

Астрономическая система автономной навигации и ориентации космических аппаратов широкого назначения

© В. И. Кузнецов, Т. В. Данилова, М. А. Архипова, М. А. Маслова

ВКА им. А. Ф. Можайского, г. Санкт-Петербург, Россия

Предлагаются теоретические основы создания и результаты моделирования функционирования астрономической системы автономной навигации и ориентации, применимой для КА широкого класса. Система реализована на основе двух разработанных авторами методов: высокоточного метода решения задачи навигации и ориентации КА на основе виртуальных измерений зенитных расстояний звезд, а также модифицированного метода формирования опорных оценок параметров орбиты и ориентации КА при отсутствии априорной информации. Оба метода реализованы на основе измерений координат звезд и звездных величин в оптико-электронных приборах, причем сформированные вторым методом оценки используются в качестве исходных данных для первого. Предлагаемая система обладает повышенными характеристиками устойчивости, скрытности и автономности.

Ключевые слова: автономная навигация, автономная ориентация, распознавание звезд, астроизмерения, оптико-электронные приборы, бортовые комплексы управления, устойчивость функционирования.

Введение

В русле общемировой тенденции повышения уровня автономности функционирования систем управления космическими аппаратами (КА) астрономические системы автономной навигации и ориентации (САО) являются наиболее перспективными. Актуальность разработки таких систем подчеркивается их повышенной надежностью, помехозащищенностью, живучестью, скрытностью и малыми весогабаритными характеристиками требуемых измерителей. Особенно важным является создание таких САО, которые могли бы функционировать в различных условиях обстановки, в том числе при возникновении нештатных ситуаций, связанных с утратой данных об орбите, и невозможностью их восстановления средствами наземных комплексов или ГЛОНАСС.

Приводится описание разработанной авторами САНО, основанной на бортовых измерениях в оптико-электронном приборе (ОЭП) координат звезд и звездных величин и обеспечивающей выполнение следующих функций: высокоточное решение задачи навигации и ориентации; формирование опорных оценок параметров орбиты и ориентации аппарата при отсутствии априорной информации. Полагается, что КА стабилизирован по осям текущей орбитальной системы координат (ТОСК) с погрешностью не более 15° .

1. Метод виртуальных измерений зенитных расстояний звезд

Основой системы является метод виртуальных измерений зенитных расстояний звезд (ВИЗРЗ), параллельно решающий задачи навигации и ориентации, используя измерения в ОЭП [1, 2]. Для решения навигационной задачи используются ОЭП (минимум два), помещенные в кардановы подвесы; для задачи ориентации — ОЭП (минимум один), жестко закрепленные на корпусе. Алгоритм совместного решения задач реализован так, что навигационная задача использует промежуточные результаты решения задачи ориентации и наоборот, что обеспечивает повышение точностных характеристик. ОЭП, помещенные в кардановы подвесы, визируют навигационные звезды (НЗ): самые яркие — звездная величина 1.25 и ниже, плюс Полярная звезда (всего 21 объект). Известно: оптимальным с точки зрения точности навигационных определений является использование навигационных ориентиров, расположенных вблизи полюса и плоскости оцениваемой орбиты, т. е. для достижения оптимума достаточно измерение двух углов. Поэтому перед измерительным сеансом по данным опорной орбиты с учетом засветки от Солнца, Луны и затенения линии визирования Землей из вышеуказанного списка НЗ выбирается пара субоптимальных звезд, относительно которых проводятся измерения зенитных углов. Моделирование метода ВИЗРЗ позволило исследовать вопрос количественного и качественного состава списка НЗ, обеспечивающего определение произвольных околоземных орбит.

Высокая точность метода ВИЗРЗ основывается на оригинальном алгоритме расчета зенитных расстояний и поддерживается современным алгоритмом распознавания звезд. Кроме того, метод дополнен алгоритмом оптимизации программы измерений путем минимизации той или иной линейной комбинации дисперсий уточняемых параметров орбиты.

1.1. Задача навигации

Навигационный параметр — зенитное расстояние звезды — не измеряется, а рассчитывается из измеренных координат звезд, отсюда и название метода. В его основе лежит идея использовать в качестве зенитного расстояния звезды угол φ между направлением на звезду и осью S ТОСК, что позволяет обойти вопрос рассогласования осей фактической и опорной орбит.

