МЕХАНИКА
ТВЕРДОГО ТЕЛА
№ 4 • 2007

УДК 531.38

© 2007 г. И.В. ЩЕРБАНЬ

ОПТИМАЛЬНАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ УХОДОВ БАЗИСНЫХ НАПРАВЛЕНИЙ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Синтезированный метод позволяет осуществлять непрерывную идентификацию скорости уходов гиростабилизатора в реальном времени коррекции гироскопической навигационной системы на участках управляемого движения КА. Приводятся результаты практического использования метода при идентификации уходов трехстепенного гиростабилизатора.

Стабильность хранения базисных направлений гироскопической навигационной системой КА гарантируется с заданной точностью лишь в весьма ограниченном интервале времени и характеризуется неконтролируемыми уходами бортового гиростабилизатора (ГС). Этот недостаток является весьма существенным, имея в виду длительность космических полетов КА, что определяет необходимость периодической коррекции базисных направлений на основе информации бортовых измерителей, работающих с внешними информационными сигналами иной физической природы [1, 2].

На участках свободного полета КА разбалансировка подвесов гироскопов в условиях невесомости не вызывает заметных по величине возмущающих моментов, из-за практически полной разгрузки опор резко снижаются моменты сопротивления, поэтому уходы гироблоков несущественны. Во время же работы двигательной установки гироблоки испытывают действие перегрузок, что обуславливает их неконтролируемые уходы и определяет, соответственно, необходимость выполнения операций коррекции именно в таком режиме полета КА [1].

Современные методы решения задач оптимальной идентификации традиционно используют процедуру расширения вектора состояния модели объекта за счет неизвестных идентифицируемых параметров с последующим оцениванием всего расширенного вектора [2–5]. При подобном подходе существенно увеличивается размерность интегрируемой системы уравнений оценок. Так, в квадратической полиномиальной модели угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$ уходов трехстепенного гиростабилизатора (ТГС), приведенной в [4], размерность вектора искомых коэффициентов равна 15, а при использовании, например, полиномиальной модели $\boldsymbol{\omega}$ четвертой степени равна 96. В этих случаях размерности систем дифференциальных уравнений фильтров Калмана равны, соответственно, 189 и 5049. Задачи идентификации относятся к классу обратных задач динамики, являются некорректно поставленными, а трудности, зачастую непреодолимые, практической реализации громоздких фильтров в реальном времени выполнения процедур коррекции общеизвестны [3].

Более того, традиционные алгоритмы построены на основе упрощающего допущения о постоянстве идентифицируемых параметров на интервале наблюдения [3]. Так как коэффициенты модели скорости уходов ГС в общем случае "плывут", являются медленно меняющимися функциями времени [2], то допущение об их стационарности также недопустимо и снижает потенциальную точность оценивания.

Предлагаемый ниже метод позволяет без использования традиционного приема расширения вектора состояния осуществлять непрерывную идентификацию скорости уходов ГС в реальном времени коррекции гироскопической навигационной системы на участках управляемого движения КА. Метод основан на использовании концепции обратной задачи теории чувствительности, требует меньших вычислительных затрат в сравнении с методами, основанными на теории оптимального оценивания, и свободен от упрощающего допущения о постоянстве идентифицируемых параметров.

В [4] получена квадратическая модель угловой скорости уходов ТГС в проекциях на оси гироскопической системы координат $CXYZ$ $\boldsymbol{\omega} = [\omega_X\ \omega_Y\ \omega_Z]^{\mathrm{T}}$, полностью определяемая идентифицируемым вектором (15×1) коэффициентов

$$\mathbf{p} = \begin{bmatrix} r_X\ r_Y\ r_Z\ u_X\ u_Y\ u_Z\ k_{XX}\ k_{XY}\ k_{XZ}\ k_{YZ}\ k_{YY}\ k_{YZ}\ k_{ZX}\ k_{ZY}\ k_{ZZ} \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

