

О НАВЕДЕНИИ КАМЕРЫ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ, УСТАНОВЛЕННОЙ НА БОРТУ МКС, ПОСРЕДСТВОМ ДВУХОСНОЙ ПОВОРОТНОЙ ПЛАТФОРМЫ

А.В. Сумароков

avsumarokov@gmail.com

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва, г. Королёв,
Московская обл., Российская Федерация

Аннотация

Рассмотрен алгоритм расчета параметров движения двухосной поворотной платформы, установленной на внешней поверхности Международной космической станции. В процессе видеосъемки камера высокого разрешения непрерывно наводится на точку на поверхности Земли с заданными координатами. Данный алгоритм применен при реализации космического эксперимента «Напор-Мини РСА» на Международной космической станции совместно с канадской фирмой UrtheCast. Подробно рассмотрено решение задачи наведения на точку на поверхности Земли камеры высокого разрешения. Работоспособность предложенного алгоритма подтверждена результатами математического моделирования и видеосъемок

Ключевые слова

Международная космическая станция, космические эксперименты, эксперимент «Напор-Мини РСА», наведение, дистанционное зондирование Земли, двухосная платформа наведения

Поступила в редакцию 07.04.2016

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016

*Исследование выполнено за счет гранта
Российского научного фонда (проект № 14-11-00046)*

В настоящее время для проведения научных экспериментов на борту Международной космической станции (МКС) создают информационно-управляющую систему, состоящую из ряда бортовых компьютеров и дополнительного оборудования. Задача этой системы заключается в автоматическом управлении сложными научными космическими экспериментами [1–5]. Один из таких экспериментов связан с наведением телескопа для наблюдения за поверхностью Земли [1, 5]. Эксперимент проводился совместно с канадской фирмой UrtheCast. В январе 2014 г. на внешней поверхности служебного модуля «Звезда» российского сегмента МКС была установлена камера высокого разрешения (HRC), предназначенная для видеосъемки участка подстилающей поверхности размером $5,36 \times 3,56$ км с проекцией пикселя на поверхность Земли 1,15 м (для высоты орбиты 350 км) и скоростью 3 кадра в секунду (время экспозиции одного кадра 0,3 с).

Камера высокого разрешения установлена на двухосной платформе наведения (ДПН) с диапазоном углов вращения по каждой оси $-175^\circ \dots +175^\circ$ и рабо-

чим диапазоном угловых скоростей вращения приводов 1 '/с ...3 %/с. Вычислитель в составе ДПН включает в себя алгоритмы ее работы в различных режимах (тестовом, служебном, режиме отслеживания цели). На основании периодически передаваемого в вычислитель задания в виде углов и угловых скоростей для каждой из двух осей он обеспечивает движение ДПН по необходимой траектории. Периодичность передачи информации о требуемых параметрах движения составляет 0,2 с. Для работы платформы в режиме отслеживания цели требуется, на основании имеющейся баллистико-навигационной информации, обеспечить расчет углов и угловых скоростей движения ДПН, чтобы НРС отслеживала одну и ту же точку на Земной поверхности.

В компьютеры информационно-управляющей системы из системы управления движением МКС поступает информация о текущих угловом и пространственном положениях МКС, однако для ее передачи требуется определенное время, еще дополнительное время требуется для передачи вычисленных параметров движения ДПН из компьютера информационно-управляющей системы в вычислитель ДПН. Для успешного наведения камеры высокого разрешения требуется решить ряд задач. Во-первых, необходимо спрогнозировать угловое и пространственное положения МКС через некоторое время. Во-вторых, нужно вычислить вектор положения цели в системе координат ДПН. В-третьих, на основе вычисленного направления на цель требуется рассчитать непосредственно углы и угловые скорости движения по каждой из осей ДПН, чтобы обеспечить отслеживание цели. Для минимизации амплитуды низкочастотных колебаний конструкции дополнительно следует обеспечить плавное управление и выход на траекторию отслеживания из любого положения ДПН. В настоящей работе подробно рассмотрено решение каждой поставленной задачи.

Прогнозирование положения МКС. Данные об угловом и пространственном положениях МКС поступают из бортового компьютера системы управления движением МКС в компьютер, управляющий научной аппаратурой, с некоторой задержкой, поэтому требуется экстраполировать пространственное и угловое положения на фактическое время съемки. Это можно осуществить путем интегрирования уравнений движения. Для экстраполяции углового положения выполняется несколько итераций интегрирования кинематических уравнений движения в кватернионной форме с коррекцией нормы [6] по следующим формулам:

$$q_N = 1 + \frac{1 - |q|}{2} - \frac{\tau^2}{8} |\omega_E|^2, \quad (1)$$

$$q_{frs} = \left[q_0 q_N - \frac{\tau}{2} (q_1 \omega_{Ex} + q_2 \omega_{Ey} + q_3 \omega_{Ez}) q_1 q_N + \frac{\tau}{2} (q_0 \omega_{Ex} + q_2 \omega_{Ez} - q_3 \omega_{Ey}) q_2 q_N + \right. \\ \left. + \frac{\tau}{2} (q_0 \omega_{Ey} + q_3 \omega_{Ex} - q_1 \omega_{Ez}) q_3 q_N + \frac{\tau}{2} (q_0 \omega_{Ez} + q_1 \omega_{Ey} - q_2 \omega_{Ex}) \right]^T, \quad (2)$$

