

8. Aleksandrov A. Yu., Tihonov A. A. *Elektrodinamicheskaja stabilizacija programmnogo vrashhenija ISZ v orbital'noj sisteme koordinat* (Electrodynamic Stabilization of the satellite's programmed rotation in the orbital frame), *Vestn. C.-Peterburg. Universiteta. Ser. 1*, 2012, iss. 2, pp. 79–90 (in Russian).

9. Sazonov V. V., Chebukov S. Ju., Kuznecova E. Ju. *Dvuhosnaja zakrutka sputnika v ploskosti orbity* (Two-axis rotation of a satellite in the orbital plane), *Kosmicheskie Issledovanija*, 2000, vol. 38, no 3, pp. 296–306 (in Russian).

10. Aleksandrov A. Yu., Tihonov A. A. *Odnoosnaja elektrodinamicheskaja stabilizacija iskusstvennogo sputnika Zemli v orbital'noj sisteme koordinat* (Monoaxial electrodynamic stabilization of earth satellite in

the orbital coordinate system), *Avtomatika i Telemekhanika*, 2013, no 8, pp. 22–31 (in Russian).

11. Aleksandrov A. Yu., Aleksandrova E. B., Zhabko A. P. *Analiz ustojchivosti giroskopicheskikh sistem s zapazdyvaniem na osnove prjamoogo metoda Ljapunova* (Stability analysis of gyroscopic systems via the Lyapunov direct method), *Mekatronika, Avtomatizacija, Upravlenie*, 2014, no 5, pp. 3–7 (in Russian).

12. Zuber I. E., Voloshinova T. V., Gelig A. H. *Rasshirennyj klass stabiliziruemykh neopredelennykh sistem* (An extended class of stabilized uncertain systems). *Vestn. C.-Peterburg. Universiteta. Ser. 1*, 2016, iss. 3, pp. 402–407 (in Russian).

УДК 629.78

DOI: 10.17587/mau.18.351-359

Н. В. Рябогин, зам. начальника направления, ryabogin@mokb-mars.ru,

В. Н. Соколов, д-р техн. наук, зам. директора по научной работе,

зам. генерального конструктора, sokolov@mokb-mars.ru,

ФГУП Московское опытно-конструкторское бюро "Марс",

Н. М. Задорожная, канд. техн. наук, доц., zanatalie@ya.ru,

МГТУ имени Н. Э. Баумана

Комплексирование информации инерциальных измерительных блоков и звездных приборов на основании оценки вектора малого поворота

Предлагается субоптимальный алгоритм комплексирования информации инерциального измерительного блока и звездных приборов применительно к задаче точного определения ориентации космического аппарата. Алгоритм позволяет эффективно фильтровать высокочастотную шумовую ошибку звездных приборов и обладает небольшими требованиями к вычислительным ресурсам бортовых вычислительных машин космических аппаратов. Алгоритм обеспечивает работу со всей номенклатурой звездных приборов и инерциальных измерительных блоков.

Ключевые слова: бортовые комплексы управления, космические аппараты, точность ориентации, фильтр Калмана, инерциальные измерительные блоки, звездные датчики, комплексирование

Введение

Контур управления космическим аппаратом (КА), построенный на базе современных инерциальных измерительных блоков (ИИБ) и звездных приборов (ЗП), является наиболее гибким и отказоустойчивым. Совместное использование информации ЗП и ИИБ характерно для многих зарубежных КА [7, 9, 30, 42, 43, 45, 47], что обусловлено особенностями датчиков обоих типов. В отличие от ЗП, ИИБ функционируют в широком диапазоне угловых скоростей и независимы от внешних оптических условий, внешних воздействующих факторов и ионизирующего излучения космического пространства [36–39]. Однако при отсутствии коррекции по измерениям от других приборов, точность определения угловой скорости и параметров ориентации по информации от ИИБ со временем снижается.