Расчет навигационного параметра. Орт визируемой звезды в ТОСК — вектор $\mathbf{b}(b_S, b_T, b_W)$ — рассчитывается с использованием матриц перехода (МП):

$$\mathbf{b} = \mathbf{M}_2 \cdot \mathbf{M}_1 \cdot \mathbf{a}, \quad (1)$$

где \mathbf{M}_1 — МП из приборной системы координат (ПСК) в связанную систему координат (ССК) рассчитывается через углы, поставляемые датчиками карданова подвеса; \mathbf{M}_2 — МП из ССК в ТОСК формируется через углы тангажа, рыскания и крена; \mathbf{a} (0, 0, 1) — орт визируемой звезды в ПСК.

Тогда навигационный параметр $\varphi = \arccos(b_s)$, $0 \leq \varphi \leq \pi$.

Навигационная задача решается традиционно, используя сглаживающий фильтр. Например, в случае применения метода наименьших квадратов (МНК) поправки к начальной точке орбиты определяют итеративно:

$$\Delta \mathbf{q}_{0l} = \left(\sum_{j=1}^n \mathbf{G}_{0j}^T \mathbf{P}_j \mathbf{G}_{0j} \right)^{-1} \left(\sum_{j=1}^n \mathbf{G}_{0j}^T \mathbf{P}_j \Delta \mathbf{L}_j \right), \quad (2)$$

где l — номер итерации; j — номер навигационного сеанса; n — число навигационных сеансов на мерном интервале; $\Delta \mathbf{q}_{0l}$ — поправка к начальным параметрам орбиты на итерации с номером l ; \mathbf{P}_j — весовая матрица измерений, $\mathbf{P}_j = \mathbf{K}_{\varphi j}^{-1}$, где $\mathbf{K}_{\varphi j}$ — матрица вторых моментов погрешностей измерений; $\Delta \mathbf{L}_j$ — вектор невязок измерений, $\Delta \mathbf{L}_j = \mathbf{L}_{j \text{ изм}} - \mathbf{L}_{j \text{ расч}}$, $\mathbf{L}_{j \text{ изм}}$, $\mathbf{L}_{j \text{ расч}}$ — измеренные и расчетные значения навигационной вектор-функции (в данной задаче — углы φ); \mathbf{G}_{0j} — градиентная матрица, $\mathbf{G}_{0j} = \mathbf{G}_j \cdot \Phi_{0j}$, \mathbf{G}_j — местная градиентная матрица, $\mathbf{G}_j = \partial \mathbf{L}_j / \partial \mathbf{q}_j$; Φ_{0j} — матрица изохронных производных, $\Phi_{0j} = \partial \mathbf{q}_j / \partial \mathbf{q}_0$, \mathbf{q}_0 , \mathbf{q}_j — начальные и текущие параметры орбиты.

1.2. Задача ориентации

Решение задачи ориентации построено также на использовании алгоритма (2). Оценки параметров ориентации формируются как сглаженные за мерный интервал, основываясь на МНК. При этом вектор уточняемых параметров \mathbf{q} содержит оценки параметров динамики углов ориентации; элементами измеряемой вектор-функции \mathbf{L} являются приборные координаты звезд.

Предусмотрены различные законы фактической динамики углов ориентации: синусоидальный, квадратичный, линейный, однопараметрический. Например, при синусоидальном законе имеем двенадцатимерную задачу: определяются четыре параметра для каждого из трех углов. В общем виде зависимость углов ориентации от параметров их динамики a_{km} запишем как $u_k = f(a_{km})$, где $k = 1, 2, 3$ — номер угла ориентации (соответственно тангаж ϑ , рыскание ψ , крен γ); $m = 0, \dots, 3$ — номер параметра. Тогда элементы матрицы Φ_{0j} — частные производные по времени от функций динамики. Местная градиентная матрица имеет вид: $\mathbf{G}_j^T = (\partial \xi_{ji} / \partial q_{jk}, \partial \eta_{ji} / \partial q_{jk})$, где ξ_{ji} и

η_{ji} — измеренные координаты рабочих звезд, $j = 1, \dots, n$ — номер навигационного сеанса; $i = 1, \dots, 5$ — номер ОЭП. Элементы градиентной матрицы представим в виде: $\partial\xi/\partial a_{km} = \partial\xi/\partial u_k \cdot \partial u_k/\partial a_{km}$; $\partial\eta/\partial a_{km} = \partial\eta/\partial u_k \cdot \partial u_k/\partial a_{km}$.