при независящих от ускорения и зависящих от ускорения в первой и во второй степенях соответственно ее составляющих:

$$\boldsymbol{\omega} = \mathbf{M}_A(t;\ \mathbf{A})\mathbf{p}, \quad \mathbf{A} = \begin{bmatrix} a_X\ a_Y\ a_Z \end{bmatrix}^{\mathrm{T}}$$

$$\mathbf{M}_A = \left[\mathbf{I}\ \middle|\ \begin{matrix} -a_Z & -a_Y & a_X & -a_Za_X & a_Ya_Z & -a_Z^2 & 0 & 0 & 0 & a_X^2 & -a_Xa_Y & a_Xa_Z \\ a_X & -a_Z & a_Y & 0 & 0 & 0 & -a_Xa_Z & -a_Za_Y & -a_Z^2 & a_Ya_X & a_Y^2 & a_Ya_Z \\ -a_Z & -a_Y & -a_X & -a_Za_X & a_Ya_Z & a_Z^2 & 0 & 0 & 0 & -a_X^2 & a_Xa_Y & -a_Xa_Z \end{matrix}\right] \tag{1}$$

где $\mathbf{A}$ – вектор кажущегося ускорения вдоль осей гироскопической системы координат, t – независимая переменная (время), $\mathbf{I}$ – единичная 3×3 матрица.

По условию задачи полагаем составляющие вектора $\mathbf{p}$ медленно меняющимися функциями времени

$$p_i = p_i(t)\ (i = \overline{1, 15})$$

С учетом (1) и принятых в [4] допущений динамическая модель пространственных уходов ТГС в углах Эйлера–Крылова $\boldsymbol{\alpha} = \{\alpha_1, \alpha_2, \alpha_3\}$ имеет вид

$$\frac{d\boldsymbol{\alpha}}{dt} = \left\| \begin{matrix} \cos\alpha_3 & -\sin\alpha_3 & 0 \\ \dfrac{\sin\alpha_3}{\cos\alpha_1} & \dfrac{\cos\alpha_3}{\cos\alpha_1} & 0 \\ \sin\alpha_3\operatorname{tg}\alpha_1 & \cos\alpha_3\operatorname{tg}\alpha_1 & 1 \end{matrix} \right\| \boldsymbol{\omega}(t;\ \boldsymbol{\alpha}) = \mathbf{M}(t;\ \boldsymbol{\alpha})\mathbf{M}_A(t;\ \mathbf{A})\mathbf{p}(t) \tag{2}$$

Кроме того, не нарушая общности последующих рассуждений положим, что за счет работы системы стабилизации на основе измерений неинерциальных блоков навигационной системы КА соответствующие оси связанной с КА СК поддерживаются ортогонально осям орбитальной объектоцентрической вращающейся СК (ОСК) [6] в течение всего временного интервала коррекции. Тогда [6]

$$\mathbf{A}(t;\ \boldsymbol{\alpha}) = \mathbf{M}_1(t;\ \boldsymbol{\alpha})\mathbf{M}_2(i_1, i_2, i_3)\mathbf{A}'$$

$$\mathbf{M}_1(t;\ \boldsymbol{\alpha}) = \left\| \begin{matrix} \sin\alpha_1\sin\alpha_2\sin\alpha_3 + \cos\alpha_1\cos\alpha_3 & \cos\alpha_2\sin\alpha_3 & \cos\alpha_1\sin\alpha_2\sin\alpha_3 - \sin\alpha_1\cos\alpha_3 \\ \sin\alpha_1\sin\alpha_2\cos\alpha_3 - \cos\alpha_1\sin\alpha_3 & \cos\alpha_2\cos\alpha_3 & \cos\alpha_1\sin\alpha_2\sin\alpha_3 + \sin\alpha_1\sin\alpha_3 \\ \sin\alpha_1\cos\alpha_2 & -\sin\alpha_2 & \cos\alpha_1\cos\alpha_2 \end{matrix} \right\| \tag{3}$$

где $\mathbf{A}' = [a_\xi\ a_\eta - g\ a_\zeta]^{\mathrm{T}}$ – известный вектор кажущегося ускорения КА в ОСК; g – гравитационное ускорение; $\mathbf{M}_2$ – матрица перевода вектора, заданного в орбитальной СК, в вектор в геоцентрической экваториальной инерциальной СК; $\mathbf{M}_1$ – матрица перевода из инерциальной в гироскопическую СК; i_1, i_2, i_3 – углы, характеризующие пространственное положение орбиты (долгота восходящего угла, наклонение орбиты, аргумент широты перицентра).