где $q = [q_0 \ q_1 \ q_2 \ q_3]^T$ — текущее значение кватерниона ориентации связанной системы координат относительно инерциального базиса J2000 [7] ($|q|$ — норма

кватерниона); τ — шаг интегрирования, для промежуточных итераций $\tau = 0,1$ с, для последней итерации $\tau = \Delta T - \{\Delta T/0,1\} \cdot 0,1$ ($\{\Delta T/0,1\}$ — целая часть частного $\Delta T/0,1$, ΔT — время экстраполяции); q_{frs} — прогнозируемое значение кватерниона ориентации связанной системы координат относительно инерциального базиса J2000; $\omega_E = [\omega_{Ex} \ \omega_{Ey} \ \omega_{Ez}]^T$ — проекция вектора абсолютной угловой скорости на оси связанного базиса.

Для прогнозирования пространственного положения МКС необходимо выполнить интегрирование вектора состояния в гринвичской системе координат WGS84 [8]. Пусть в системе координат WGS84 вектор состояния имеет следующий вид: $X^{WGS84} = [r_x \ r_y \ r_z \ v_x \ v_y \ v_z]^T$. Для перехода в текущую инерциальную систему координат эпохи γ [7] воспользуемся следующей формулой: $X^{I\gamma} = [r_x \ r_y \ r_z \ v_x - \Omega_E r_y \ v_y + \Omega_E r_x \ v_z]^T$ (здесь Ω_E — угловая скорость вращения Земли).

Подобно угловому положению для экстраполяции пространственного положения выполняется несколько итераций интегрирования уравнений движения методом Рунге — Кутты 4-го порядка. Воспользовавшись разложением гравитационного потенциала Земли в ряд до второй гармоники [9], получаем следующие соотношения:

$$\begin{aligned} g_x &= r_x \left[\frac{p_0}{|r|^3} \left(1 + \frac{p_1}{|r|^2} \left(5 \frac{r_z^2}{|r|^2} - 1 \right) + \frac{p_2}{|r|^4} \left(63 \frac{r_z^4}{|r|^4} - 42 \frac{r_z^2}{|r|^2} + 3 \right) \right) \right]; \\ g_y &= r_y \left[\frac{p_0}{|r|^3} \left(1 + \frac{p_1}{|r|^2} \left(5 \frac{r_z^2}{|r|^2} - 1 \right) + \frac{p_2}{|r|^4} \left(63 \frac{r_z^4}{|r|^4} - 42 \frac{r_z^2}{|r|^2} + 3 \right) \right) \right]; \\ g_z &= r_z \left[\frac{p_0}{|r|^3} \left(1 + \frac{p_1}{|r|^2} \left(5 \frac{r_z^2}{|r|^2} - 3 \right) + \frac{p_2}{|r|^4} \left(63 \frac{r_z^4}{|r|^4} - 70 \frac{r_z^2}{|r|^2} + 15 \right) \right) \right], \end{aligned} \quad (3)$$

где

$$\begin{aligned} p_0 &= 3,986004418 \cdot 10^5 \text{ км}^3 / \text{с}^2, \quad p_1 = -6,6063460006 \cdot 10^4 \text{ км}^2, \\ p_2 &= 2,5023 \cdot 10^9 \text{ км}^4 \end{aligned}$$

— гармоники гравитационного потенциала Земли.

Приращение вектора состояния с использованием (3) можно представить как

$$dX(X) = [v_x \ v_y \ v_z \ -g_x \ -g_y \ -g_z]^T; \quad (4)$$

Таким образом, согласно методу Рунге — Кутты 4-го порядка, с помощью (4) получаем значение вектора состояния X_{n+1} на следующей итерации:

$$K_1 = dX(X_n), \quad K_2 = dX\left(X_n + \frac{h}{2} K_1\right), \quad K_3 = dX\left(X_n + \frac{h}{2} K_2\right), \quad K_4 = dX(X_n + hK_3),$$

$$X_{n+1} = \frac{h}{6} (K_1 + 2K_2 + 2K_3 + K_4), \quad (5)$$

где $h = 1$ с — шаг интегрирования. Как и при интегрировании кинематических уравнений, так и для последней итерации $h = \Delta T - \{\Delta T / 1\} \cdot 1$ ($\{\Delta T / 1\}$ — целая часть частного $\Delta T / 1$).

