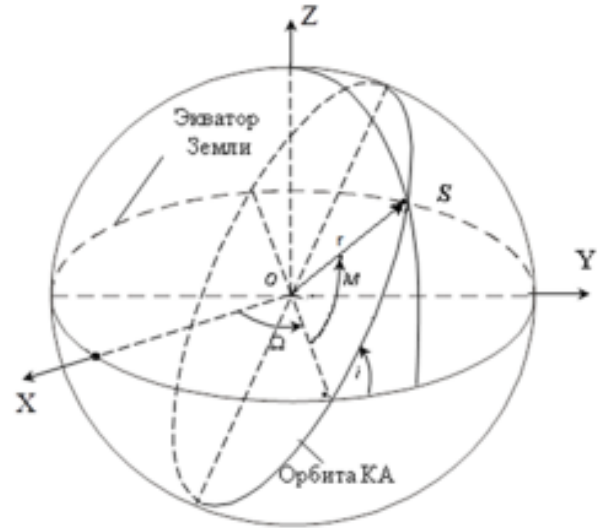


Рис. 1. Элементы круговой орбиты

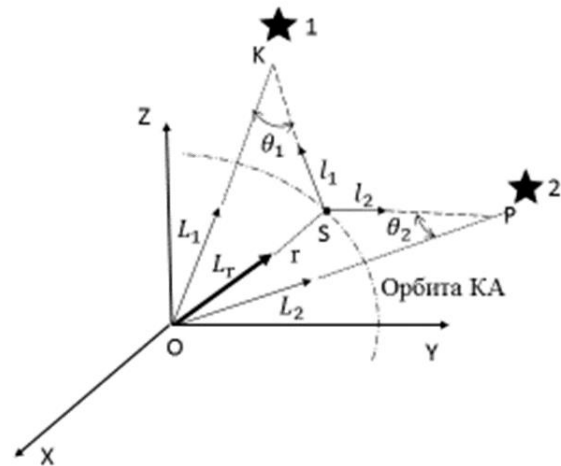


Рис. 2. Геометрическая иллюстрация астронавигационных измерений

Выразим значения этих единичных векторов через известные по условиям задачи плоские и инерциальные координаты звёзд * 1 и * 2 [8].

$$\mathbf{l}_1 = (l_x^{(1)}, l_y^{(1)}, l_z^{(1)})^T = \begin{pmatrix} x_1^*/\Delta_1 \\ y_1^*/\Delta_1 \\ f^*/\Delta_1 \end{pmatrix};$$

$$\mathbf{l}_2 = (l_x^{(2)}, l_y^{(2)}, l_z^{(2)})^T = \begin{pmatrix} x_2^*/\Delta_2 \\ y_2^*/\Delta_2 \\ f^*/\Delta_2 \end{pmatrix}. \quad (1)$$

$$\mathbf{L}_1 = (L_x^{(1)}, L_y^{(1)}, L_z^{(1)})^T = (\cos\alpha_1 \cdot \cos\delta_1, \sin\alpha_1 \cdot \cos\delta_1, \sin\delta_1)^T. \quad (2)$$

$$\mathbf{L}_2 = (L_X^{(2)}, L_Y^{(2)}, L_Z^{(2)})^T = (\cos\alpha_2 \cos\delta_2, \sin\alpha_2 \cdot \cos\delta_2, \sin\delta_2)^T. \quad (3)$$

$$\Delta_1 = \sqrt{(x_1^*)^2 + (y_1^*)^2 + (f^*)^2};$$

$$\Delta_2 = \sqrt{(x_2^*)^2 + (y_2^*)^2 + (f^*)^2}. \quad (4)$$

В теории космической фотограмметрии известно [8-12], что единичный вектор линии пересечения двух плоскостей представляет собой векторное произве-