Подход к построению бортового комплекса управления (БКУ) КА с объединением информации от ИИБ и ЗП, разработанный МОКБ "Марс" и реализованный в БКУ КА "Спектр-Р" на приборах ГИВУС КИНД34-020 и АД-1, позволил достичь

высокой точности ориентации КА [46]. Подход к совместной обработке информации ИИБ и ЗП базировался на фильтре Калмана с вектором состояния 6-го порядка и учитывал особенности работы ЗП АД-1. Благодаря совместной обработке была достигнута точность определения ориентации в 1,4".

Особенности комплексирования информации

Разработка систем ориентации, функционирующих на разных физических принципах, основана на комплексной обработке первичной информации из различных источников в целях повышения надежности и точности автономной системы ориентации [2–4, 8–10]. Среди схем комплексирования систем ориентации различных типов наибольшее распространение [8, 12, 22, 27, 44] нашли инвариантные схемы, которые оценивают не параметры ориентации, а их погрешности.

Математическая обработка информации с ИИБ и ЗП позволяет определять параметры ориентации и угловой скорости с высокой точностью, которая необходима для работы системы управления движением КА [4, 8–10].

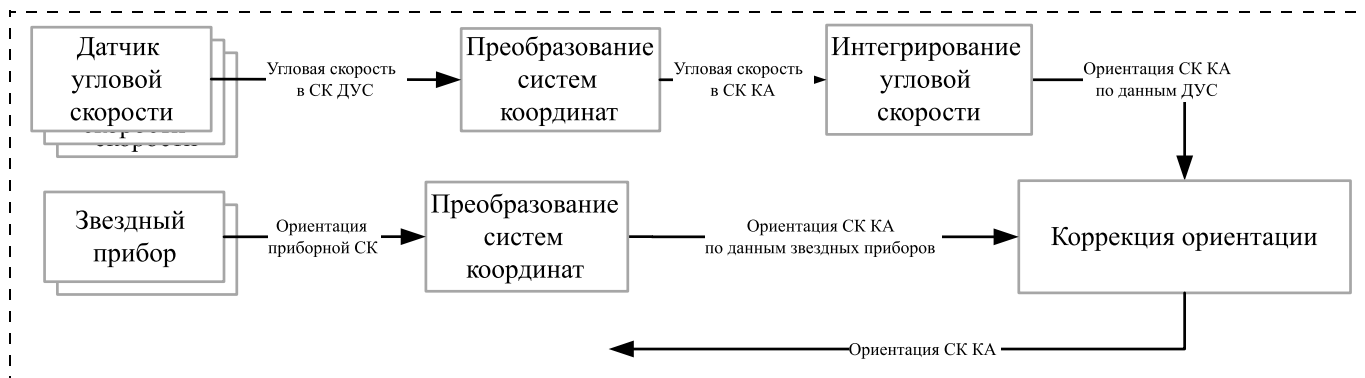


Рис. 1. Функциональный тракт измерения ориентации

Методами оценивания в алгоритмах комплексирования информации ИИБ и ЗП могут быть методы наименьших квадратов (МНК), фильтр Калмана (ОФК) и связанные с ними результаты дальнейших исследований отдельных сторон этих методов, характерных для систем ориентации (оптимизация наблюдений МНК, структурная и параметрическая адаптация фильтра Калмана) [13–15, 18, 20, 23–25].

Во многом каждый случай применения фильтрации базируется на целевом применении КА и адаптируется на основании имеющихся приборов, вычислительных мощностей, динамических свойств объекта управления и т. д. Часто такого рода фильтрация применяется в узкоспециализированных задачах: решение навигационной задачи по сигналам спутниковой навигационной системы, решение задачи устойчивого распознавания ориентации по звездам [31–35].

Задача фильтрации средствами МНК или ОФК требует больших вычислительных средств, поэтому подобные средства применяются в указанных задачах в составе независимых блоков и вычислителей.

Для уменьшения вычислительных требований к алгоритмам фильтрации МНК и ОФК проводят упрощения, например, коэффициенты усиления фильтров рассчитываются на среднее значение и фиксируются.

Внедрение методов комплексной обработки информации ИИБ и ЗП на основе фильтра Калмана в сравнении с другими методами фильтрации позволяет с высокой эффективностью подавлять шум ЗП при построении систем определения ориентации КА.