Учитывая (2), (3), далее будем использовать следующую динамическую модель уходов ТГС:

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}} = \mathbf{M}(t;\,\boldsymbol{\alpha})\mathbf{M}_A(t;\,\boldsymbol{\alpha})\mathbf{p}(t), \quad \boldsymbol{\alpha}(t_0) = \boldsymbol{\alpha}^0 \tag{4}$$

Для наблюдения пространственных разворотов ТГС будем использовать показания датчиков углов, расположенных по осям карданового подвеса. Тогда модель информационных сигналов наблюдателя z в рассматриваемом случае имеет вид [3, 4]:

$$\mathbf{z} = \boldsymbol{\alpha}(t;\,\mathbf{p}(t)) + \boldsymbol{\xi}_t \tag{5}$$

где $\boldsymbol{\xi}_t$ – белый гауссовский шум с матожиданием $\boldsymbol{\mu}_0$ и матрицей интенсивностей $\mathbf{D}_\xi(t)\delta(t-\tau)$.

Измерения выполняются в текущем времени $t \in [t_0, t_k]$, так что имеем вектор фактических измерений $\mathbf{z}^u(t) = [\alpha_0^u(t)\ \alpha_1^u(t)\ \alpha_2^u(t)]^{\mathrm{T}}$.

Окончательно задачу коррекции уходов базисных направлений гироскопической подсистемы сформулируем далее как задачу идентификации по текущим измерениям датчиков углов $\mathbf{z}^u(t)$ вектора $\mathbf{p}(t)$ модели (4) в условиях заданного управляемого движения КА, обеспечиваемого неинерциальной частью его навигационной системы.

Поиск оптимальной в смысле максимального правдоподобия текущей оценки вектор-функции $p(t)$ будем осуществлять из условия минимума следующего локального квадратичного функционала:

$$J = \int_{t_0}^{t} \{\mathbf{z}^u(\tau) - \boldsymbol{\alpha}(\tau;\,\mathbf{p}(\tau))\}^{\mathrm{T}} \mathbf{D}_\xi^{-1} \{\mathbf{z}^u(\tau) - \boldsymbol{\alpha}(\tau;\,\mathbf{p}(\tau))\} d\tau \tag{6}$$

Замена верхнего предела интегрирования на текущее время t для данной формы функционала допустима и не приводит к изменению физического смысла решаемой задачи. Обусловлено это тем, что в силу неотрицательности построенной квадратичной формы обеспечение минимума в любой текущий момент времени $t \in [t_0, t_k]$ автоматически обеспечивает минимум определенного интеграла на конечном интервале времени [7].

При решении задачи будем использовать калибровочные значения параметров $p_i^* = \mathrm{const}$, полученные, например, в результате заводских, приемо-сдаточных испытаний или выполнения предыдущих процедур идентификации. В этом случае значения каждой компоненты вектора $\mathbf{p}(t)$ можно представить следующим образом: $p_i(t) = p_i^* + \Delta p_i(t)$ ($i = 1, 2, \ldots, 15$), где $\Delta p_i(t)$ – отклонения реальных текущих значений идентифицируемых параметров от их номинальных значений.

При этом физически обоснованным является предположение о малости величин $\Delta p_i(t)$, что позволяет представить зависимость вектора состояния $\boldsymbol{\alpha}$ от вектора параметров $\mathbf{p}$ следующим образом:

$$\boldsymbol{\alpha}(t;\,\mathbf{p}(t)) \approx \boldsymbol{\alpha}(t;\,\mathbf{p}^* + \Delta\mathbf{p}(t)) \tag{7}$$

Далее построим аппроксимацию

$$\boldsymbol{\alpha}(t;\,\mathbf{p}^* + \Delta\mathbf{p}(t)) = \boldsymbol{\alpha}^*(t;\,\mathbf{p}^*) + \mathbf{M}_x(t)\Delta\mathbf{p}(t) \tag{8}$$

где матрица чувствительности $\mathbf{M}_x(t)$ является решением следующего матричного 3×15 дифференциального уравнения [3]:

$$\frac{d\mathbf{M}_x(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*,\mathbf{p}^*)}{dt} = \frac{\partial\mathbf{M}(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)}{\partial\boldsymbol{\alpha}}\,\hat{\oplus}\,\mathbf{M}_A(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)+\mathbf{M}(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)\frac{\partial\mathbf{M}_A(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)}{\partial\alpha}\,\hat{\oplus}\,\mathbf{p}^*+$$
$$+\mathbf{M}(\boldsymbol{\alpha}^*,t)\mathbf{M}_A(\boldsymbol{\alpha}^*,t),\quad \boldsymbol{\alpha}=\boldsymbol{\alpha}^*,\quad \mathbf{p}=\mathbf{p}^*,\quad \mathbf{M}_x(t_0)=0 \tag{9}$$

где $\hat{\oplus}$ – введенная в [8] операция произведения блочных матриц.

