

УДК 681.51

Определение углового положения космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерений датчика угловой скорости

Олейник А. С.^{1,*}, Зубов Н. Е.¹,
Рябченко В. Н.²

*oleynik@phystech.edu

¹Ракетно-космическая корпорация "Энергия"
имени С.П. Королёва, Королев, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

С применением подхода, основанного на декомпозиции линеаризованной модели углового движения космического аппарата и теории идентификации, с использованием метода точного размещения полюсов при малых угловых отклонениях синтезирован аналитический алгоритм решения задачи оценки углового положения космического аппарата относительно орбитальной системы координат по результатам измерения датчика угловой скорости. Такая постановка исследования характерна для построения резервных алгоритмов орбитальной стабилизации космического аппарата. В данном случае предполагается отказ датчика углового положения и для решения задачи стабилизации необходимо иметь оценку вектора углового положения космического аппарата, которые получаются благодаря показаниям датчика угловых скоростей вращения космического аппарата относительно инерциального пространства и разработанного алгоритма оценки. Максимальная скорость сходимости алгоритма обеспечивается заданием нулевых собственных значений дискретной системы. Приведенные результаты моделирования подтвердили работоспособность полученного аналитического решения задачи определения углового положения космического аппарата относительно орбитальной системы координат.

Ключевые слова: космический аппарат, метод точного размещения полюсов, вектор состояния, угловая скорость, алгоритм оценки

Введение

Для решения целевых задач полета космического аппарата необходимо обеспечить движение его центра масс по заранее заданной траектории и все виды ориентации, которые требуются для выполнения запланированных работ. Неотъемлемой частью любой системы ориентации являются датчики, определяющие угловое положение космического аппарата относительно различных ориентиров (Солнце, Земля, звезды), а также датчики угловой скорости. На основании измерительной информации от

датчиковой аппаратуры системой исполнительных органов формируется управляющий момент для приведения космического аппарата в заданное положение. В случае отказа измерителей выполнение того или иного режима ориентации становится либо невозможным, либо крайне затруднительным. При разработке резервных алгоритмов ориентации на случаи отказа датчиковой аппаратуры необходимо прибегнуть к использованию тех или иных методов оценки недостающих компонент вектора состояния.

Интерес к задачам подобного рода очень высок, поскольку позволяет существенно увеличить надежность систем управления. Методы решения таких задач весьма разнообразны. Так, например, в работе [1] исследована возможность построения систем ориентации и стабилизации без использования датчика угловой скорости за счет применения внутренней обратной связи. Разработка алгоритма поддержания орбитальной ориентации без использования ДУС в контуре управления была одной из основных целей работ [2, 3]. При этом информация о скорости движения заменялась расчетной оценкой на основе показаний датчиков углового положения. Довольно серьезное развитие получили методы оценки компонент вектора состояния, которые основаны на использовании теории фильтра Калмана [4].

Данная работа посвящается решению задачи оценки углового положения космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации при отказе датчика углового положения. Предлагается применить подход, основанный на декомпозиции линеаризованной модели углового движения космического аппарата и теории идентификации, с использованием метода точного размещения полюсов. Важной особенностью такого подхода является получение аналитических зависимостей для вектора оценки, что очень важно для экономии времени вычисления при реализации данного алгоритма в реальных бортовых вычислительных машинах. Режим орбитальной стабилизации характеризуется малыми величинами отклонения осей связанной системы координат космического аппарата от орбитальной. Это дает возможность применить при построении алгоритма оценки линейную теорию наблюдения и идентификации, как это сделано в [5].