С точки зрения разработки алгоритмов комплексирования и фильтрации фильтр Калмана является наиболее применяемым и отработанным решением. На практике в космической технике существует ряд примеров применения фильтра Калмана в решении задач обеспечения работы БКУ КА [1, 5, 11, 19, 21, 25, 27, 28, 46].

Цель настоящей работы заключается в формировании субоптимального алгоритма комплексирования информации ИИБ и ЗП в задаче точного определения ориентации КА, позволяющего эффективно фильтровать высокочастотную шумовую

ошибку ЗП и обладающего небольшими требованиями к вычислительной мощности бортовых вычислительных машин КА. Алгоритм должен обеспечивать работу со всей номенклатурой ЗП и ИИБ.

Под ориентацией КА понимается параметрическое описание вращательного движения КА относительно опорной системы координат, соответственно под точностью ориентации КА понимается погрешность знания параметров, описывающих вращательное движение [17].

Рассматривается решение задачи оценки ориентации КА со следующими основными измерителями параметров ориентации КА:

- ИИБ КА, являющимися датчиками угловой скорости;
- ЗП, выполняющими функции датчиков угла.

Функциональная схема тракта измерения ориентации с указанными датчиками представлена на рис. 1.

Фильтр Калмана в задаче оценки параметров ориентации

Фильтр Калмана — последовательный рекурсивный алгоритм, использующий принятую модель динамической системы для получения оценки, которая может быть существенно скорректирована в результате анализа каждой выборки измерений во временной последовательности. Общая схема дискретного фильтра Калмана, представленная во многих работах, выглядит следующим образом.

Имеется динамическая система, характеризующаяся вектором состояния X . Модель системы описывается выражением

$$X_{k+1} = \Phi_k X_k + \zeta_k, \quad (1)$$

где индекс k обозначает такты работы вычислителя системы и соответствующие моменты получения измерительной информации; Φ_k — переходная матрица системы в момент времени k ; ζ_k — ошибки модели движения в момент времени k , которые считаются белым шумом с ковариационной матрицей Q :

$$\langle \zeta \rangle = 0, \langle \zeta \cdot \zeta^T \rangle = Q.$$

Символом $\langle \cdot \rangle$ обозначается математическое ожидание величины, указанной в треугольных скобках.

В моменты времени k проводятся измерения величин Z_k , связанных с вектором состояния системы соотношением

$$Z_k = H_k X_k + \xi_k,$$

где H_k — матрица измерений в момент времени k ; ξ_k — ошибки измерений в момент времени k , моделируемые белым гауссовским шумом с ковариационной матрицей R :

$$\langle \xi \rangle = 0, \langle \xi \cdot \xi^T \rangle = R.$$

Требуется получить оценку вектора состояния $\hat{X}$ и оценить ее погрешность, характеризующую ковариационной матрицей P :

$$\hat{X} = \langle X \rangle, P = \langle (X - \hat{X})(X - \hat{X})^T \rangle.$$

На этапе прогноза с помощью модели движения (1) строятся прогнозируемые оценки вектора состояния $X_{k/k-1}$ и ковариационной матрицы $P_{k/k-1}$ на момент k по результатам измерений в моменты $0, k-1$:

$$X_{k/k-1} = \Phi_{k-1} X_{k-1/k-1};$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k-1} P_{k-1/k-1} \Phi_{k-1}^T.$$

На этапе коррекции вычисляются обновленные значения оценки вектора состояния $\hat{X}_{k/k}$ и ковариационной матрицы $P_{k/k}$ по формулам

$$\hat{X}_{k/k} = \Phi_{k-1} \hat{X}_{k-1/k-1} +$$

$$+ K_k (Z_k - H_k \Phi_{k-1} \hat{X}_{k-1/k-1});$$

$$P_{k/k} = (I - K_k H_k) P_{k/k-1} + Q_{k/k-1},$$

где матрица K_k — коэффициент усиления фильтра:

$$K_k = P_{k/k-1} H_k^T (H_k P_{k/k-1} H_k^T + R_k)^{-1}.$$

Для инициализации фильтра требуется задать начальные условия:

$$X_{0/0} = X_0, P_{0/0} = P_0.$$

Стоит отметить, что матрицы ковариации ошибок оценок зависят только от матриц ковариаций шумов модели системы, шумов измерителей и матрицы наблюдений. По этой причине нахождение матриц ковариаций и коэффициента усиления могут быть выполнены заранее.