Ограничимся рассмотрением производных вида $\partial\xi/\partial u_k$ и $\partial\eta/\partial u_k$.

Из (1) следует, что $\mathbf{a} = \mathbf{M}_1^{-1} \cdot \mathbf{M}_2^{-1} \cdot \mathbf{b}$, где $\mathbf{M}_1^{-1} = \mathbf{M}_1^T$, $\mathbf{M}_2^{-1} = \mathbf{M}_2^T$. Тогда, например, для тангажа ϑ ($k=1$) искомые производные таковы:

$$\begin{aligned} \frac{\partial\xi}{\partial\vartheta} &= C \cdot \{[-\sin\lambda \cdot A + \cos\lambda \cdot (B \cdot b_S - D \cdot b_T)] \cdot (-\xi^2 - f^2) + \\ &+ [-\cos\lambda \cdot \sin\rho \cdot A - \sin\lambda \cdot \sin\rho \cdot (B \cdot b_S - D \cdot b_T) + \cos\rho \cdot (E \cdot b_S + G \cdot b_T)] \cdot \eta \cdot \xi\}, \\ \frac{\partial\eta}{\partial\vartheta} &= C \cdot \{[-\cos\lambda \cdot \sin\rho \cdot A - \sin\lambda \cdot \sin\rho \cdot (B \cdot b_S - D \cdot b_T) + \\ &+ \cos\rho \cdot (E \cdot b_S + (\cos\vartheta \cdot \cos\gamma - \sin\vartheta \cdot \sin\psi \cdot \sin\gamma) \cdot b_T)] \cdot (-\eta^2 - f^2) + \\ &+ [-\sin\lambda \cdot A + \cos\lambda \cdot (B \cdot b_S - D \cdot b_T)] \cdot \eta \cdot \xi\}, \end{aligned}$$

где λ и ρ — углы крепления ОЭП на корпусе КА; f — фокусное расстояние ОЭП; $A = (-\cos\vartheta \cdot \cos\psi \cdot b_S - \sin\vartheta \cdot \cos\psi \cdot b_T)$; $B = (-\sin\vartheta \cdot \sin\gamma + \cos\vartheta \cdot \sin\psi \cdot \cos\gamma)$; $C = \sqrt{(\xi^2 + \eta^2 + f^2)}/f^2$; $D = (\cos\vartheta \cdot \sin\gamma + \sin\vartheta \cdot \sin\psi \cdot \cos\gamma)$; $E = (-\sin\vartheta \cdot \cos\gamma - \cos\vartheta \cdot \sin\psi \cdot \sin\gamma)$; $G = (\cos\vartheta \cdot \cos\gamma - \sin\vartheta \cdot \sin\psi \cdot \sin\gamma)$.

2. Модифицированный метод определения оценок параметров орбиты и ориентации КА при отсутствии априорной информации

Для решения задачи навигации по алгоритму (2) с использованием частных производных необходимы априорные данные о параметрах орбиты, следовательно, САНО должна обладать способностью сформировать эти данные. Известен метод определения приблизительных оценок параметров орбиты на основе анализа годографов осей КА, сформированных в результате измерений в ОЭП, жестко закрепленных на корпусе КА [3, 4]. Принципиальным условием функционирования метода является расчет элементов годографов через равные промежутки времени на всем мерном интервале. Однако жестко закрепленный ОЭП может быть засвечен Солнцем или Луной, и в этих случаях проведение измерений невозможно. Кроме того, при наличии грубых измерений звезды могут оказаться нераспознанными и, следовательно, геоцентрическая ориентация ОЭП и КА не определяется. В обоих случаях необходимы дополнительные мероприятия. Предлагается модификация метода, обеспечивающая полноту годографов, — использование ОЭП, помещенного в карданов подвес. Такой прибор за счет подвижности осей подвеса может осуществлять измерения в любой момент времени. Кроме того, при визировании в ОЭП навигационных звезд вероятность распознавания близка к единице.

Модифицированный метод более устойчив по сравнению со своим прототипом, решает задачу формирования оценок параметров орбиты на основе измерений в одном ОЭП, помещенном в карданов подвес.

3. Результаты моделирования

Испытания описанной системы проведены в имитационной модели, являющейся частью разработанного в ВКА имени А. Ф. Можайского обширного программного комплекса — автоматизированной системы научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации [5].