1. Алгоритм точного размещения полюсов при решении задач наблюдения и идентификации

Рассмотрим линейную многомерную динамическую систему, заданную в пространстве состояний уравнениями вида [6, 7]:

$$\mathcal{D}\mathbf{x} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u}, \quad \mathbf{y} = \mathbf{C}\mathbf{x}. \quad (1)$$

где $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ – вектор состояния; $\mathbf{u} \in \mathbb{R}^r$ – вектор входа; $\mathbf{y} \in \mathbb{R}^m$ – вектор выхода; \mathbb{R} – множество действительных чисел; \mathcal{D} – символ, обозначающий либо оператор дифференцирования, т.е

$$\mathcal{D}\mathbf{x}(t) = \dot{\mathbf{x}}(t),$$

либо оператор сдвига, т.е

$$\mathcal{D}\mathbf{x}(t) = \mathbf{x}(t+1).$$

Пусть пара матриц (A, C) – полностью наблюдаемая, т.е. выполняется условие Калмана

$$\text{rank} \begin{pmatrix} C \\ CA \\ \vdots \\ CA^{n-m} \end{pmatrix} = n, \quad (2)$$

тогда можно построить наблюдатель, позволяющий по входному \mathbf{u} и выходному \mathbf{y} векторам оценивать вектор состояния \mathbf{x} объекта. Если наблюдатель формирует оценку всего вектора \mathbf{x} , то говорят о наблюдателе полного ранга, если оценивается только некоторая часть этого вектора, то наблюдатель называют редуцированным.

Наблюдатель полного ранга определяется уравнением [8]

$$\mathcal{D}\hat{\mathbf{x}} = (A - LC)\hat{\mathbf{x}} + Ly + Bu. \quad (3)$$

Здесь $\mathbf{x} \in \mathbb{R}^n$ – состояние наблюдателя, представляющее собой искомую оценку, L – матрица обратной связи наблюдателя.

Для решения задачи синтеза наблюдателя (определения матрицы L) можно применять любой из методов модального управления. В данной работе предлагается применить метод точного размещения полюсов, как это сделано в [9].

2. Оценка углового положения космического аппарата по результатам измерения датчика угловой скорости

Движение КА как твердого тела вокруг центра масс описывается системой динамических уравнений Эйлера:

$$\begin{aligned} J_x \frac{d\omega_x}{dt} + (J_z - J_y)\omega_y\omega_z &= M_x \\ J_y \frac{d\omega_y}{dt} + (J_x - J_z)\omega_x\omega_z &= M_y, \\ J_z \frac{d\omega_z}{dt} + (J_y - J_x)\omega_x\omega_y &= M_z \end{aligned} \quad (4)$$

где J_x, J_y, J_z – главные моменты инерции аппарата, $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ – проекции угловой скорости КА на оси системы координат, жестко связанной с аппаратом, M_x, M_y, M_z – момент внешних сил.

Для описания движения КА в базовой системе координат необходимо знать кинематические соотношения, выражающие зависимость $\omega_x, \omega_y, \omega_z$ от положения связанной системы координат относительно базовой. Эта зависимость устанавливается с помощью трех углов Эйлера: γ – угол крена, ψ – курса, ϑ – тангажа.

При ориентации аппарата в орбитальной системе координат имеем:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\gamma} + (\omega_0 - \dot{\theta}) \sin \psi \\
\omega_y &= \dot{\psi} \cos \gamma - (\omega_0 - \dot{\theta}) \sin \gamma \cos \psi, \\
\omega_z &= -(\omega_0 - \dot{\theta}) \cos \gamma \cos \psi - \dot{\psi} \sin \gamma
\end{aligned} \tag{5}$$

где ω_0 - орбитальная угловая скорость движения КА.