дение векторных произведений единичных векторов, задающих эти плоскости. Тогда единичный вектор $\mathbf{L}_r(t)$, задающий направление линии пересечения OS в инерциальном пространстве, может быть описан следующим образом:

$$\mathbf{L}_r(t) = [\mathbf{N}_1(t) \times \mathbf{N}_2(t)] = [(\mathbf{I}_1 \times \mathbf{L}_1) \times (\mathbf{I}_2 \times \mathbf{L}_2)]. \quad (5)$$

$$\mathbf{N}_1(t) = \begin{pmatrix} N_X^{(1)}(t) \\ N_Y^{(1)}(t) \\ N_Z^{(1)}(t) \end{pmatrix} = \frac{1}{\sin\theta_1} \cdot \begin{vmatrix} \mathbf{e}_X & \mathbf{e}_Y & \mathbf{e}_Z \\ l_x^{(1)} & l_y^{(1)} & l_z^{(1)} \\ L_X^{(1)} & L_Y^{(1)} & L_Z^{(1)} \end{vmatrix} = \frac{1}{\sin\theta_1} \cdot \begin{pmatrix} \bar{N}_X^{(1)} \\ \bar{N}_Y^{(1)} \\ \bar{N}_Z^{(1)} \end{pmatrix}, \quad (6)$$

$$\text{где } \begin{pmatrix} \bar{N}_X^{(1)} \\ \bar{N}_Y^{(1)} \\ \bar{N}_Z^{(1)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_y^{(1)} \cdot L_Z^{(1)} - l_z^{(1)} \cdot L_Y^{(1)} \\ l_z^{(1)} \cdot L_X^{(1)} - l_x^{(1)} \cdot L_Z^{(1)} \\ l_x^{(1)} \cdot L_Y^{(1)} - l_y^{(1)} \cdot L_X^{(1)} \end{pmatrix}; \sin\theta_1 = \sqrt{(\bar{N}_X^{(1)})^2 + (\bar{N}_Y^{(1)})^2 + (\bar{N}_Z^{(1)})^2}.$$

$$\mathbf{N}_2(t) = \begin{pmatrix} N_X^{(2)} \\ N_Y^{(2)} \\ N_Z^{(2)} \end{pmatrix} = \frac{1}{\sin\theta_2} \cdot \begin{vmatrix} \mathbf{e}_X & \mathbf{e}_Y & \mathbf{e}_Z \\ l_x^{(2)} & l_y^{(2)} & l_z^{(2)} \\ L_X^{(2)} & L_Y^{(2)} & L_Z^{(2)} \end{vmatrix} = \frac{1}{\sin\theta_2} \cdot \begin{pmatrix} \bar{N}_X^{(2)} \\ \bar{N}_Y^{(2)} \\ \bar{N}_Z^{(2)} \end{pmatrix}, \quad (7)$$

$$\text{где } \begin{pmatrix} \bar{N}_X^{(2)} \\ \bar{N}_Y^{(2)} \\ \bar{N}_Z^{(2)} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} l_y^{(2)} \cdot L_Z^{(2)} - l_z^{(2)} \cdot L_Y^{(2)} \\ l_z^{(2)} \cdot L_X^{(2)} - l_x^{(2)} \cdot L_Z^{(2)} \\ l_x^{(2)} \cdot L_Y^{(2)} - l_y^{(2)} \cdot L_X^{(2)} \end{pmatrix}; \sin\theta_2 = \sqrt{(\bar{N}_X^{(2)})^2 + (\bar{N}_Y^{(2)})^2 + (\bar{N}_Z^{(2)})^2}.$$

С учётом (6) – (7) выражение (5) примет следующий вид:

$$\mathbf{L}_r(t) = \begin{pmatrix} L_X(t) \\ L_Y(t) \\ L_Z(t) \end{pmatrix} = \frac{1}{\sin\theta} \cdot \begin{vmatrix} \mathbf{e}_X & \mathbf{e}_Y & \mathbf{e}_Z \\ N_X^{(2)} & N_Y^{(2)} & N_Z^{(2)} \\ N_X^{(1)} & N_Y^{(1)} & N_Z^{(1)} \end{vmatrix} = \frac{1}{\sin\theta} \cdot \begin{pmatrix} \bar{N}_X \\ \bar{N}_Y \\ \bar{N}_Z \end{pmatrix}, \quad (8)$$

$$\text{где } \begin{pmatrix} \bar{N}_X \\ \bar{N}_Y \\ \bar{N}_Z \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} N_Y^{(2)} \cdot N_Z^{(1)} - N_Y^{(1)} \cdot N_Z^{(2)} \\ N_X^{(1)} \cdot N_Z^{(2)} - N_Z^{(1)} \cdot N_X^{(2)} \\ N_X^{(2)} \cdot N_Y^{(1)} - N_X^{(1)} \cdot N_Y^{(2)} \end{pmatrix}; \sin\theta = \sqrt{(\bar{N}_X)^2 + (\bar{N}_Y)^2 + (\bar{N}_Z)^2}.$$