Поскольку интегрирование выполняется в псевдоинерциальной системе координат, то дополнительно необходимо учесть поворот самой системы координат за время h . Это можно сделать для (5), воспользовавшись следующим соотношением:

$$X_{n+1} = \left[x \cos(\Omega_E h) + y \sin(\Omega_E h) \quad y \cos(\Omega_E h) - x \sin(\Omega_E h) \quad z v_x \cos(\Omega_E h) + v_y \sin(\Omega_E h) \quad v_y \cos(\Omega_E h) - v_x \sin(\Omega_E h) \quad v_z \right]^T. \quad (6)$$

После всех итераций интегрирования переводим экстраполированный вектор состояния (6) обратно в гринвичскую систему координат WGS84:

$$X^{WGS84} = \left[r_x \quad r_y \quad r_z \quad v_x + \Omega_E r_y \quad v_y - \Omega_E r_x \quad v_z \right]^T. \quad (7)$$

Расчет вектора цели. Вектор цели в системе координат WGS84 для точки на поверхности Земли, заданной геодезическими координатами, может быть выражен следующим образом [10]:

$$\begin{aligned} N &= \frac{a_E}{\sqrt{1 - (2K_E - K_E^2) \sin^2 B}}, \\ T_x^{WGS84} &= (N + H) \cos B \cos L, \\ T_y^{WGS84} &= (N + H) \cos B \sin L, \\ T_z^{WGS84} &= ((1 - 2K_E + K_E^2) N + H) \sin B, \end{aligned} \quad (8)$$

где a_E и K_E — большая полуось и сжатие (параметры эллипсоида Земли); B , L , H — геодезическая широта, долгота и высота цели над поверхностью земного эллипсоида соответственно.

Таким образом, вектор направления от местоположения ДПН к цели (линию визирования) можно рассчитать по (8) и (7) следующим образом:

$$\mathbf{V}^{WGS84} = \mathbf{T}^{WGS84} - \mathbf{X}^{WGS84}. \quad (9)$$

Вектор линии визирования необходимо перевести из системы координат WGS84 в систему координат ДПН. Для этого необходимо сначала перепроектировать его в инерциальную систему координат J2000, далее, воспользовавшись известной ориентацией МКС относительно J2000, перепроектировать в систему координат ДПН. Следовательно, вектор цели в системе координат ДПН может быть найден из (9) следующим образом:

$$\mathbf{T}^{BPP} = \tilde{\mathbf{D}} \cdot \tilde{\mathbf{A}} \cdot \tilde{\mathbf{G}} \cdot \mathbf{V}^{WGS84} \cdot \mathbf{G} \cdot \mathbf{A} \cdot \mathbf{D}, \quad (10)$$

где \mathbf{D} — установочный кватернион ДПН относительно связанной системы координат МКС; \mathbf{A} — кватернион перехода от инерциальной системы координат J2000 к связанной системе координат МКС, экстраполированный на необходимый момент времени с помощью (1) и (2); \mathbf{G} — кватернион перехода из гринвической системы координат WGS84 в инерциальную систему J2000, который зависит только от времени и может быть вычислен с разной степенью точности, согласно методике [7].

Расчет требуемых углов поворота осей ДПН. Конструктивные особенности ДПН таковы, что в системе координат ДПН ось привода Бета имеет координаты $\mathbf{A}_\beta = [1 \ 0 \ 0]$, а ось привода Альфа — координаты $\mathbf{A}_\alpha = [0 \ -\cos 5^\circ \ \sin 5^\circ]$. Следовательно, задача определения углов поворота платформы сводится к задаче поворота исходного вектора сначала на угол β вокруг \mathbf{A}_β , а потом на угол α вокруг \mathbf{A}_α . Таким образом, исходный вектор совмещается с направлением указания цели.

Для определения углов α и β рассмотрим два конуса вращения (рис. 1). Первый конус с осью \mathbf{A}_β и образующей — вектором нулевого положения ДПН \mathbf{V} . Второй конус с осью \mathbf{A}_α и образующей — вектором цели \mathbf{T}^{BPP} . Эти два конуса должны иметь две линии пересечения, определяющие два различных набора углов α и β . Из двух наборов выберем такой, в котором значение по модулю угла β минимально, либо в котором значения углов соответствуют разрешенному диапазону углов поворота ДПН.

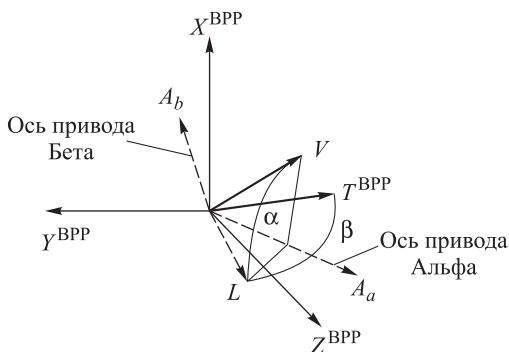


Рис. 1. Расчет углов поворота ДПН

Вектор линий пересечения конусов можно найти из условия постоянства скалярного произведения вектора оси конуса на вектор его образующей:

$$V_x = x, \quad -(\cos 5^\circ)T_y^{\text{BPP}} + (\sin 5^\circ)T_z^{\text{BPP}} = -y \cos 5^\circ + z \sin 5^\circ, \quad z = \sqrt{1 - x^2 - y^2}.$$

Таким образом, для нахождения координаты вектора y получаем следующее квадратное уравнение:

$$\frac{-(\cos 5^\circ)T_y^{\text{BPP}} + (\sin 5^\circ)T_z^{\text{BPP}} + y \cos 5^\circ}{\sin 5^\circ} = \sqrt{1 - V_x^2 - y^2}.$$