В табл. 1 представлены исходные данные, в табл. 2 и 3 — результаты экспериментов, проводившихся при $\sigma_{\text{ОЭП}} = 0.1''$.

Таблица 1

Исходные данные

| № эксперимента | Параметры орбиты | | | | | | Параметры ориентации | | |
|----------------|------------------|--------|---------|--------------|--------------|--------------|----------------------|------------|--------------|
| | a (км) | e | i (°) | Ω (°) | ω (°) | θ (°) | ϑ (°) | ψ (°) | γ (°) |
| 1 | 6578 | 0.01 | 85 | 45 | 30 | 40 | 0.012 | 1.5 | -4 |
| 2 | 6780 | 0.01 | 85 | 120 | 10 | 80 | 0.001 | 2 | -1 |
| 3 | 7070 | 0.002 | 98.18 | 135 | 0 | 20 | 0.002 | 0.5 | 0.7 |
| 4 | 7095 | 0.005 | 98.18 | 125 | 10 | 20 | 0.003 | 7 | 4 |
| 5 | 7378 | 0.01 | 85 | 5 | 70 | 20 | 0.0042 | 0.5 | 6 |
| 6 | 8258.4 | 0.001 | 104.1 | 29.78 | 0 | 0 | 0.0025 | 6 | 7 |
| 7 | 8258.4 | 0.001 | 104.1 | 209.78 | 51 | 0 | 0.0014 | -4 | -2 |
| 8 | 8800 | 0.2 | 56 | 320 | 40 | 30 | 0.0075 | 3.3 | -0.85 |
| 9 | 25700 | 0.01 | 64.8 | 0 | 60 | 40 | -0.001 | -0.3 | 2 |
| 10 | 26557 | 0.712 | 63.4 | 280 | 270 | 20 | 0.012 | 7 | -5 |
| 11 | 27800 | 0.75 | 0.01 | 0 | 60 | 60 | -0.005 | 1.5 | 3 |
| 12 | 29000 | 0.75 | 63 | 45 | 70 | 25 | 0.008 | 0.01 | 0.25 |
| 13 | 42164.2 | 0.25 | 63.8 | 350 | 270 | 40 | 0.001 | 2 | -3 |
| 14 | 42400 | 0.0056 | 0.011 | 0 | 30 | 275 | 0.003 | -1 | 1.5 |
| 15 | 155391 | 0.9 | 51.7 | 9 | 317.4 | 17.95 | 0.001 | 0.05 | 0.3 |

Табл. 2 содержит результаты так называемого холодного старта системы, когда априорные данные об орбите отсутствовали. На фазе 1 определялись оценки параметров орбиты, используемые в качестве исходных данных для фазы 2, на которой задача навигации и ориентации решалась методом ВИЗРЗ при 500 измерениях на мерном интервале (витке). Как видно, после второй фазы положение КА определяется с точностью долей и единиц метров.

Табл. 3 содержит результаты статистических решений метода ВИЗРЗ. Статистики набирались из 35 решений на мерном интервале (виток). Приведены средние (Δ) и среднеквадратические отклонения (σ), а также верхние границы доверительных интервалов ($\chi = \Delta + 3\sigma$) для геоцентрических векторов положения и скорости КА ($\Delta\mathbf{R}$ и $\Delta\mathbf{V}$), отклонения ΔS ТОСК.