Таким образом, в любой момент времени t направляющие косинусы $\mathbf{L}_r(t)$ радиус-вектора КА в инерциальной системе координат есть функции от измеренных значений направляющих косинусов векторов $(\mathbf{I}_1, \mathbf{I}_2)$ и $(\mathbf{L}_1, \mathbf{L}_2)$, определяющих в этот момент времени направления на звёзды $(*_1)$ и $(*_2)$ соответственно

в системе координат 3Д и инерциальном пространстве.

С другой стороны, известно [1-2], что в тот же момент времени t направляющие косинусы $\mathbf{L}_r(t)$ радиус-вектора КА в инерциальном пространстве есть функции от элементов кеплеровской орбиты $\Omega, M(t), i$:

$$\mathbf{L}_r(t) = \begin{pmatrix} \cos\Omega \cdot \cos M(t) - \sin\Omega \cdot \sin M(t) \cdot \cos i \\ \sin\Omega \cdot \cos M(t) + \cos\Omega \cdot \sin M(t) \cdot \cos i \\ \sin M(t) \cdot \sin i \end{pmatrix}. \quad (9)$$

Сравнивая выражения (8) и (9), получим:

$$\begin{pmatrix} L(t) \\ L_Y(t) \\ L_Z(t) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\Omega \cdot \cos M(t) - \sin\Omega \cdot \sin M(t) \cdot \cos i \\ \sin\Omega \cdot \cos M(t) + \cos\Omega \cdot \sin M(t) \cdot \cos i \\ \sin M(t) \cdot \sin i \end{pmatrix}. \quad (10)$$

Поскольку средняя аномалия $M(t)$ в отличие от других кеплеровских элементов орбиты КА зависит от времени, выразим её через среднее движение КА n_{cp} и

$$\begin{pmatrix} L_X(t_i) \\ L_Y(t_i) \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \cos\Omega \cdot \cos(M(t_0) + n_{cp} \cdot (t_i - t_0)) - \sin\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_i) \\ \sin\Omega \cdot \cos(M(t_0) + n_{cp} \cdot (t_i - t_0)) + \cos\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_i) \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Система нелинейных уравнений (11) содержит четыре неизвестных, а именно, $M(t_0)$, i , Ω , n_{cp} , и может быть решена любым известным вычислительным методом [5-7]. Если приближённые значения элементов кеплеровской круговой орбиты априорно неизвестны, то для их нахождения достаточно иметь два снимка звёздного неба, полученных в моменты времени t_1, t_2 , на каждом из которых имеются по две звезды, т.е. $i=1,2$; $j = 1,2,3,4$.

Тогда в соответствии с формулами (1) – (8) составляют и решают следующую систему нелинейных уравнений

$$\begin{aligned} L_X(t_1) &= \cos\Omega \cdot \cos(M_0 + n_{cp} \cdot (t_1 - t_0)) - \sin\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_1). \\ L_Y(t_1) &= \sin\Omega \cdot \cos(M_0 + n_{cp} \cdot (t_1 - t_0)) + \cos\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_1). \\ L_X(t_2) &= \cos\Omega \cdot \cos(M_0 + n_{cp} \cdot (t_2 - t_0)) - \sin\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_2). \\ L_Y(t_2) &= \sin\Omega \cdot \cos(M_0 + n_{cp} \cdot (t_2 - t_0)) + \cos\Omega \cdot \operatorname{ctg} i \cdot L_Z(t_2). \end{aligned} \quad (12)$$

При этом в качестве начальной эпохи t_0 можно задать любое время на витке обработки данных, которое предшествует

подставим в систему уравнений (10), после чего окончательно получим навигационную модель в следующей форме:

времени t_i прохождения КА через первую точку орбиты, в которой был получен первый снимок звёздного неба. Математической основой для решения системы уравнений (12) может служить метод Ньютона-Рафсона, заключающийся в линеаризации правых частей уравнений путём разложения функций $L_X(t_1), L_Y(t_1), L_X(t_2), L_Y(t_2)$ в ряд Тейлора в окрестностях точек начального приближения к решению и пренебрежением всеми членами ряда кроме линейных относительно приращений неизвестных переменных.