Модель ошибок измерений ИИБ имеет вид

$$\omega_{\text{вост}} = (G^T G)^{-1} G^T \omega^m =$$

$$= (G^T G)^{-1} G^T (1 + E\lambda) ((G + \Delta G)\omega + b + \eta),$$

где $\omega = [\omega_X \ \omega_Y \ \omega_Z]^T$ — истинная угловая скорость в проекциях на оси связанной системы координат объекта; $\omega_{\text{вост}} = [\omega_{X_{\text{вост}}} \ \omega_{Y_{\text{вост}}} \ \omega_{Z_{\text{вост}}}]^T$ — восстановленная угловая скорость в проекциях на оси связанной системы координат объекта; $\omega^m = [\omega_1^m \ \omega_2^m \ \omega_4^m]^T$ — измеряемые проекции вектора угловой скорости

объекта на оси чувствительности измерительных каналов ИИБ относительно приборной системы координат (ПСК) ИИБ; $b = [b_1 \ b_2 \ b_3 \ b_4]^T$ — дрейфы измерительных каналов ИИБ; $\lambda = [\lambda_1 \ \lambda_2 \ \lambda_3 \ \lambda_4]^T$ — погрешности масштабного коэффициента измерительных каналов ИИБ; η — вектор шума измерительных каналов (ИК) ИИБ; $G_{4 \times 3}$ — матрицы ориентации осей чувствительности измерительных каналов ИИБ относительно ССК; $\Delta G_{4 \times 3}$ — матрица погрешностей ориентации осей чувствительности измерительных каналов ИИБ относительно связанной системы координат (ССК).

При применении алгоритмов калибровки отклонений масштабных коэффициентов и перекосов осей чувствительности ИК ИИБ допустимо следующее упрощение: $\lambda = [0 \ 0 \ 0 \ 0]^T$ и $\Delta G_{4 \times 3} = 0$. Тогда модель ошибок измерений ИИБ будет выглядеть следующим образом:

$$\omega_{\text{вост}} = (G^T G)^{-1} G^T (G\omega + b + \eta) = \omega + b + \eta.$$

Основными измерениями ЗП являются координаты векторов направления на визируемые источники излучения, рассчитанные в приборной системе координат ЗП. После измерения векторов созвездия в ПСК происходит расчет ориентации ПСК относительно инерциальной системы координат. Модель работы ЗП можно представить следующим образом:

$$\Lambda_{\text{ПСК}}^{\text{ИСК}} = f(\Gamma + \Delta), \quad (2)$$

где $\Lambda_{\text{ПСК}}^{\text{ИСК}}$ — кватернион (матрица) ориентации ПСК ЗП относительно инерциальной системы координат (ИСК); Γ — массив координат векторов распознанных созвездий в ПСК звездного прибора; Δ — ошибки определения координат векторов распознанных созвездий; f — функционал, рассчитывающий ориентацию ПСК ЗП относительно ИСК по данным визируемых объектов. Выражение (2) можно записать в следующем виде:

$$\Lambda_{\text{ПСК}}^{\text{ИСК}} = \Lambda^{\text{ИСТ}} \circ \Lambda^{\text{ОШ}},$$

где $\Lambda^{\text{ИСТ}}$ — истинный кватернион ориентации ПСК ЗП относительно ИСК; $\Lambda^{\text{ОШ}}$ — кватернион малого поворота, переводящий истинную ориентацию ПСК ЗП в ориентацию, полученную под воздействием ошибок измерений.

При разработке алгоритма комплексирования полагаем, что знание ориентаций ПСК ИИБ и ЗП относительно ССК известно, и вычислительные ошибки этих переходов пренебрежимо малы.