Для возможности применения к (4) – (5) теории линейных наблюдателей, как это сделано в [5], проведем линеаризацию. Это вполне допустимо, т.к. в режиме орбитальной стабилизации подразумевает малые значения углов γ, ψ, θ . После линеаризации система (5) примет следующий вид:

$$\begin{aligned}
\omega_x &= \dot{\gamma} + \omega_0 \psi \\
\omega_y &= \dot{\psi} - \omega_0 \gamma. \\
\omega_z &= \dot{\theta} - \omega_0
\end{aligned} \tag{6}$$

Подставляя линеаризованные кинематические соотношения (6) в динамические уравнения Эйлера (4) при сохранении величин первого порядка малости относительно производных от углов ориентации, а также учитывая выражение для гравитационного момента [10], получим:

$$\begin{aligned}
J_x \ddot{\gamma} - 4\omega_0^2 (J_y - J_z) \gamma + \omega_0 (J_x + J_y - J_z) \dot{\psi} &= M_x \\
J_y \ddot{\psi} - \omega_0^2 (J_z - J_x) \psi - \omega_0 (J_x + J_y - J_z) \dot{\gamma} &= M_y. \\
J_z \ddot{\theta} + 3\omega_0^2 (J_x - J_y) \theta &= M_z
\end{aligned} \tag{7}$$

Канал тангажа является автономным, его можно рассматривать независимо от движения по двум другим каналам. Каналы же крена и курса взаимно связаны. Это объясняется наличием угловой скорости орбитальной системы координат в плоскости орбиты, что приводит к появлению гироскопических перекрестных связей.

Используя системы (6) – (7), получим линеаризованную систему в матричном виде

$$\begin{pmatrix} \dot{\gamma} \\ \dot{\omega}_x \\ \dot{\psi} \\ \dot{\omega}_y \\ \dot{\theta} \\ \dot{\omega}_z \end{pmatrix} = A \begin{pmatrix} \gamma \\ \omega_x \\ \psi \\ \omega_y \\ \theta \\ \omega_z \end{pmatrix} + B \begin{pmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{pmatrix}. \tag{8}$$

$$A = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ a_{21} & 0 & 0 & a_{24} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & a_{42} & a_{43} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & a_{65} & 0 \end{pmatrix}, \tag{9}$$

где

$$a_{21} = 4\omega_0^2 \frac{J_y - J_z}{J_x}, a_{24} = -\omega_0 \frac{J_x + J_y - J_z}{J_x}, a_{42} = \omega_0 \frac{J_x + J_y - J_z}{J_y}, a_{43} = \omega_0^2 \frac{J_x - J_z}{J_y}, a_{65} = 3\omega_0^2 \frac{J_y - J_x}{J_z}.$$

$$B = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ \frac{1}{J_x} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{1}{J_y} & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{J_z} \end{pmatrix}, \quad (10)$$

$$C = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (11)$$

Для дальнейшего применения метода точного размещения полюсов необходимо ввести многоуровневую декомпозицию системы (1), представляемую парой матриц (A, C) (9), (11).

Согласно [9] число уровней декомпозиции линейной системы вида (1)

$$J = \text{ceil}\left(\frac{n}{m}\right) - 1. \quad (12)$$

Для системы представленной матрицами (9), (11) размерность вектора состояния – $n = 6$, вектора наблюдаемых переменных – $m = 3$, а число уровней декомпозиции:

$$J = \text{ceil}\left(\frac{n}{m}\right) - 1 = 2 - 1 = 1.$$

В соответствие с [9]
нулевой (исходный) уровень

$$A_0 = A^T, B_0 = C^T, \quad (13)$$

первый уровень

$$A_1 = B_0^\perp A_0 B_0^{\perp-}, B_1 = B_0^\perp A_0 B_0, \quad (14)$$

здесь B_0^\perp – аннулятор (делитель нуля) матрицы B_0 , т.е. $B_0^\perp B_0 = 0$; $B_0^{\perp-}$ – 2-полуобратная матрица для B_0 , т.е матрица, удовлетворяющая условиям регулярности

$$B_0^\perp B_0^{\perp-} B_0^\perp = B_0^\perp, B_0^{\perp-} B_0^\perp B_0^{\perp-} = B_0^{\perp-}. \quad (15)$$