Таблица 2

Результаты холодного старта системы

| № эксперимента | Метод формирования опорных параметров орбиты (фаза 1) | | | | | | Метод ВИЗРЗ (фаза 2) | | | | | | | |
|-------------------|---|---------------------|--------------------|---------------------|------------------------|-----------------------|----------------------|----------------------|-------------------|----------------------|------------------------|---------------------|-----------------------|--|
| | расхождение орбит | | | | погрешность ориентации | | расхождение орбит | | | | погрешность ориентации | | | |
| | начальная точка | | конечная точка | | $\Delta\psi$ (") | $\Delta\gamma$ (") | определяемая точка | | максимум на витке | | $\Delta\theta$ (") | $\Delta\psi$ (") | $\Delta\gamma$ (") | |
| | ΔR (км) | ΔV (м/с) | ΔR (км) | ΔV (м/с) | | | ΔR (м) | ΔV (мм/с) | ΔR (м) | ΔV (мм/с) | | | | |
| 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | |
| 1 | 3.81 | 6.20 | 4.54 | 6.51 | 2.45 | 20.09 | 0.26 | 0.49 | 0.45 | 0.49 | 0.030 | 0.036 | 0.026 | |
| 2 | 4.798 | 4.30 | 4.27 | 5.49 | 10.80 | 14.40 | 0.49 | 0.65 | 0.60 | 0.70 | 0.033 | 0.050 | 0.038 | |
| 3 | 5.78 | 3.63 | 2.15 | 4.32 | 31.24 | 16.05 | 0.45 | 0.47 | 0.78 | 0.84 | 0.019 | 0.015 | 0.006 | |
| 4 | 6.36 | 4.81 | 2.54 | 4.86 | 27.18 | 18.11 | 0.40 | 0.26 | 0.46 | 0.41 | 0.002 | 0.006 | 0.005 | |
| 5 | 3.30 | 5.35 | 2.89 | 3.81 | 3.79 | 17.61 | 0.51 | 0.48 | 0.82 | 0.68 | 0.024 | 0.039 | 0.034 | |
| 6 | 4.18 | 1.75 | 7.13 | 3.59 | 39.71 | 15.24 | 0.93 | 0.61 | 1.45 | 1.03 | 0.007 | 0.015 | 0.017 | |
| 7 | 2.98 | 3.57 | 2.99 | 9.30 | 7.59 | 37.60 | 0.76 | 0.54 | 0.78 | 0.72 | 0.028 | 0.019 | 0.020 | |
| 8 | 5.46 | 8.13 | 7.84 | 15.73 | 5.82 | 48.51 | 2.78 | 2.33 | 2.78 | 2.33 | 0.007 | 0.020 | 0.002 | |
| 9 | 8.70 | 2.02 | 10.48 | 2.03 | 2.18 | 7.20 | 1.10 | 0.16 | 1.13 | 0.16 | 0.008 | 0.005 | 0.007 | |
| 10 | 5.40 | 14.56 | 24.77 | 13.40 | 29.66 | 35.27 | 3.17 | 1.42 | 5.21 | 2.67 | 0.592 | 0.174 | 0.089 | |
| 11 | 44.26 | 24.86 | 36.34 | 13.70 | 1.67 | 2.64 | 2.48 | 0.81 | 2.48 | 0.81 | 0.017 | 0.016 | 0.019 | |
| 12 | 8.60 | 17.89 | 7.67 | 9.86 | 54.58 | 8.31 | 2.66 | 0.01 | 2.66 | 1.01 | 0.024 | 0.043 | 0.036 | |
| 13 | 4.69 | 0.48 | 6.04 | 0.74 | 1.97 | 0.78 | 4.51 | 0.54 | 7.14 | 0.54 | 0.135 | 0.218 | 0.183 | |
| 14 | 3.51 | 0.19 | 3.75 | 0.20 | 0.08 | 0.07 | 1.45 | 0.14 | 4.28 | 0.26 | 0.181 | 0.382 | 0.234 | |
| 15 | 147.3 | 82.78 | 379.5 | 38.59 | 258.1 | 755.9 | 12.8 | 2.16 | 16.2 | 3.17 | 32.37 | 25.9 | 75.3 | |

Заключение

Предлагаемая астрономическая САНО обладает способностью самовосстановления при утрате данных об орбите, может быть использована в случае выхода КА на незапланированную орбиту при аварийном запуске или некорректном маневре. Приведенные материалы показывают, что область использования звездных датчиков может быть расширена: на основе астроизмерений может быть не только определена ориентация КА, но и сформированы точные навигационные определения. В целом результаты моделирования подтвердили работоспособность системы, ее высокие точностные характеристики, реальность достижения цели разработок.

В настоящее время развитие системы направлено на повышение ее точностных характеристик, сокращение состава измерителей, расширение функциональных возможностей [6]. Система может быть предложена в качестве стандарта САНО как основного или резервного контура навигационно-баллистического обеспечения КА различного назначения.