Принимая во внимание модели ошибок ИИБ и ЗП [6, 17, 26, 29, 41], вектор состояния системы фильтра Калмана можно записать следующим образом:

$$X_k = [\Lambda^{k/k-1} \Delta \Theta^{k/k-1} P^{k/k-1}]^T, \quad (3)$$

где $\Lambda^{k/k-1} = [\lambda_1^{k/k-1}, \lambda_2^{k/k-1}, \lambda_3^{k/k-1}, \lambda_4^{k/k-1}]$ — кватернион перехода от ССК КА к ИСК КА;

$\Delta\Theta^{k/k-1} = [\Delta\theta_x^{t/t-1}, \Delta\theta_y^{t/t-1}, \Delta\theta_z^{t/t-1}]$ — вектор угловой скорости ССК КА относительно ИСК КА на интервале между оценками; $P^{k/k-1} = [\rho_x, \rho_y, \rho_z]$ — вектор дрейфов измерительных каналов ИИБ, выраженных на ССК КА.

Для вектора состояния (3) получим переходную матрицу системы. Фильтр Калмана предполагает, что уравнения движения линейны и их можно записать в виде

$$\dot{x}_k = F_{k/k-1}x_{k-1}.$$

В случае если уравнения нелинейные, следует провести линеаризацию. Тогда вектор состояния системы примет вид

$$X_{k/k-1} = \Phi_{k-1}X_{k-1/k-1},$$

где матрица Φ находится из разложения:

$$\Phi_{k-1} \approx 1 + F_{k/k-1}\Delta t + \frac{(F_{k/k-1}\Delta t)^2}{2!} + \dots$$

Матрица наблюдений для принятой системы будет иметь вид

$$H = \begin{bmatrix} I_{7 \times 7} & 0_{7 \times 3} \\ 0_{3 \times 7} & 0_{3 \times 3} \end{bmatrix}.$$

С учетом принятого вектора состояния фильтр Калмана примет следующий вид:

$$X_{k/k-1} = \Phi_{k-1}X_{k-1/k-1}; \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \hat{X}_{k/k} &= \Phi_{k-1}\hat{X}_{k-1/k-1} + \\ &+ K_k(Z_k - H_k\Phi_{k-1}\hat{X}_{k-1/k-1}); \end{aligned} \quad (5)$$

$$P_{k/k-1} = \Phi_{k-1}P_{k-1/k-1}\Phi_{k-1}^T; \quad (6)$$

$$K_k = P_{k/k-1}H_k^T(H_kP_{k/k-1}H_k^T + R_k)^{-1}. \quad (7)$$

Фильтр Калмана, определяемый соотношениями (4)–(7), с вектором состояния (3) 10-го порядка на каждом такте счета требует вычисления матриц высокого порядка, что требует значительных ресурсов.

Для бортовой реализации с учетом ограничений на вычислительные ресурсы желательно разработать фильтр более низкого порядка. Такой фильтр в сравнении с фильтром (4)–(7) не будет обладать свойствами оптимальности, однако субоптимальность можно обеспечить с помощью дополнительных алгоритмических решений [2, 40].

Редуцированный фильтр Калмана в рассматриваемой задаче

Основной задачей алгоритма комплексирования информации ИИБ и ЗП является фильтрация высокочастотных шумов ЗП для обеспечения заданного уровня ошибки определения ориентации. Дан-

ная задача может быть решена путем фильтрации изменения ориентации ЗП относительно измерительной информации ИИБ. Для построения фильтра рассмотрим вектор малого поворота визирной системы координат (ВСК) КА относительно ИСК. Принимая во внимание модель погрешности измерений ЗП (2), для двух соседних тактов получения информации от ЗП запишем

$$\Lambda_{ЗП}^i = \Lambda_{ИСТ}^i \circ \Lambda^{ОШ}. \quad (8)$$

Учитывая характер движения КА и временной интервал между измерениями ЗП, выражение (8) можно представить следующим образом:

$$\Lambda_t = \Lambda_{t-1} \circ d\Lambda;$$

$$\Lambda^{ОШ} = d\Lambda = \begin{bmatrix} 1 & \frac{\theta_x}{2} & \frac{\theta_y}{2} & \frac{\theta_z}{2} \end{bmatrix};$$

$$\Delta\Theta = [\theta_x \ \theta_y \ \theta_z],$$

где $\Delta\Theta$ — вектор малого поворота ВСК КА относительно ИСК в проекциях на оси ВСК КА за такт формирования информации от ЗП, рассчитанный по данным от ЗП и ИИБ.