Обозначив коэффициенты квадратного уравнения как

$$a = \frac{-(\cos 5^\circ)T_y^{\text{BPP}} + (\sin 5^\circ)T_z^{\text{BPP}}}{\sin 5^\circ}, \quad b = \frac{\cos 5^\circ}{\sin 5^\circ},$$

для определения координаты y получаем решение

$$y = \frac{-2ab \pm \sqrt{4a^2b^2 - 4(1+b^2)(V_x^2 - 1 + a^2)}}{2(1+b^2)};$$

$$x = V_x;$$

$$z = \frac{-(\cos 5^\circ)T_y^{BPP} + (\sin 5^\circ)T_z^{BPP} + y \cos 5^\circ}{\sin 5^\circ}.$$
(11)

Далее углы α и β находим как углы между векторами \mathbf{T}^{BPP} и $\mathbf{L} = (x \ y \ z)^T$ и векторами \mathbf{V} и \mathbf{L} соответственно.

Формирование траектории перевода ДПН из текущего положения на траекторию наблюдения. Для минимизации низкочастотных колебаний, возникающих в случае, если траектория отслеживания цели задана независимо от текущего положения ДПН, дополнительно был разработан алгоритм плавного перевода ДПН из текущего положения в положение на траекторию отслеживания цели. Алгоритм основан на предположении, что время начала сеанса съемки T_T известно, а также алгоритм основан на грубой оценке начальных углов направления на цель, сформированных на момент времени начала съемки. Оценки начальных углов направления на цель могут быть получены путем экстраполяции углового и пространственного положения МКС и дальнейшего расчета предполагаемых углов направления на цель.

Траектория перевода приближается кубическим сплайном и далее дополнительно фильтруется с помощью фильтра низких частот для обеспечения непрерывности ускорения. Расчет траектории перевода ДПН из текущего положения в положение на траектории отслеживания цели может быть осуществлен следующим образом. Обозначим $\alpha_0, \beta_0, \dot{\alpha}_0, \dot{\beta}_0$ — начальное положение и скорости движения ДПН, $\hat{\alpha}_T, \hat{\beta}_T, \hat{\alpha}_T, \hat{\beta}_T$ — оценки углов поворота и скоростей вращения на момент начала наблюдения. Тогда время, необходимое для перевода на траекторию отслеживания по оси Альфа, можно оценить следующим образом:

$$T = \frac{|\alpha_T - \alpha_0|}{v_{BPP}} + \frac{\left| \dot{\alpha}_0 - \frac{\alpha_T - \alpha_0}{|\alpha_T - \alpha_0|} v_{BPP} \right|}{a_{BPP}} + \frac{\left| \frac{\alpha_T - \alpha_0}{|\alpha_T - \alpha_0|} v_{BPP} - \hat{\alpha}_T \right|}{a_{BPP}},$$
(12)

где v_{BPP} — эффективная максимальная скорость вращения ДПН, при реальной максимальной скорости $3^\circ/\text{с}$ ее можно принять равной $2^\circ/\text{с}$; a_{BPP} — эффективное максимальное ускорение ДПН, при реальном максимальном ускорении $1^\circ/\text{с}$ его можно принять равным $0,8^\circ/\text{с}$. Для оси Бета (см. рис. 1) проводят аналогичную (12) оценку и выбирают максимальное из полученных времен. Таким образом, для коэффициентов сплайна для оси Альфа, получаем следующие соотношения:

$$a_0 = \frac{T(\dot{\hat{\alpha}}_T - \dot{\alpha}_0) - 2(\hat{\alpha}_T - \alpha_0 - \dot{\alpha}_{0T})}{T^3}, \quad a_1 = \frac{3(\hat{\alpha}_T - \alpha_0 - \dot{\alpha}_{0T}) - T(\dot{\hat{\alpha}}_T - \dot{\alpha}_0)}{T^2}, \quad (13)$$

$$a_2 = \dot{\alpha}_0, \quad a_3 = \alpha_0.$$

В любой момент времени t в промежутке от $T_T - T$ до T_T траектория перевода ДПН из текущего положения на траекторию отслеживания цели может быть получена следующим образом:

$$\alpha(t) = a_0 t^3 + a_1 t^2 + a_2 t + a_3. \quad (14)$$

Для оси Бета получаются соотношения, аналогичные (13) и (14).

Для обеспечения непрерывности траектории по ускорению к формируемой траектории дополнительно применяется фильтр высоких частот первого порядка с частотой среза 2 Гц; задержка $\sim 0,8$ с, внесенная данным фильтром, учитывается при прогнозировании положения МКС с помощью соотношений (1), (2) и (5).