В соответствии с этим выберем в качестве начальных приближений неизвестных элементов орбиты их значения $\tilde{\mathbf{U}}^{(0)}_{(4,1)} = (\tilde{M}_0, \tilde{n}_{cp}, \tilde{\Omega}, \tilde{i})^T$, известные после запуска КА, и введём следующие обозначения:

$\mathbf{L}_{(4,1)} = (L_1, L_2, L_3, L_4)^T$ – значения функций $L_X(t_1), L_Y(t_1), L_X(t_2), L_Y(t_2)$, полученные по формулам (1) - (8); $\tilde{\mathbf{L}}_{(4,1)} = (\tilde{L}_1, \tilde{L}_2, \tilde{L}_3, \tilde{L}_4)^T$ – значения функций $L_X(t_1), L_Y(t_1), L_X(t_2), L_Y(t_2)$, полученные по формуле (12) при приближенных значениях $\tilde{M}_0, \tilde{n}_{cp}, \tilde{\Omega}, \tilde{i}$ элементов орбиты;

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\varepsilon}_{(4,1)} &= \mathbf{L}_{(4,1)} - \tilde{\mathbf{L}}_{(4,1)}; \\ \Delta\tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)} &= (\Delta\tilde{M}_0, \Delta\tilde{n}_{cp}, \Delta\tilde{\Omega}, \Delta\tilde{i})^T; \end{aligned} \quad (13)$$

$$\mathbf{B}_{(4,4)} = \begin{pmatrix} \frac{\partial L_1}{\partial \tilde{M}_0} & \frac{\partial L_1}{\partial \tilde{n}_{cp}} & \frac{\partial L_1}{\partial \tilde{\Omega}} & \frac{\partial L_1}{\partial \tilde{i}} \\ \frac{\partial L_2}{\partial \tilde{M}_0} & \frac{\partial L_2}{\partial \tilde{n}_{cp}} & \frac{\partial L_2}{\partial \tilde{\Omega}} & \frac{\partial L_2}{\partial \tilde{i}} \\ \frac{\partial L_3}{\partial \tilde{M}_0} & \frac{\partial L_3}{\partial \tilde{n}_{cp}} & \frac{\partial L_3}{\partial \tilde{\Omega}} & \frac{\partial L_3}{\partial \tilde{i}} \\ \frac{\partial L_4}{\partial \tilde{M}_0} & \frac{\partial L_4}{\partial \tilde{n}_{cp}} & \frac{\partial L_4}{\partial \tilde{\Omega}} & \frac{\partial L_4}{\partial \tilde{i}} \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Тогда систему нелинейных уравнений (12) можно заменить системой линейных уравнений, которая в векторно-матричной форме будет иметь следующий вид:

$$\mathbf{B}_{(4,4)} \cdot \Delta \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)} = \boldsymbol{\varepsilon}_{(4,1)}. \quad (15)$$

Решение системы уравнений (15) выполняется итерационным путём в соответствии с алгоритмом

$$\Delta \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta+1)} = \mathbf{B}_{(4,4)}^{-1(\vartheta)} \cdot \boldsymbol{\varepsilon}_{(4,1)}^{(\vartheta)}, \quad (16)$$

в котором в каждой итерации ϑ получают поправки $\Delta \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta)}$ к приближённо известным элементам орбиты, в качестве которых сначала используется начальное приближение $\tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(0)}$, а затем его уточнённые значения

$$\tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta+1)} = \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta)} + \Delta \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta)}$$

до выполнения в какой-либо итерации $\vartheta = \vartheta^*$ условия достижения заданной точности вычислений

$$\tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta+1)} - \tilde{\mathbf{U}}_{(4,1)}^{(\vartheta)} \leq \boldsymbol{\delta}_{(4,1)}.$$

Таким образом, минимальное число точек орбиты, из которых должны быть выполнены съёмки звёздного неба, равно двум. При этом на каждом снимке должны быть измерены координаты не менее двух звёзд. В этом случае формируется система из четырёх нелинейных уравнений с четырьмя неизвестными, которая решается известными методами вычислительной математики, например, методом Ньютона-Рафсона.