Несложно вывести, что

$$\Delta\dot{\Theta} = \begin{bmatrix} \dot{\theta}_x \\ \dot{\theta}_y \\ \dot{\theta}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 0 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_x \\ \theta_y \\ \theta_z \end{bmatrix}.$$

Для фильтра Калмана в качестве вектора состояния системы примем вектор малого поворота между соответствующими одному моменту времени кватернионами ориентации ИИБ и ЗП. Тогда вектор состояния будет выглядеть следующим образом:

$$X_k = [\theta_x^{t/t-1} \ \theta_y^{t/t-1} \ \theta_z^{t/t-1}]^T. \quad (9)$$

Введем дополнительное условие к работе алгоритмов фильтрации, заключающееся в том, что работа алгоритмов осуществляется на участке научных измерений при постоянной угловой скорости, без возмущений движения КА, вызванных движениями солнечных батарей, антенн и работой реактивной двигательной системы. Исходя из того, что шумы измерителей (ИИБ и ЗП) различаются между собой более чем на два порядка, примем вектор ошибок системы ζ_k и шумы ИИБ равными нулю. Также примем, что с каждым тактом приема информации от ЗП уходы ИИБ, вызванные дрейфами измерительных каналов, компенсируются соответствующими алгоритмами. С учетом выражения (9) и равенства $\zeta_k = 0$ уравнение фильтра запишем в виде

$$\begin{bmatrix} \theta_x^{k/k-1} \\ \theta_y^{k/k-1} \\ \theta_z^{k/k-1} \end{bmatrix} = \Phi_{k-1} \begin{bmatrix} \theta_x^{k-1/k-1} \\ \theta_y^{k-1/k-1} \\ \theta_z^{k-1/k-1} \end{bmatrix}.$$

Модель измерений системы примет вид

$$Z_k = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \theta_x^k \\ \theta_y^k \\ \theta_z^k \end{bmatrix} + \xi_k = I_{3 \times 3} \begin{bmatrix} \theta_x^k \\ \theta_y^k \\ \theta_z^k \end{bmatrix} + \xi_k.$$

Тогда вектор ошибок измерителей ξ_k будет состоять только из высокочастотных ошибок ЗП, приведенных на оси ВСК КА:

$$\xi_k = \begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \sigma_z \end{bmatrix}.$$

Начальные условия фильтрации задаются следующим образом:

$$P_0 = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2 \end{bmatrix};$$

$$R_0 = \begin{bmatrix} \sigma_x^2 & 0 & 0 \\ 0 & \sigma_y^2 & 0 \\ 0 & 0 & \sigma_z^2 \end{bmatrix}.$$

В качестве данных для расчета начальной ковариационной матрицы используется информация о шумовых погрешностях из технических условий на ЗП. Тогда начальное значение коэффициента усиления фильтра будет выглядеть следующим образом:

$$K_0 = P_0(2P_0)^{-1}.$$

Как видно, в такой постановке задачи фильтрации отсутствует измерительная информация ИИБ по угловым скоростям ССК КА. Введем в алгоритм фильтрации данные об угловых скоростях следующим образом. На момент получения измерений ЗП фиксируются данные об ориентации, рассчитанные алгоритмами интегрирования угловой скорости от ИИБ. В начале такта работы фильтра рассчитывается вектор малого поворота, полученный интегрированием угловой скорости ИИБ:

$$\Delta\Theta_{\text{ИИБ}}^{k/k-1} = [\theta_{\text{ИИБ}x}^{k/k-1} \quad \theta_{\text{ИИБ}y}^{k/k-1} \quad \theta_{\text{ИИБ}z}^{k/k-1}].$$