Результаты численного моделирования. Для демонстрации работы алгоритма наведения на рис. 2 показано, как изменяются углы поворота ДПН и угловые скорости вращения приводов Альфа и Бета при моделировании трех последовательных сеансов съемки с плавным переводом ДПН на траекторию отслеживания цели. В состав моделирующего стенда входят: наземная модель динамики и бортовых систем управления движением МКС; модели аппаратуры

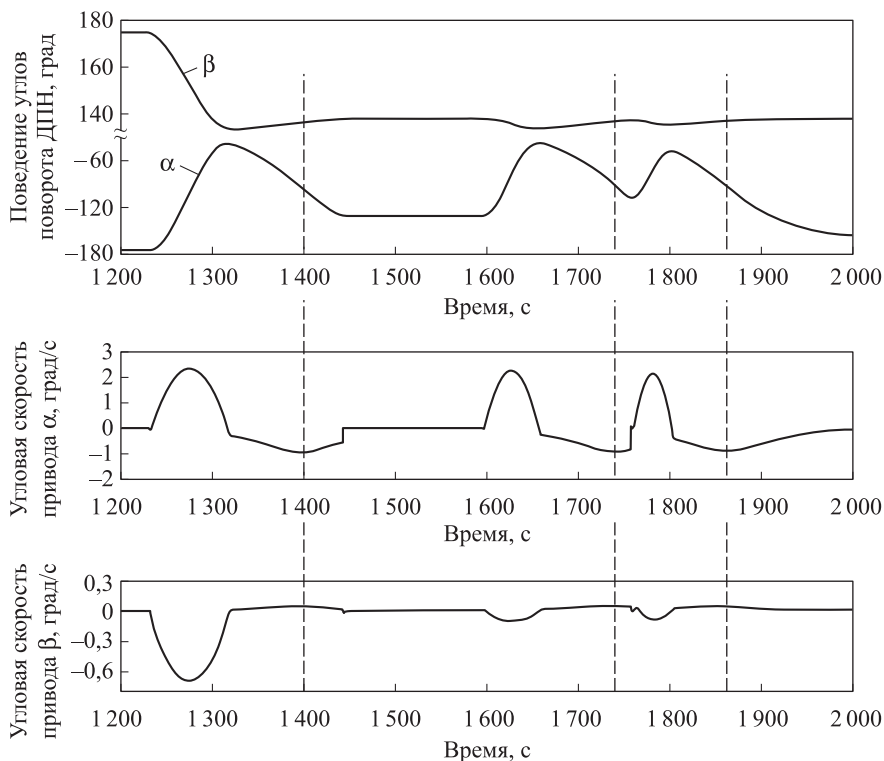


Рис. 2. Изменение расчетных углов и угловых скоростей ДПН для отслеживания цели

системы управления движением и внешней среды; модель упругих колебаний конструкции МКС; модель бортового компьютера системы управления движением МКС; модель компьютера, управляющего научной аппаратурой со штатным бортовым программным обеспечением; сервисное программное обеспечение. На рис. 2 вертикальными штриховыми прямыми показаны моменты времени, когда наблюдаемая область наиболее близка к проекции траектории МКС на поверхность Земли (текущей подспутниковой точке). В промежутках времени 1200...1320 с, 1450...1660 с, 1750...1800 с происходит перевод ДПН на траекторию съемки, а в промежутках времени 1320...1450 с, 1660...1750 с, 1800...1900 с — непосредственно сеансы съемки.

Летно-конструкторские испытания алгоритма и результаты видеосъемок. В ходе испытаний, проводимых с конца ноября 2014 г., было выполнено несколько десятков сеансов наблюдения за целями на поверхности Земли. Дополнительно также выполняли различные работы, направленные на уточнение характеристик системы МКС — ДПН — НРС. Работу приводов ДПН контролировали как датчики положения самой платформы, так и гироскопические датчики угловой скорости, расположенные непосредственно на НРС для обеспечения возможности наземной обработки полученных данных. В качестве иллюстрации работы алгоритма наведения и поведения ДПН на рис. 3 приведены графики изменения углов поворота вокруг осей Альфа и Бета, полученные по данным телеметрии в ходе сеанса съемки территории г. Лас-Вегас 27 февраля