Базовое решение $\boldsymbol{\alpha}^*(t;\,\mathbf{p}^*)$ определяется при этом путем интегрирования модели (4) при номинальном векторе параметров $\mathbf{p}^*$:

$$\dot{\boldsymbol{\alpha}}^* = \mathbf{M}(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)\mathbf{M}_A(t;\,\boldsymbol{\alpha}^*)\mathbf{p}^*,\quad \boldsymbol{\alpha}(t_0)=\boldsymbol{\alpha}^0 \tag{10}$$

Численные исследования показали, что, например, при уровне значений $\Delta p_i = 0.1\,\mathbf{p}_i^*$ методические погрешности аппроксимации (7)–(10) углов Эйлера–Крылова на коротких временных интервалах (до 300 с) были незначительными и составляли не более 3% от их реальных значений. Наибольшая из составляющих скорости уходов ТГС пропорциональна ускорению в первой степени и для современных гироскопических систем равна ±1.5 град/ч при 1g [2, 9]. Таким образом, за счет неконтролируемых уходов ТГС в течение 300 с максимальные значения углов не превысят 7.5 угл. мин., а погрешности их аппроксимации в абсолютных значениях – 14 угл. сек., что при расчетной точности современных датчиков углов, равной ≈20 угл. сек. [2, 9], несущественно. Поэтому аппроксимация (7)–(10) для рассматриваемой задачи допустима.

Учитывая (7)–(10), функционал (6) представим следующим образом:

$$J = \int_{t_0}^{t}(\mathbf{z}^u - [\boldsymbol{\alpha}^*(\tau;\,\mathbf{p}^*)+\mathbf{M}_x(\tau)\Delta\mathbf{p}(\tau)])^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi^{-1}(\mathbf{z}^u-[\boldsymbol{\alpha}^*(\tau;\,\mathbf{p}^*)+\mathbf{M}_x(\tau)\Delta\mathbf{p}(\tau)])d\tau =$$
$$= \int_{t_0}^{t}(\Delta\boldsymbol{\alpha}(\tau;\,\mathbf{z}^u,\boldsymbol{\alpha}^*,\mathbf{p}^*)-\mathbf{M}_x(\tau)\Delta\mathbf{p}(\tau))^{\mathrm{T}}D_\xi^{-1}(\Delta\boldsymbol{\alpha}(\tau;\,\mathbf{z}^u,\boldsymbol{\alpha}^*,\mathbf{p}^*)-\mathbf{M}_x(\tau)\Delta\mathbf{p}(\tau))d\tau$$

$$\Delta\boldsymbol{\alpha}(t;\,\mathbf{z}^u,\boldsymbol{\alpha}^*,\mathbf{p}^*) = \mathbf{z}^u(t)-\boldsymbol{\alpha}^*(t;\,\mathbf{p}^*)$$

Так как сформулированная задача идентификации относится к классу обратных задач динамики и является некорректно поставленной, то в некоторых случаях (например, при неадекватности модели измерительного тракта (5)) может быть нарушено условие идентифицируемости [3]. Поэтому устойчивость решения к помехам в канале наблюдений будем обеспечивать на основе привлечения исходного допущения о близости искомой оценки вектора $\mathbf{p}(t)$ к номинальным значениям $\mathbf{p}^*$. Тогда вид текущего стабилизационного функционала, характеризующего отклонения искомых оценок вектора $\mathbf{p}(t)$ от номинальных $\mathbf{p}^*$, будет следующим:

$$J_c = \int_{t_0}^{t}\Delta\mathbf{p}(\tau)^{\mathrm{T}}\mathbf{M}_m\Delta\mathbf{p}(\tau)d\tau$$

где $\mathbf{M}_m$ – заданная диагональная 15×15 матрица, обеспечивающая согласование размерностей компонент вектора $\mathbf{p}(t)$.