Включение в обработку снимков звёздного неба, полученных из трёх и более точек траектории орбиты КА, на каждом из которых измерены координаты не

менее двух звёзд, обеспечивает возможность решения задачи астронавигации КА по методу наименьших квадратов и получения оценок точности результатов вычислений.

После нахождения трёх угловых элементов кеплеровской орбиты и среднего движения КА определяют значения модуля $|r|$ радиус-вектора КА \mathbf{r} , средней аномалии $M(t_1)$, $M(t_2)$, и по известным в баллистике формулам - геоцентрические координаты и составляющие скорости движения КА в точках t_1 , t_2 траектории орбиты.

Список литературы

1. Прохоров М., Захаров А. Ориентация и навигация в космосе - новые методы и перспективы // Физика космоса: труды 40-й Международной студенческой научной конференции (Екатеринбург, 31 янв.-4 февр. 2011 г.). – Екатеринбург, 2011. – С. 170–195.
2. Бахшиян Б. Ц., Федяев К. С. Основы космической баллистики и навигации: курс лекций. – М.: ИКИ РАН, 2013. – Серия «Механика, управление и информатика». – 119 с.
3. Lawrence A. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control. – Springer, 2012.
4. Noureldin A., Karamat T.B. and Georgy J. Fundamentals of Inertial Navigation, Satellite-based Positioning and their Integration. – Springer, 2013.
5. Interferometric closed-loop fiber-optic gyroscopes / Yu.N. Korkishko, V.A. Fedorov, V.E. Prilutskii, V.G. Ponomarev, I.V. Morev, S.M. Kostitskii // in Proceedings of SPIE, Vol.8351, Third Asia Pacific Optical Sensors Conference, edited by John Canning, Gangding Peng, (SPIE, Bellingham, WA, 2012), 83513L, pp. 83513L-1–83513L-8 (2012).

6. Closed loop fiber optical gyroscopes for commercial and space applications / Yu. Korkishko, V. Fedorov, V. Prilutskii, V. Ponomarev, I. Morev, S. Kostritskii, A.Zuev, V.Varnakov // in Proc. Inertial Sensors and Systems: symposium Gyro Technology 2012. – Karlsruhe, Germany, 2012. – P.14.1-14.15.
7. Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500 / A.V. Chernodarov, A.P. Patrikeev, Yu.N. Korkishko, V.A.Fedorov, S.E. Perelyaev // Gyroscopy and Navigation. – 2010. – Vol. 1, No. 4. – P. 330–340.
8. Андронов В.Г. Теоретические основы георбитального моделирования космических сканерных изображений высокого разрешения: монография / Юго-Зап.гос.ун-т. – Курск, 2012. - 260 с.
9. Андронов В.Г., Волобуев Ю.Н., Заичко В.А. Модель дрейфа связки проектирующих лучей в фокальной плоскости оптико-электронной сканирующей системы // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. – 2013. – №1. – С.166-170.
10. Андронов В.Г., Волобуев Ю.Н. Кинематическая модель углового движения связки проектирующих лучей в оптико-электронной сканирующей системе // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. – 2012. – №2. – ч.3. – С.218-223.
11. Андронов В.Г., Дегтярёв С.В., Клочков И.А. Общая георбитальная модель космической сканерной съёмки // Геоинформатика. – 2010. – №1. – С.48-52.
12. Андронов В.Г., Клочков И.А., Лазарева Е.В. Общая постановка и решение прямой фотограмметрической задачи для моноскопических космических изображений // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2009. – № 4. – Т.7. – С.33-35.
13. Андронов В.Г., Волобуев Ю.Н., Заичко В.А. Формирование связки проектирующих лучей в космической оптико-электронной сканирующей системе // Известия Юго-Западного государственного университета. Серия: Управление, вычислительная техника, информатика. Медицинское приборостроение. – 2013. – №1. – С.15-19.
14. Андронов В.Г., Клочков И.А., Мордавченко Т.В. Формирование угловых параметров космической сканерной съёмки в режимах трёхосного программного управления осью визирования КА // Известия Вузов. Геодезия и аэрофото-съёмка. – 2010. – №6. – С.43-47.
15. Андронов, В.Г., Дегтярёв С.В., Клочков И. А. Особенности формирования космических сканерных изображений линейками матриц ПЗС // Информационно-измерительные и управляющие системы. – 2010. – Т.8. № 7. – С.11-15.
16. Андронов В.Г., Клочков И.А., Лазарева Е.В. Общая модель скорости движения космических сканерных изображений в инерциальном пространстве // Известия вузов. Геодезия и аэрофото-съёмка. – 2010. – №4. – С.58-61.
17. Бехтин Ю.С., Емельянов С.Г., Титов Д.В. Теоретические основы цифровой обработки изображений встраиваемых оптико-электронных систем: монография. – М.: АРГАМАК-МЕДИА, 2016. – 296 с.
18. Методы и системы цифровой обработки аэрокосмических изображений: монография / С.Г. Емельянов, Е.А. Куд-