С учетом малости величин:

$$\omega = \Delta\Theta_{\text{ИИБ}}^{k/k-1} = [\omega_X \quad \omega_Y \quad \omega_Z].$$

Тогда введение измерительной информации ИИБ в алгоритмы фильтрации будет осуществляться путем расчета переходной матрицы системы по дан-

ным векторов малого поворота, рассчитанных по измерениям ИИБ:

$$\Phi_{k-1} = \begin{bmatrix} 1 & \omega_Z & -\omega_Y \\ -\omega_Z & 1 & \omega_X \\ \omega_Y & -\omega_X & 1 \end{bmatrix}.$$

Поскольку имеются ограничения на вычислительные ресурсы, уточнение коэффициента усиления будет происходить с периодом, большим периода работы фильтра. С учетом принятых ограничений алгоритм комплексирования и фильтрации измерений ЗП по информации от ИИБ примет вид

$$P_{k/k-1} = \Phi^{k-1} P_{k-1/k-1} \Phi_{k-1}^T;$$

$$K^k = P_{k/k-1} (P_{k/k-1} + R_k)^{-1};$$

$$\hat{\theta}_x^{k/k} = \Phi_{(1,:)}^{k-1} \hat{\theta}_x^{k-1/k-1} + K_{(1,:)}^k (\theta_x^{k/k} - \Phi_{(1,:)}^{k-1} \hat{\theta}_x^{k-1/k-1});$$

$$\hat{\theta}_y^{k/k} = \Phi_{(2,:)}^{k-1} \hat{\theta}_y^{k-1/k-1} + K_{(2,:)}^k (\theta_y^{k/k} - \Phi_{(2,:)}^{k-1} \hat{\theta}_y^{k-1/k-1});$$

$$\hat{\theta}_z^{k/k} = \Phi_{(3,:)}^{k-1} \hat{\theta}_z^{k-1/k-1} + K_{(3,:)}^k (\theta_z^{k/k} - \Phi_{(3,:)}^{k-1} \hat{\theta}_z^{k-1/k-1});$$

$$P_{k/k} = (I - K_k) P_{k/k-1}.$$

Здесь индекс (1, :) обозначает первую строку матрицы, индекс (2, :) — вторую строку и т. д.

Апробация алгоритма в составе математического стенда моделирования работы бортового комплекса управления космического аппарата

Предлагаемый алгоритм должен функционировать в составе вычислителя БКУ КА. Такт работы вычислителя составляет 100 мс, частота получения данных от ИИБ — 10 Гц, частота получения данных от ЗП — 5 Гц. Такт работы алгоритма комплексирования совпадает с тактом получения данных от ЗП. На вход алгоритма подаются два кватерниона ориентации ССК КА относительно ИСК, рассчитанные по данным ИИБ и по данным ЗП. Поскольку формирование информации ЗП происходит с запаздыванием, в алгоритме запоминаются данные, рассчитанные по информации от ИИБ, соответствующие моменту формирования измерительной информации от ЗП. На основании данных соответствующих тактов получения информации и предыдущих полученных данных происходит вычисление векторов малого поворота. На рис. 2 представлена циклограмма функционирования разработанных алгоритмов комплексирования информации ИИБ и ЗП.

Необходимые для работы параметры рассчитываются в соответствии с частотой работы алгорит-