Тогда искомая матрица $L = L_0 \in \mathbb{R}^{m \times n}$ вычисляется по рекурсивным формулам

$$\begin{aligned} L_1 &= B_1^+ A_1 - \Phi_1 B_1^+ \\ B_0^- &= L_1 B_0^\perp + B_0^+ \\ L_0 &= B_0^- A_0 - \Phi_0 B_0^- \end{aligned} \quad (16)$$

и обеспечивает точное заданное размещение полюсов. Это действительно так, поскольку все элементы множества собственных значений $\text{eig}(A-LC)$, совпадают с собственным значениями заданных устойчивых матриц Φ_i порядка $m \times m$, $i = \overline{0,1}$. Здесь B_0^+, B_1^+ – псевдообратные матрицы Мура-Пенроуза.

Основная область применения разрабатываемого алгоритма – получение оценки вектора состояния в бортовой вычислительной машине. Поэтому необходимо перейти к дискретному описанию системы. С учетом (13) на основании (9) – (11), для нулевого уровня дискретной системы с тактом h запишем

$$A_0 = (I + hA)^T = \begin{pmatrix} 1 & a_{21}h & 0 & 0 & 0 & 0 \\ h & 1 & 0 & a_{42}h & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & a_{43}h & 0 & 0 \\ 0 & a_{24}h & h & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & a_{65}h \\ 0 & 0 & 0 & 0 & h & 1 \end{pmatrix}, \quad (17)$$

$$B_0 = C^T = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (18)$$

Согласно многоуровневой декомпозиции, представленной выше, матрицы A_1, B_1 имеют вид:

$$B_0^\perp = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & -1 & 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}, \quad (19)$$

$$B_0^+ = \begin{pmatrix} 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (20)$$

$$A_1 = B_0^\perp A_0 B_0^{\perp T} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}, \quad (21)$$

$$B_1 = B_0^\perp A_0 B_0 = \begin{pmatrix} a_{21}h & 0 & 0 \\ 0 & 0 & a_{65}h \\ 0 & -a_{43}h & 0 \end{pmatrix}. \quad (22)$$

На основании формул (16) и (17) – (22) можно найти матрицу наблюдателя L_0 . Для обеспечения максимально быстрой сходимости процесса определения углового положения космического аппарата с использованием решения, полученного в данной статье, необходимо в (16) положить нулевые значения корней, т.е

$$\Phi_0 = \Phi_1 = \begin{pmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{pmatrix}.$$

Тогда матрица наблюдателя L_0 будет иметь следующий вид

$$L_0^T = \begin{pmatrix} \frac{-(a_{21}h^2 + 1)}{a_{21}h} & -2 & 0 & -a_{42}h & 0 & 0 \\ 0 & -a_{24}h & \frac{-(a_{43}h^2 + 1)}{a_{43}h} & -2 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{-(a_{65}h^2 + 1)}{a_{65}h} & -2 \end{pmatrix}. \quad (23)$$

Уравнения же оценки вектора углового положения космического аппарата при отсутствии управления запишутся следующим образом

$$\begin{aligned} \hat{\gamma}(n+1) &= \hat{\gamma}(n) + h\hat{\omega}_x(n) + \left(h + \frac{1}{a_{21}h}\right)\varepsilon_x(n+1) \\ \hat{\psi}(n+1) &= \hat{\psi}(n) + h\hat{\omega}_y(n) + \left(h + \frac{1}{a_{43}h}\right)\varepsilon_y(n+1), \\ \hat{\theta}(n+1) &= \hat{\theta}(n) + h\hat{\omega}_z(n) + \left(h + \frac{1}{a_{65}h}\right)\varepsilon_z(n+1) \end{aligned} \quad (24)$$

Здесь

$$\begin{aligned} \varepsilon_x(n) &= \omega_x(n) - \hat{\omega}_x(n) \\ \varepsilon_y(n) &= \omega_y(n) - \hat{\omega}_y(n), \\ \varepsilon_z(n) &= \omega_z(n) - \hat{\omega}_z(n) \end{aligned}$$