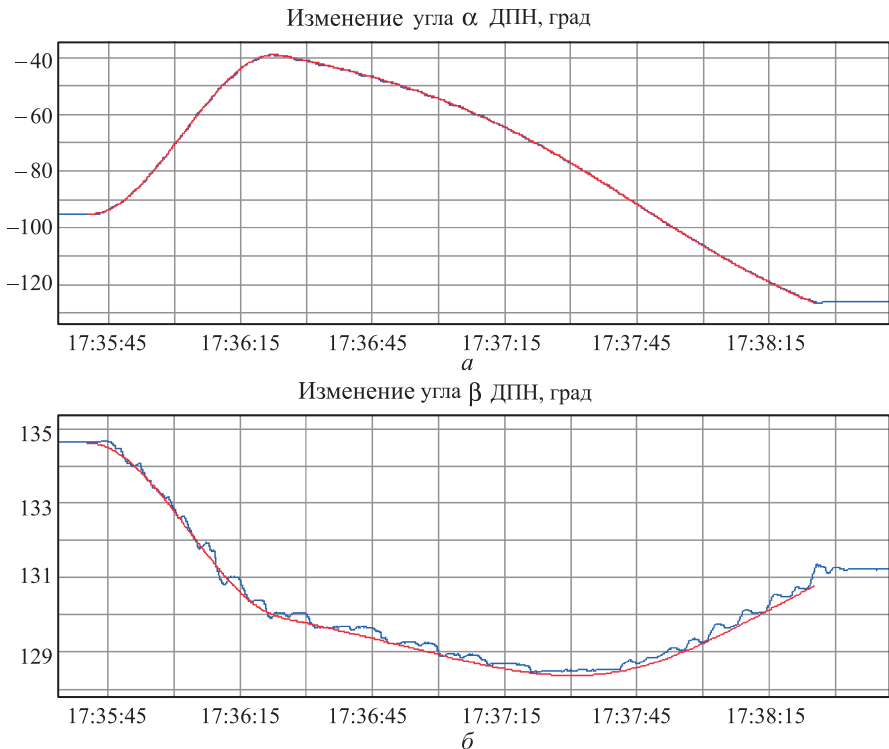


Рис. 3. Изменение расчетных и измеренных углов при движении ДПН

2015 г. Красной кривой показана задаваемая траектория движения, а синей — реальная траектория, восстановленная по показаниям гироскопических измерителей угловой скорости, установленных на НРС. На рис. 3, а показано поведение угла α , а на рис. 3, б — угла β . Колебательный характер поведения угла β объясняется значительным влиянием при малых скоростях движения сил трения и натяжения транзитных кабелей, проходящих внутри ДПН.

На рис. 4 приведен кадр из видео, характеризующий результаты съемки: хорошо различимы автомобили, движущиеся по шоссе, а у отдельных автомобилей также можно различить кабину и кузов.

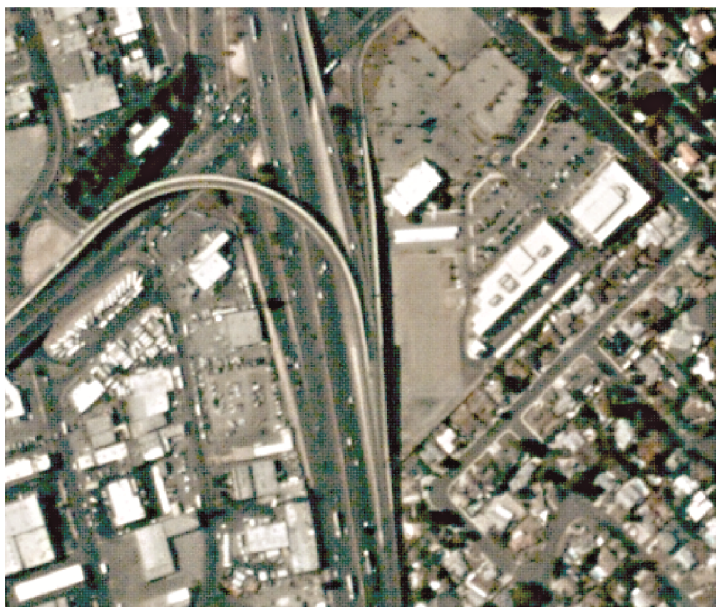
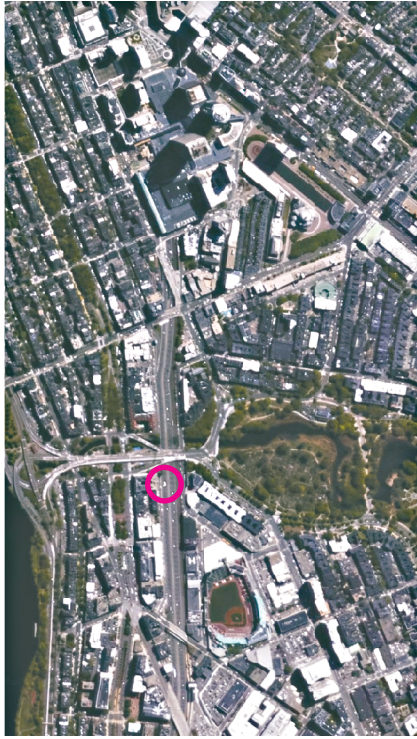


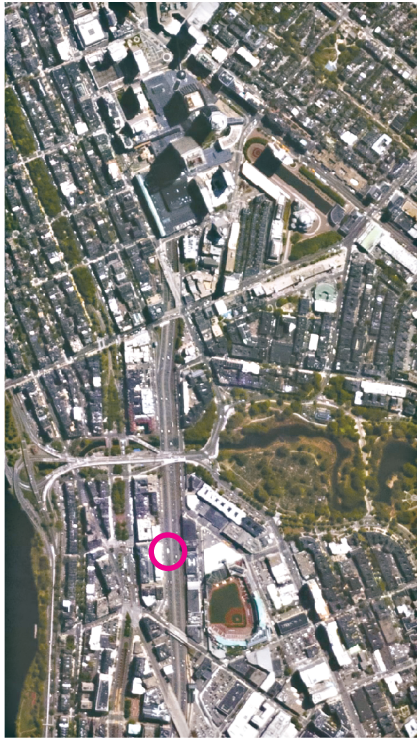
Рис. 4. Фрагмент видеосъемки г. Лас-Вегас в феврале 2014 г.