ряшов, С.Г. Мирошниченко, В.С. Титов. – Новосибирск, 2012. – 175 с.

19. Алгоритм декодирования растровых телеметрических данных с многоуровневой сегментацией полей переменной длины / С.Г. Емельянов, О.И. Атакищев, Е.А. Титенко, Е.И. Алтухов, А.О. Атакищев // Известия Юго-Западного государственного университета. – 2013. – №6(51). Ч.2. – С.44-49.

20. Особенности применения метаграмматических сетей в задачах моделирования ситуаций для систем обработки космической мониторинговой информации / С.Г. Емельянов, О.И. Атакищев, В.А. Заичко, Е.И. Алтухов, Е.А. Титенко // Известия Юго-Западного государственного университета. – 2013. – №6(51). Ч.2. – С.9-14.

Получено 18.04.16

V.G. Andronov, Candidate of Engineering Sciences, Associate Professor, Southwest State University (Kursk) (e-mail: vladia58@mail.ru)

S.G. Emelyanov, Doctor of Engineering Sciences, Professor, Southwest State University (Kursk) (e-mail: rector@swsu.ru)

SPACECRAFT ASTRONAVIGATION ON CIRCULAR EARTH ORBITS

Three groups of spacecraft (SC) autonomous navigation and orientation methods are described in the article. The first one is based on inertial systems using gyroscopes of different types. The main disadvantage of inertial systems is a so-called "zero and axis drift". To eliminate these drawbacks it is necessary to carry out periodic reconciliation of inertial measurements and data from satellite navigation or astrometric systems. The second group of methods of SC autonomous navigation and orientation is related to the issue of using stars as natural external reference points. From SC board pictures of some sky sections are taken. Stars included in the on-board ST catalogue are found and identified. After that using their known inertial coordinates a cosine matrix describing orientation of ST coordinate axes and SC structural axes in the inertial space is automatically built. Using stars as external reference points ensures high accuracy in measurements of SC orientation, which now is arcseconds and, potentially, fractions of arcseconds. The third group of methods is focused on measurement of direction to the earth centre in the coordinate system associated with corresponding trackers and the transfer of this direction into the coordinate system of SC structural axes. This process is called geovertical determination. The main issue for all the methods of geovertical determination is a large angle of the earth which causes a high inaccuracy (tenths of a degree) of measurement of the direction to the earth centre. The most widespread method is a combined use of inertial navigation systems, star trackers and an infrared geovertical reference, which allows autonomous determination of not only orientation but SC coordinates in the inertial space. At the same time low accuracy of geovertical determination conditions some corresponding level of navigation accuracy which is insufficient while solving some problems of SC attitude control. A method for autonomous navigation and orientation of a SC on a circular orbit has been proposed in accordance with the results of co-processing of star sky images obtained from several points of the orbit.

Key words: star tracker, navigation model, astronavigation, spacecraft attitude control.

References

1. Prohorov M., Zaharov A. Orientacija i navigacija v kosmose - novye metody i perspektivy // Fizika kosmosa: trudy 40-j Mezhdunarodnoj studencheskoj nauchnoj konferencii (Ekaterinburg, 31 janv.-4 fevr. 2011 g.). – Ekaterinburg, 2011. – S. 170–195.