3. Результаты моделирования

Выполним математическое моделирование. Пусть главные моменты инерции КА имеют следующие значения:

$$\begin{aligned} J_x &= 4662.0 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \\ J_y &= 32270.0 \text{ кг} \cdot \text{м}^2, \\ J_z &= 31556.0 \text{ кг} \cdot \text{м}^2 \end{aligned}$$

а начальные значения вектора состояния КА равны:

$$(\gamma \ \omega_x \ \psi \ \omega_y \ \theta \ \omega_z)^T = (-0.03 \ 0.001 \ 0.02 \ -0.002 \ -0.04 \ 0.001)^T.$$

В качестве начального приближения значений оценки вектора углового положения, выберем начало координат:

$$(\hat{\gamma} \ \hat{\psi} \ \hat{\theta})^T = (0.0 \ 0.0 \ 0.0)^T.$$

Результаты моделирования приведены на рис. 1 – 3, на которых представлено изменение невязок компонент вектора углового положения (рис. 1 соответствует $\tilde{\gamma} = \gamma - \hat{\gamma}$

, рис. 2 – $\tilde{\psi} = \psi - \hat{\psi}$, рис. 3 – $\tilde{\theta} = \theta - \hat{\theta}$) в зависимости от номера итерации. Анализ данных рисунков показывает, что вектор оценки углового положения космического аппарата с высокой точностью сходится к реальному значению углового положения за несколько начальных итераций.