На рис. 5 показаны четыре фрагмента из видеофайла, полученного в ходе съемки г. Бостон в мае 2015 г. Промежуток времени между кадрами 10 с. На данных фрагментах по проекциям небоскребов в правом краю кадра хорошо видно, как меняется точка съемки, и показано, что алгоритм наведения нацеливает оптическую ось телескопа, установленного на ДПН, на одну и ту же точку на поверхности Земли в течение всего промежутка времени видеосъемки, который составляет $\sim 1,5$ мин. На кадрах хорошо различимы транспортные средства, движущиеся по шоссе и улицам снятого района г. Бостон. По кадрам можно проследить траектории перемещения отдельных транспортных средств во время видеосъемки и оценить скорости их перемещения. Например, скорость автомобиля, выделенного красным кружком (рис. 5, а — в), составляет ~ 75 км/ч.

Результаты работы алгоритма продемонстрированы также в галерее компании Urthecast в [11]. На примере съемок городов Лондон, Барселона, Бостон, Мекка и Ванкувер подтверждается корректность работы алгоритма наведения.



а



б



в



г

Рис. 5. Кадры видеосъемки г. Бостон в мае 2015 г.

Представленные в галерее видеокадры наглядно демонстрируют длительное (до 90 с) наведение на нацеливаемую точку на поверхности Земли и ее длительное удержание в поле зрения камеры высокого разрешения.

Заключение. Предложен алгоритм наведения камеры высокого разрешения с помощью ДПН на определенную цель на поверхности Земли. Алгоритм решает задачи прогнозирования углового и пространственного положений МКС, задачи вычисления вектора положения цели в системе координат ДПН и непосредственного расчета углов и угловых скоростей движения ДПН для слежения за целью. Предусмотрен плавный перевод ДПН на траекторию отслеживания из любого положения. Дополнительно следует отметить, что помимо описанного режима работы ДПН были также созданы такие режимы, как наведение на точку в инерциальном пространстве, что позволяет навести камеру на определенную звезду по ее гелиоцентрическим координатам, и наведение на Луну и Солнце, а также режим задания тестовых траекторий движения, который применялся при наземной отработке программного обеспечения, при стыковочных испытаниях компьютера, управляющего полезными нагрузками с ДПН, и определении параметров управления ДПН в ходе летно-конструкторских испытаний. Данные режимы были реализованы, поскольку полезная нагрузка, которая может быть установлена на ДПН, не ограничивается одной камерой высокого разрешения. В частности, в настоящий момент разрабатываются спектрофотометр для исследования космического пространства, а также оборудование для исследования Солнца.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Наведение оптической оси телескопа, установленного на поворотной платформе МКС, с учетом упругости конструкции* / С.Н. Тимаков, А.В. Сумароков, С.Е. Нефедов, К.А. Богданов // *Материалы конф. Управление в морских и аэрокосмических системах (УМАС-2014, Санкт-Петербург)*. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2014. С. 557–566.
2. *Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В.* Целевое использование РС МКС: значимые научные результаты и планы на следующее десятилетие // *Космическая техника и технологии*. 2013. № 2. С. 3–18.
3. *Сумароков А.В.* Об усреднении параметров орбитального движения МКС в космическом эксперименте GTS2 // *Навигация и управление движением: Материалы XVI конф. молодых ученых 2014*. С. 334–341.
4. *Микрин Е.А., Сумароков А.В., Зубов Н.Е., Рябченко В.Н.* К вопросу решения задачи усреднения параметров орбитального движения МКС в ходе реализации космического эксперимента Global Transmission Services 2 // *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение*. 2015. № 5. С. 3–17. DOI: 10.18698/0236-3933-2015-5-3-17
5. *Сумароков А.В.* Наведение камеры высокого разрешения при видеосъемке поверхности земли с МКС // *Навигация и управление движением. Материалы XVII конф. молодых ученых. ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», Междунар. общественная организация «Академия навигации и управления движением»* / науч. ред. О.А. Степанов; под общ. ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ОАО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2015. С. 561–568.
6. *Бранец В.И., Шмыглевский И.П.* Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. М.: Науча, 1992. 280 с.

7. РД 50–25645.325–89. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полетов и методика расчета звездного времени. М.: Изд-во стандартов, 1990. 19 с.
8. Жаров В.Е. Сферическая астрономия. Фрязино: Век 2, 2006. 480 с.
9. Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М.: Наука, 1965. 540 с.
10. ГОСТ Р 51794–2001. Аппаратура радионавигационная глобальной навигационной спутниковой системы и глобальной системы позиционирования. Системы координат. Методы преобразований координат определяемых точек. М.: Изд-во стандартов, 2001. 10 с.
11. Urthecast promo portal // Информационный портал urthecast.com. URL: <https://www.urthecast.com/enterprise/cameras> (дата обращения: 30.11.2015)