2. Bahshijan B. C., Fedjaev K. S. Osnovy kosmicheskoy ballistiki i navigacii: kurs lekcij. – M.: IKI RAN, 2013. – Serija «Mechanika, upravlenie i informatika». – 119 s.

3. Lawrence A. Modern Inertial Technology: Navigation, Guidance, and Control. – Springer, 2012.

4. Noureldin A., Karamat T.B. and Georgy J. Fundamentals of Inertial Naviga-

tion, Satellite-based Positioning and their Integration. – Springer, 2013.

5. Interferometric closed-loop fiber-optic gyroscopes / Yu.N. Korkishko, V.A. Fedorov, V.E. Prilutskii, V.G. Ponomarev, I.V. Morev, S.M. Kostritskii // in Proceedings of SPIE, Vol.8351, Third Asia Pacific Optical Sensors Conference, edited by John Canning, Gangding Peng, (SPIE, Bellingham, WA, 2012), 83513L, pp. 83513L-1–83513L-8 (2012).

6. Closed loop fiber optical gyroscopes for commercial and space applications / Yu. Korkishko, V. Fedorov, V. Prilutskii, V. Ponomarev, I. Morev, S. Kostritskii, A.Zuev, V.Varnakov // in Proc. Inertial Sensors and Systems: symposium Gyro Technology 2012. – Karlsruhe, Germany, 2012. – P.14.1-14.15.

7. Software Seminal Development for FOG Inertial Satellite Navigation System SINS-500 / A.V. Chernodarov, A.P. Patrikeev, Yu.N. Korkishko, V.A.Fedorov, S.E. Perelyaev // Gyroscopy and Navigation. – 2010. – Vol. 1, No. 4. – P. 330–340.

8. Andronov V.G. Teoreticheskie osnovy georbital'nogo modelirovanija kosmicheskikh skanernyh izobrazhenij vysokogo razreshenija: monografija / Jugo-Zap.gos.un-t. – Kursk, 2012. – 260 s.

9. Andronov V.G., Volobuev Ju.N., Zaichko V.A. Model' drejfa svjazki proektirujushhih luchej v fokal'noj ploskosti optiko-jelektronnoj skanirujushhej sistemy // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Serija: Upravlenie, vychislitel'naja tehnika, informatika. Medicinskoe priborostroenie. – 2013. – №1. – S.166-170.

10. Andronov V.G., Volobuev Ju.N. Kinematicheskaja model' uglovogo dvizhenija svjazki proektirujushhih luchej v optiko-

jelektronnoj skanirujushhej sisteme // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Serija: Upravlenie, vychislitel'naja tehnika, informatika. Medicinskoe priborostroenie. – 2012. – №2. – ch.3. – S.218-223.

11. Andronov V.G., Degtjarjov S.V., Klochkov I.A. Obshhaja georbital'naja model' kosmicheskoy skanernoj s#jomki // Geoinformatika. – 2010. – №1. – S.48-52.

12. Andronov V.G., Klochkov I.A., Lazareva E.V. Obshhaja postanovka i reshenie prjamoj fotogrammetricheskoy zadachi dlja monoskopicheskikh kosmicheskikh izobrazhenij // Informacionno-izmeritel'nye i upravljajushhie sistemy. – 2009. – № 4. – T.7. – S.33-35.

13. Andronov V.G., Volobuev Ju.N., Zaichko V.A. Formirovanie svjazki proektirujushhih luchej v kosmicheskoy optiko-jelektronnoj skanirujushhej sisteme // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. Serija: Upravlenie, vychislitel'naja tehnika, informatika. Medicinskoe priborostroenie. – 2013. – №1. – S.15-19.

14. Andronov V.G., Klochkov I.A., Mordavchenko T.V. Formirovanie uglovykh parametrov kosmicheskoy skanernoj s#jomki v rezhimakh trjohosnogo programmno upravlenija os'ju vizirovanija KA // Izvestija Vuzov. Geodezija i ajerofotos#jomka. – 2010. – №6. – S.43-47.

15. Andronov, V.G., Degtjarjov S.V., Klochkov I. A. Osobennosti formirovanija kosmicheskikh skanernyh izobrazhenij linejkami matric PZS // Informacionno-izmeritel'nye i upravljajushhie sistemy. – 2010. – T.8. № 7. – S.11-15.