Таблица 3

Результаты статистических решений метода ВИЗРЗ

| № экс- пери- мента | ΔS (м) | | | ΔR (м) | | | ΔV (мм/с) | | |
|--------------------------|----------------|----------|--------|----------------|----------|--------|-------------------|----------|--------|
| | Δ | σ | χ | Δ | σ | χ | Δ | σ | χ |
| 1 | 0.137 | 0.116 | 0.485 | 0.39 | 0.202 | 0.996 | 0.42 | 0.219 | 1.077 |
| 3 | 0.138 | 0.127 | 0.519 | 0.47 | 0.261 | 1.253 | 0.45 | 0.254 | 1.212 |
| 5 | 0.154 | 0.138 | 0.568 | 0.46 | 0.251 | 1.213 | 0.43 | 0.238 | 1.144 |
| 6 | 0.160 | 0.128 | 0.544 | 0.42 | 0.221 | 1.083 | 0.31 | 0.159 | 0.787 |
| 8 | 0.177 | 0.134 | 0.579 | 0.57 | 0.270 | 1.380 | 0.38 | 0.197 | 0.971 |
| 9 | 0.540 | 0.455 | 1.905 | 1.50 | 0.883 | 4.149 | 0.21 | 0.122 | 0.561 |
| 10 | 0.491 | 0.547 | 2.132 | 1.60 | 0.857 | 4.171 | 0.19 | 0.198 | 0.784 |
| 11 | 0.571 | 0.740 | 2.791 | 1.60 | 1.000 | 4.601 | 0.18 | 0.207 | 0.801 |
| 12 | 0.635 | 0.774 | 2.957 | 1.70 | 0.979 | 4.637 | 0.18 | 0.232 | 0.876 |
| 13 | 0.820 | 0.635 | 2.725 | 2.40 | 1.230 | 6.09 | 0.15 | 0.095 | 0.435 |
| 14 | 0.827 | 0.708 | 2.951 | 2.40 | 1.310 | 6.33 | 0.16 | 0.085 | 0.415 |
| 15 | 2.632 | 1.538 | 7.246 | 11.31 | 5.487 | 27.771 | 0.93 | 0.283 | 1.779 |

Литература

1. Пат. 2454631 Рос. Федерация, МПК G 01 C 21/02. Способ автономной навигации и ориентации космических аппаратов на основе виртуальных измерений зенитных расстояний звезд / Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Косулин Д. М.; заявитель и патентообладатель ВКА имени А. Ф. Можайского. — Заявл. 28.10.10; опубл. 27.06.12, Бюл. № 18. — 12 с.

2. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Система автономной навигации и ориентации ИСЗ, основанная на виртуальных измерениях зенитных расстояний звезд // Космические исследования. — М.: Наука, 2011. — Т. 49, № 6. — С. 555–562.

3. Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Архипова М. А. Автономный метод определения оценок параметров орбиты и ориентации космического аппарата при отсутствии априорной информации // Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение (КВНО-2015). Шестая Всероссийская конференция. — Труды ИПА РАН. — СПб.: ИПА РАН, 2016. — Вып. 38. — С. 38–43.

4. Пат. 2542599 Рос. Федерация, МПК G 01 C 21/02. Способ автономного определения орбиты и ориентации корпуса космического аппарата в пространстве при отсутствии априорной информации / Кузнецов В. И., Данилова Т. В., Косулин Д. М., Архипова М. А.; заявитель и патентообладатель ВКА имени А. Ф. Можайского. — Заявл. 18.06.13; опубл. 20.02.15, Бюл. № 5. — 16 с.

5. Кузнецов В. И. Автоматизированная система научных исследований методов и алгоритмов автономной навигации и ориентации космических аппаратов: монография. — СПб.: ВКА имени А. Ф. Можайского, 2010. — Т. 1. — 289 с. — Т. 2. — 164 с.

6. Кузнецов В. И., Данилова Т. В. Многофункциональная астрономическая самоорганизующаяся система автономной навигации и ориентации искусственных спутников Земли // Космические исследования. — М.: Наука, 2017. — Т. 55, № 2. — С. 150–166.

Autonomous Astronomical Navigation and Orientation System for Multipurpose Spacecrafts

V. I. Kuznetsov, T. V. Danilova, M. A. Arkhipova, M. A. Maslova

This article proposes theoretical bases and the results we received modeling an autonomous astronomical navigation and orientation system applicable for multipurpose spacecrafts (SC). The system is realized on the basis of two methods developed by the authors. One of them is a high-precision method based on virtual measurements of zenith distances of stars. The second one is a modified calculation method estimating approximate parameters of the orbit and orientation of the SCs without a priori information. Both methods are based on measurements of star coordinates and their magnitudes in optical electronic devices. The estimates obtained through the second method are meant to become the basic data for the first one. The proposed system improves functional stability, stealth and autonomy characteristics.

Keywords: autonomous navigation, autonomous orientation, recognition of stars, astronomical distant measurements, electronic optical devices, onboard management systems, functional stability.