Сумароков Антон Владимирович — канд. физ.-мат. наук, старший научный сотрудник научно-технического центра РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (Российская Федерация, Московская обл., 141070, г. Королёв, ул. Ленина, д. 4а).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Сумароков А.В. О наведении камеры высокого разрешения, установленной на борту МКС, посредством двухосной поворотной платформы // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2016. № 4. С. 85–97. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-85-97

ON POINTING OF HIGH RESOLUTION CAMERA MOUNTED ON THE INTERNATIONAL SPACE STATION USING BIAxIAL ROTATING PLATFORM

A.V. Sumarokov

avsumarokov@gmail.com

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia, Korolev, Moscow Region, Russian Federation

Abstract

This article describes an algorithm for calculating the parameters of biaxial revolving platform motion. This platform is mounted on the external surface of the International Space Station. It serves for pointing of the high resolution camera which is used for the Earth remote sensing. During video shooting the camera is continuously pointed at the point on the Earth surface with a given set of coordinates. The algorithm was applied during the space experiment “Napor-Mini RSA” at the International Space Station. This experiment was performed by Roscosmos together with the Canadian company UrtheCast. We provide a detailed solution describing the high resolution camera pointing. The algorithm efficiency is shown not only by the mathematical modeling but also by the Earth surface video shoots

Keywords

The International space station, space experiments, Napor-Mini RSA, pointing, the Earth remote sensing, biaxial pointing platform

REFERENCES

- [1] Timakov S.N., Sumarokov A.V., Nefedov S.E., Bogdanov K.A. Pointing the optical axis of the telescope installed on the ISS turntable, taking into account the structure elasticity. *Mat. konf. Upravlenie v morskikh i aerokosmicheskikh sistemakh* [Proc. conf. Control in marine and aerospace systems]. St. Petersburg, TsNII Elektropribor, 2014, pp. 557–566 (in Russ.).

- [2] Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V. The ISS Russian segment utilization: research accomplishments and prospects. *Kosm. tekhn. i tekhnologii* [Space Engineering and Technology], 2013, no. 2, pp. 3–18 (in Russ.).
- [3] Sumarokov A.V. About averaging of ISS orbital parameters during implementation of space experiment GTS2. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem. Mat. XVI konf. Molodykh uchenykh* [Navigation and Motion Control. Proc. of the XVI Young Scientist Conference], 2014, pp. 334–341 (in Russ.).
- [4] Mikrin E.A., Sumarokov A.V., Zubov N.E., Ryabchenko V.N. Problem solution of averaging orbital motion parameters of the International space station during conducting the space experiment Global Transmission Services 2. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2015, no. 5, pp. 3–17 (in Russ.). DOI 10.18698/0236-3933-2015-53-17
- [5] Sumarokov A.V. Setting high definition camera when video filming the Earth's surface from the ISS. *Navigatsiya i upravlenie dvizheniem. Mat. XVII konf. Molodykh uchenykh* [Navigation and Motion Control. Proc. of the XVI Young Scientist Conference]. St. Petersburg, TsNII Elektropribor, 2015, pp. 561–568 (in Russ.).
- [6] Branets V.I., Shmyglevskiy I.P. Vvedenie v teoriyu besplatformennykh inertial'nykh navigatsionnykh system [Introduction to the theory of strapdown inertial navigation systems]. Moscow, Nauka Publ., 1992. 280 p.
- [7] RD 50–25645.325–89. Metodicheskie ukazaniya. Sputniki Zemli iskusstvennye. Osnovnye sistemy koordinat dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov i metodika rascheta zvezdnogo vremeni [Methodical instructions. Artificial Earth satellites. Basic coordinate systems for ballistic flight support and methods of calculating the sidereal time]. Moscow, Izd. Standartov Publ., 1990. 19 p.
- [8] Zharov V.E. Sfericheskaya astronomiya [Spherical astronomy]. Fryazino, Vek 2 Publ., 2006. 480 p.
- [9] El'yasberg P.E. Vvedenie v teoriyu poleta iskusstvennykh sputnikov Zemli [Introduction to the theory of artificial satellite flight]. Moscow, Nauka Publ., 1965. 540 p.
- [10] State standart GOST R 51794–2001. Apparatura radionavigatsionnaya global'noy navigatsionnoy sputnikovoy sistemy i global'noy sistemy pozitsionirovaniya. Sistemy koordinat. Metody preobrazovaniy koordinat opredelyaemykh toчек [Radio navigation equipment of the global satellite navigation system and global positioning system. Coordinate systems. Methods of coordinate transformations of defined points]. Moscow, Izd. Standartov Publ., 2001. 10 p.
- [11] Urthecast promo portal. urthecast.com. Available at: <https://www.urthecast.com/enterprise/cameras> (accessed: 30.11.2015).

Sumarokov A.V. — Cand. Sci. (Phys.-Math.), Senior Research Scientist, S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (ul. Lenina 4a, Korolev, Moscow Region, 141070 Russian Federation).

Please cite this article in English as:

Sumarokov A.V. On Pointing of High Resolution Camera Mounted on the International Space Station using Biaxial Rotating Platform. *Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Priborostr.* [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Instrum. Eng.], 2016, no. 4, pp. 85–97. DOI: 10.18698/0236-3933-2016-4-85-97