Так как на текущем интервале идентификации оценка помех в канале наблюдений (5) в пространстве $L_2[t_0,t]$ [10] известна сверху $\|\boldsymbol{\xi}(t)\|_{L_2}^2 \le \sigma_\xi^2$, где σ_ξ^2 – заданное число, то окончательно функционал оптимизации запишем в виде

$$J = \int_{t_0}^{t} (\Delta\boldsymbol{\alpha} - \mathbf{M}_x\Delta\mathbf{p})^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi^{-1}(\Delta\boldsymbol{\alpha} - \mathbf{M}_x\Delta\mathbf{p})d\tau + \alpha_c J_c(t) = \tag{11}$$
$$= \int_{t_0}^{t} \{(\Delta\boldsymbol{\alpha} - \mathbf{M}_x\Delta\mathbf{p})^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi^{-1}(\Delta\boldsymbol{\alpha} - \mathbf{M}_x\Delta\mathbf{p}) + \alpha_c\Delta\mathbf{p}^{\mathrm{T}}\mathbf{M}_m\Delta\mathbf{p}\}d\tau$$

где $\alpha_c = \alpha_c(\sigma_\xi) > 0$ – параметр регуляризации, выбираемый из интервала $\alpha_c \in [0, 1]$.

Как было отмечено, отсутствие операции определенного интегрирования по t позволяет рассматривать критерий (11) как локальный. При минимизации локального критерия функционал трансформируется в скалярную функцию времени, оптимальность которой обеспечивается в текущий момент времени t за счет выбора соответствующего вектора $\Delta\mathbf{p}(t)$ [7]. При неотрицательно определенной критериальной функции для обеспечения её минимального значения в каждый момент времени достаточно, чтобы её производная по времени, взятая с обратным знаком, имела максимум. В силу неизбежности положительной определенности подынтегральных функций обобщенного квадратичного функционала (11) названное условие может быть записано в следующем виде:

$$\min_{\Delta\mathbf{p}(t)}\{J(t)\} = \max_{\Delta\mathbf{p}(t)}\left\{-\frac{dJ(t)}{dt}\right\}$$

или, выполнив дифференцирование по t, в виде

$$\max_{\Delta\mathbf{p}(t)}\langle -(\Delta\boldsymbol{\alpha}(t) - \mathbf{M}_x(t)\Delta\mathbf{p}(t))^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi^{-1}(\Delta\boldsymbol{\alpha}(t) - \mathbf{M}_x(t)\Delta\mathbf{p}(t)) - \alpha_c\Delta\mathbf{p}^{\mathrm{T}}(t)\mathbf{M}_m\Delta\mathbf{p}(t)\rangle$$

Из необходимого условия наличия экстремума последнего получаем следующее векторное алгебраическое уравнение для определения текущей вектор-функции $\Delta\mathbf{p}(t)$ по текущим наблюдениям $\mathbf{z}^u(t)$:

$$\mathbf{M}_x(t)^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi(\Delta\boldsymbol{\alpha}(t) - \mathbf{M}_x(t)\Delta\mathbf{p}(t)) - \alpha_c\mathbf{M}_m\Delta\mathbf{p}(t) = 0,$$

откуда будем иметь

$$\Delta\mathbf{p}(t) = \langle\mathbf{M}_x(t)^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi(t)^{-1}\mathbf{M}_x(t) + \alpha_c\mathbf{M}_m\rangle^{-1}\mathbf{M}_m(t)^{\mathrm{T}}\mathbf{D}_\xi(t)^{-1}[\mathbf{z}^u(t) - \boldsymbol{\alpha}^*(t;\mathbf{p}^*)] \tag{12}$$

Размерность интегрируемой при реализации предложенного алгоритма системы дифференциальных уравнений (9), (10) равна 48, что в ≈4 раза меньше размерности системы дифференциальных уравнений обобщенного фильтра Калмана. При использовании более точной полиномиальной модели $\boldsymbol{\omega}$ четвертой степени размерности систем равны, соответственно, 291 и 5049 (выигрыш в ≈17 раз). Кроме того, дифференциальные уравнения (9) и (10) могут интегрироваться заблаговременно, до выполнения процедуры идентификации, а $\mathbf{M}_x(t)$ и $\boldsymbol{\alpha}^*(t)$ – хранится в бортовых запоминающих устройствах (ЗУ). В этом случае существенно увеличивается требуемый объем ЗУ, но, с другой стороны, решение уравнения (12) легко может быть реализовано бортовыми вычислителями в реальном масштабе времени получения измерений $\mathbf{z}^u(t)$. Таким образом, рассмотренный метод позволяет осуществлять непрерывную идентификацию скорости уходов бортового гиростабилизатора в реальном времени коррекции гироскопической навигационной системы на участках управляемого движения КА.