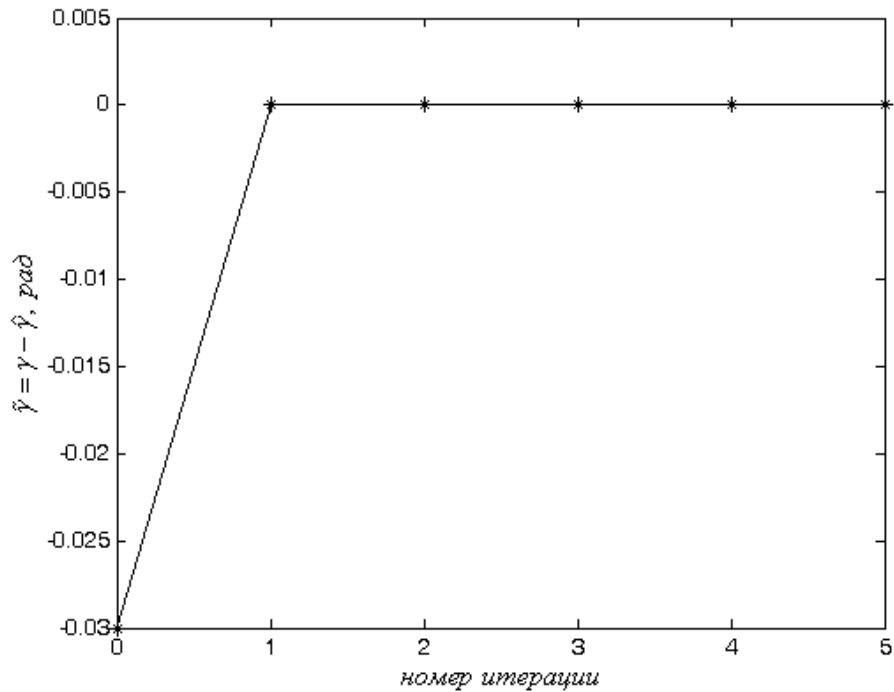


Рис. 1. Канал крена

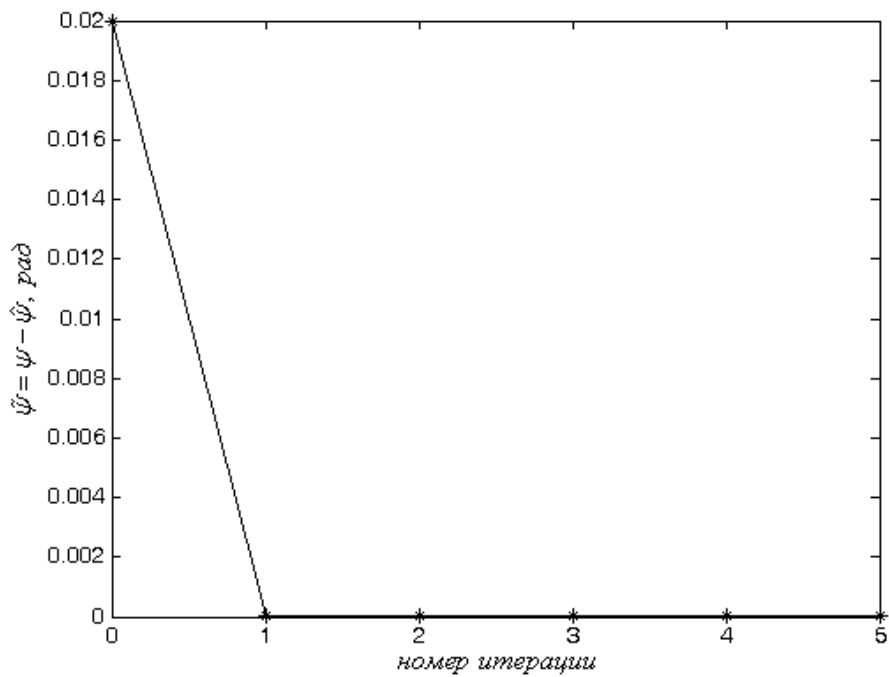


Рис. 2. Канал рысканья

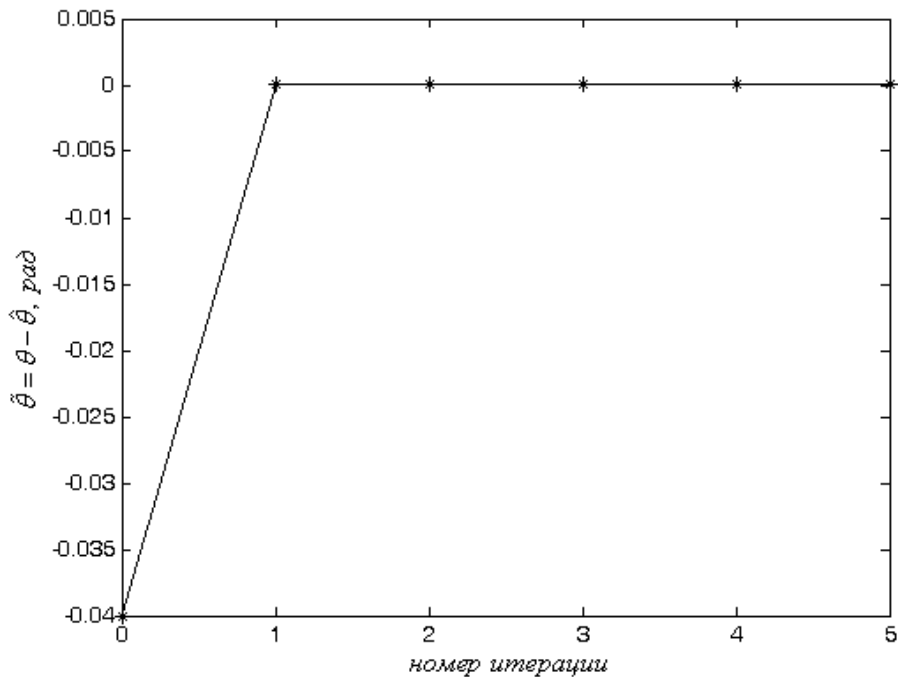


Рис. 3. Канал тангажа

4. Заключение

В статье рассмотрена возможность применения метода точного размещения полюсов для решения задач оценки углового положения КА при малых углах ориентации. С помощью данного метода решена задача аналитического синтеза наблюдателя вектора углового положения космического аппарата относительно орбитальной системы координат по измерениям датчика угловой скорости. Следует также отметить, что реальный сигнал с датчика угловой скорости содержит шумы. Этот факт неминуемо влияет на точность оценки углового положения. Особого внимания исследованию влияния шумов не уделялось, так как начальной целью авторов являлась разработка алгоритмов для резервного контура стабилизации космических кораблей типа «Союз», «Прогресс», которые имеют довольно мягкие требования к величине угла (порядка 0.5 градуса) в режиме орбитальной стабилизации. Приведенные результаты моделирования, подтверждают работоспособность предложенного подхода.

Работа выполнена за счет гранта РФФИ (проект №14-11-00046).

Список литературы

1. Симоньянц Р.П. Обеспечение качества процессов управления в релейной системе без датчика скорости // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2014. № 10. С. 152-178. DOI: [10.7463/1014.0729606](https://doi.org/10.7463/1014.0729606)

2. Сумароков А.В. Резервные режимы ориентации спутников связи серии «Ямал» с использованием наземных радиоизмерений: дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., МФТИ, 2008. 115 с.
3. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Олейник А.С., Рябченко В.Н., Ефанов Д.Е. Оценка угловой скорости космического аппарата в режиме орбитальной стабилизации по результатам измерения датчика местной вертикали // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Приборостроение. 2014. № 5. С. 3-15.
4. Bulut Yalcin. Applied Kalman Filter Theory. Civil Engineering Dissertations. Paper 13. Northeastern University, Boston, Massachusetts, 2011.
5. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Олейник А.С., Рябченко В.Н. Линейные наблюдающие устройства для нелинейных динамических систем // Известия РАН. Теория и системы управления. 2014. № 5. С. 3-16. DOI: [10.7868/S0002338814050151](https://doi.org/10.7868/S0002338814050151)
6. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н. Модификация метода точного размещения полюсов и его применение в задачах управления движением космического аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 2. С. 118-132. DOI: [10.7868/S0002338813020133](https://doi.org/10.7868/S0002338813020133)
7. Справочник по теории автоматического управления / под ред. А.А. Красовского. М.: Наука, 1987. 712 с.
8. Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Применение алгоритма точного размещения полюсов при решении задач наблюдения и идентификации в процессе управления движением космического аппарата // Известия РАН. Теория и системы управления. 2013. № 1. С. 135-151. DOI: [10.7868/S0002338813010137](https://doi.org/10.7868/S0002338813010137)
9. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. М.: Наука, 1974. 600 с.
10. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука, 1973. 320 с.

Defining the Spacecraft Angular Position in the Orbital Stabilization Mode from the Angular Rate Sensor Measurements

A.S. Oleynik^{1,*}, N.E. Zubov¹,

[*oleynik@phystech.edu](mailto:oleynik@phystech.edu)

V.N. Ryabchenko²

¹S.P. Korolev Rocket And Space Corporation «Energia», Korolev, Russia

²Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Keywords: spacecraft, exact placement of the poles method, state vector, angular velocity, estimation algorithm

The spacecraft orientation mode relative to given reference point is implemented using the sensor equipment, which measures the spacecraft angular position relative to given reference coordinate system and the angular rate of the spacecraft rotation relative to inertial space. In case one or another sensor equipment fails, to implement the orientation mode a method for estimating the missing component of the state vector should be developed.

This work states a task to estimate a spacecraft angular position vector relative to orbital coordinate system using the measurement readings of an angular rate sensor. This formulation of the research is typically used to build the reserve algorithms of the orbital stabilization.