16. Andronov V.G., Klochkov I.A., Lazareva E.V. Obshhaja model' skorosti dvizhenija kosmicheskikh skanernyh izobra-

zhenij v inercial'nom prostranstve // Izvestija vuzov. Geodezija i ajerofotos#jomka. – 2010. – №4. – S.58-61.

17. Behtin Ju.S., Emel'janov S.G., Titov D.V. Teoreticheskie osnovy cifrovoj obrabotki izobrazhenij vstraivaemyh optiko-elektronnyh sistem: monografija. – M.: ARGAMAK-MEDIA, 2016. – 296 s.

18. Metody i sistemy cifrovoj obrabotki ajerokosmicheskikh izobrazhenij: monografija / S.G. Emel'janov, E.A. Kudrjashov, S.G. Miroshnichenko, V.S. Titov. – Novosibirsk, 2012. – 175 s.

19. Algoritm dekodirovanija rastrovyyh telematicheskikh dannyh s mnogourovnevoj

segmentaciej polej peremen-noj dliny / S.G. Emel'janov, O.I. Atakishhev, E.A. Titenko, E.I. Altuhov, A.O. Atakishhev // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. – 2013. – №6(51). Ch.2. – S.44-49.

20. Osobennosti primenenija metagramaticheskikh setej v zadachah modelirovanija situacij dlja sistem obrabotki kosmicheskoy monitoringovoj informacii / S.G. Emel'janov, O.I. Atakishhev, V.A. Zaichko, E.I. Altuhov, E.A. Titenko // Izvestija Jugo-Zapadnogo gosudarstvennogo universiteta. – 2013. – №6(51). Ch.2. – S.9-14.

УДК 635.472.001

С.В. Катунин, аспирант, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет (Курск)

Н.С. Кобелев, д-р техн. наук, профессор, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет (Курск) (e-mail: tgv_kstu6@yandex.ru)

В.Н. Кобелев, канд. техн. наук, доцент, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет (Курск) (e-mail: tgv_kstu6@yandex.ru)

Е.М. Кувардина, канд. техн. наук, доцент, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет (Курск) (e-mail: tgv_kstu6@yandex.ru)

В.А. Жмакин, канд. техн. наук, доцент, ФГБОУ ВО «Юго-Западный государственный университет (Курск) (e-mail: tgv_kstu6@yandex.ru)

АДСОРБЦИОННАЯ ОСУШКА РЕЦИРКУЛЯЦИОННОГО ВОЗДУХА ДЛЯ СПЕЦИАЛЬНЫХ ПОМЕЩЕНИЙ ПРИ ОБЕСПЕЧЕНИИ НАДЕЖНОЙ ЭКСПЛУАТАЦИИ СТРОИТЕЛЬНЫХ КОНСТРУКЦИЙ В УСЛОВИЯХ ПОВЫШЕННОЙ ВЛАЖНОСТИ

Разработано научно обоснованное энергосберегающее устройство по производству сжатого воздуха в условиях повышенной влажности с поддержанием надежной эксплуатации строительных конструкций, используемых в специальных помещениях, например термокамеры для электрических испытаний электронных изделий. Это достигается путем обработки всасываемого атмосферного воздуха в воздушном фильтре компрессора, в котором используется явление завихрения и термодинамического расслоения с интенсификацией очистки от мелкодисперсных загрязнений в виде пыли и каплеобразной влаги, а также последующей адсорбционной осушкой до достижения нормированных параметров рециркуляционного воздуха, как по чистоте, так и по температуре.

Развита теория присоединенных масс путем включения в определение кинетической энергии движущегося потока атмосферного воздуха, насыщения его твердыми частицами загрязнений (атмосферной и технологической пылью) перед зоной сужения, что позволяет определять скачок скорости потока с последующим выделением теплоты трения.

Представлено экспериментальное подтверждение выявленного явления применительно к теории термодинамического расслоения всасываемого воздуха в вихревой воронке входного отверстия воздушного фильтра компрессора. Полученное расхождение теоретически ожидаемого снижения температуры «холодного» потока с действительным входит в корреляционную погрешность и связано с изменением удельной энтальпии пара, зависящей от погодных-климатических условий эксплуатации строительных предприятий и месторождения карьера.