С целью исследования возможностей практического использования разработанного метода был проведен следующий эксперимент. Использовался трехстепенной гиростабилизатор, установленный на наклонно-поворотном столе. Параллельно с разработанной процедурой идентификации выполнялись штатные калибровки с использованием высокоточной оптической аппаратуры.

Таким образом, при проведении эксперимента вектор кажущегося ускорения **A**' задавался в астрономической СК и был равен **A**' = $[0\ -g\ 0]^T$ (моделью Земли приняли шар с равномерно распределенной массой), а вместо матрицы $\mathbf{M}_2$ использовалась матрица $\mathbf{M}_3(t;\ \Omega,\ \varphi,\ \lambda)$ перевода из астрономической в инерциальную СК [6], где Ω – угловая скорость вращения Земли; φ, λ – геодезические координаты ТГС.

Матрица масштабирования $\mathbf{M}_m$ задавалась равной

$$\mathbf{M}_m = \left\| \begin{array}{cc|c} \mathbf{I}_{3\times3} & 0 & \\ \hline 0 & 0.1 \cdot \mathbf{I}_{3\times3} & 0 \\ \hline \multicolumn{2}{c|}{0} & 0.01 \cdot \mathbf{I}_{9\times9} \end{array} \right\|$$

где $\mathbf{I}_{j\times j}$ – единичные $j \times j$ ($j = 3, 9$) матрицы.

Проведенные испытания показали, что идентифицируемые компоненты вектора p изменялись в течение всего интервала работы прибора. Например, вариации $\Delta u_X(t)$, $\Delta u_Z(t)$ колебались в пределах от 4% до 10% от их номинальных значений u_X^*, u_Z^*.

Точность идентификации на основе предложенного подхода, в сравнении со штатным методом, оказалась ниже. Так, относительные погрешности оценивания скорости уходов ТГС на основе традиционной методики составляли около 2% от их действительных значений, а при использовании разработанного подхода – порядка 5%. Погрешности идентификации на основе разработанного подхода были обусловлены погрешностями приемо-преобразующего измерительного тракта и принятыми допущениями о модели Земли. Следует отметить, что при качественной, в заводских условиях, технической подготовке реализации сформированного алгоритма эти погрешности, естественно, могут быть значительно снижены, что позволит обеспечить требуемую точность.

Но, в отличие от штатного, синтезированный метод позволил выполнить процедуру идентификации вектор-функции $\Delta\mathbf{p}(t)$ в текущем времени функционирования ТГС. Дискретность решения задачи идентификации при этом задавалась равной 5с. При необходимости этот временной показатель мог быть сокращен, как минимум, в 5 раз.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Иванов Н.М., Дмитриевский А.А., Лысенко Л.Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1986. 296 с.
2. *Степанов О.А., Кошаев Д.А.* Исследование методов решения задачи ориентации с использованием спутниковых систем // Гироскопия и навигация. 1999. № 2 (25). С. 30–55.
3. Справочник по теории автоматического управления / Под ред. А. Красовского. М.: Наука, 1987. 711 с.
4. *Погорелов В.А., Гусарин С.А.* Определение параметров модели собственных уходов гиростабилизированной платформы на основе информационных критериев // Космич. исследования. 2003. Т. 41. № 5. С. 506–513.
5. *Соколов С.В., Щербань И.В.* Оптимальное автономное оценивание навигационных параметров спускаемого космического аппарата // Космич. исследования. 1997. Т. 35. № 2. С. 172–177.
6. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г.* Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли. М.: Наука, 1987. 440 с.
7. *Казаков И.Е.* Статистическая теория систем управления в пространстве состояний. М.: Наука, 1975. 432 с.
8. *Чернов А.А., Ястребов В.Д.* Метод оценки возмущений в алгоритмах решения навигационных задач // Космич. исследования. 1984. Т. 22. № 3. С. 361–368.
9. *Помыкаев И.И., Селезнев В.П., Дмитроченко Л.А.* Навигационные приборы и системы. М.: Машиностроение, 1983. 455 с.
10. *Тихонов А.Н., Арсенин В.Я.* Методы решения некорректных задач. М.: Наука, 1986. 287 с.

Ростов н/Д

Поступила в редакцию
21.02.2005