The solution of this problem uses an approach based on the decomposition of the linearized model for the angular motion of the spacecraft and the theory of identification by the method of exact placement of the poles. To maximize the convergence rate of the algorithm we choose a zero of the discrete system eigenvalues.

The simulation results proved the efficiency of the resulting algorithm to estimate the angular position of the spacecraft relative to orbital coordinate system. In accordance with the analysis of the computational cost of the algorithm we can conclude that its real-time implementation is possible. This is of great importance when implementing this algorithm in the onboard computer of the spacecraft.

This work is a logical continuation of authors' previous publications. The earlier works investigated the possibility to construct the linear observing devices for nonlinear dynamic systems. There were also solved the problems of building an orbital and inertial orientation, according to the results of a measuring position of the spacecraft relative to specified reference points (Earth, stars) when the angular velocity sensor failed.

References

1. Simon'yants R.P. Ensuring Control Processes Quality in Relay System Without Speed Sensor. *Nauka i obrazovanie MGTU im. N.E. Baumana = Science and Education of the Bauman MSTU*, 2014, no. 10, pp. 152-178. DOI: [10.7463/1014.0729606](https://doi.org/10.7463/1014.0729606)
2. Sumarokov A.V. *Rezervnye rezhimy orientatsii sputnikov svyazi serii «Yamal» s ispol'zovaniem nazemnykh radioizmerenii. Kand. dis.* [Reserve Regimes of Orientation of Communication Satellites “Yamal” Using Terrestrial Radio Measurements. Cand. diss.]. Moscow, MIPT, 2008. 115 p. (in Russian).
3. Zubov N.E., Mikrin E.A., Oleynik A.S., Ryabchenko V.N., Efanov D.E. The spacecraft angular velocity estimation in the orbital stabilization mode by the results of the local vertical sensor measurements. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Priborostroenie = Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Ser. Instrument Engineering*, 2014, no. 5, pp. 3-15. (in Russian).
4. Bulut Yalcin. *Applied Kalman Filter Theory. Civil Engineering Dissertations. Paper 13.* Northeastern University, Boston, Massachusetts, 2011.
5. Zubov N.E., Mikrin E.A., Oleinik A.S., Ryabchenko V.N. Algorithms for the synthesis of observers for nonlinear dynamic systems. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya.* (English version of journal: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2014, vol. 53, iss. 5, pp. 623-635 DOI: [10.1134/S1064230714050153](https://doi.org/10.1134/S1064230714050153)).
6. Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.Sh., Ryabchenko V.N. Modification of the exact pole placement method and its application for the control of spacecraft motion. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya.* (English version of journal: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2013, vol. 52, iss. 2, pp. 279-292. DOI: [10.1134/S1064230713020135](https://doi.org/10.1134/S1064230713020135)).
7. Krasovskii F.F., ed. *Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravleniya* [Handbook on Automatic Control Theory]. Moscow, Nauka Publ., 1987. 712 p. (in Russian).
8. Zubov N.E., Mikrin E.A., Misrikhanov M.S., Ryabchenko V.N., Timakov S.N. The use of the exact pole placement algorithm for the control of spacecraft motion. *Izvestiya RAN. Teoriya i sistemy upravleniya.* (English version of journal: *Journal of Computer and Systems Sciences International*, 2013, vol. 52, iss. 1, pp. 129-144. DOI: [10.1134/S1064230713010127](https://doi.org/10.1134/S1064230713010127)).
9. Raushenbakh B.V., Tokar' E.N. *Upravlenie orientatsiei kosmicheskikh apparatov* [Orientation control of space vehicles]. Moscow, Nauka Publ., 1974. 600 p. (in Russian).
10. Branets V.N., Shmyglevskii I.P. *Primenenie kvaternionov v zadachakh orientatsii tverdogo tela* [The use of quaternions in problems of rigid body orientation]. Moscow, Nauka Publ., 1973. 320 p. (in Russian).