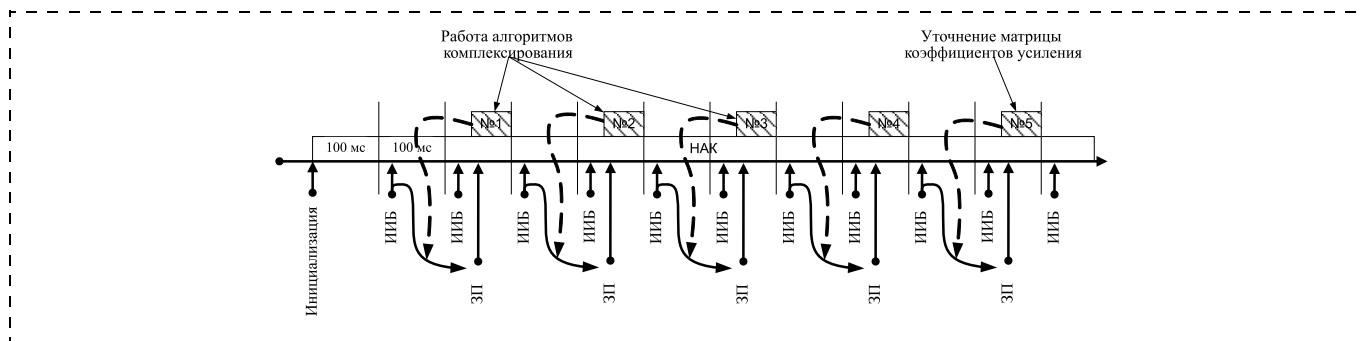


Рис. 2. Циклограмма работы алгоритмов комплексирования ИИБ и ЗП

ма комплексирования, кроме коэффициентов усиления фильтра и ковариационных матриц. Расчет этих матриц является самой вычислительно нагруженной операцией алгоритма, так как требуется расчет обратной матрицы третьего порядка. Предложенный алгоритм разработан с возможностью функционирования в вычислительной системе КА с существенными ограничениями на вычислительные мощности. Принимая во внимание это ограничение, уточнение коэффициентов усиления предлагается проводить раз в пять тактов работы алгоритма фильтрации и комплексирования.

Выходом алгоритма комплексирования является оценка вектора малого поворота между соответствующими одному моменту времени кватернионами ориентации КА, рассчитанными по измерительной информации ИИБ и ЗП. Выходная информация алгоритма комплексирования уточняет параметры ориентации КА.

Отработку и моделирование предлагаемого алгоритма комплексирования проводили на стендах математического моделирования ФГУП МОКБ "Марс". В качестве ИИБ был рассмотрен ГИВУС КИНД34-020-01, характеристики которого представлены ниже:

Полный диапазон измерений, $^{\circ}/\text{с}$ $\pm 0,4$
 Масштабный коэффициент, $^{\circ}/\text{имп.}$ $0,03...0,05$
 Устойчивость в интервале 1 ч, $^{\circ}/\text{ч}$ $< 0,002$

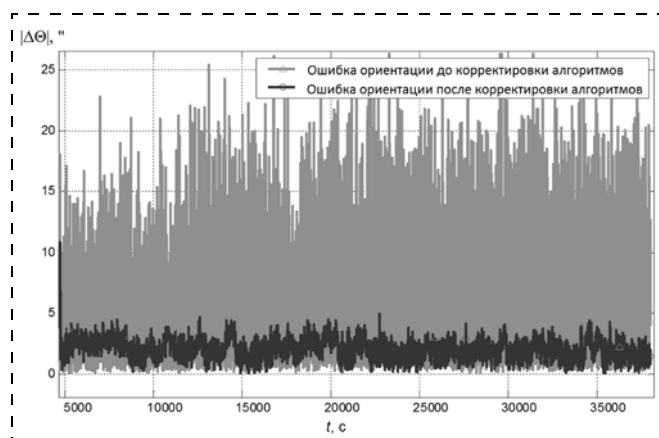


Рис. 3. Графики ошибки определения ориентации КА

В качестве ЗП был рассмотрен SED26, характеристики которого представлены ниже:

Допустимое угловое ускорение, $^{\circ}/\text{с}^2$ 5
 Допустимая угловая скорость, $^{\circ}/\text{с}$ 3
 Высокочастотная шумовая составляющая ПСК X, Y (3σ), " 24
 Высокочастотная шумовая составляющая ПСК Z (3σ), " 164

ГИВУС КИНД34-020-0 и SED26 входят в состав систем ориентации КА "Электро-Л" № 2, "Спектр-РГ" и "Арктика-М". При моделировании применяли модели ИИБ, ЗП и КА, разработанные по исходным данным фирм разработчиков соответствующих элементов.

Результаты моделирования представлены на графике (рис. 3), где показана погрешность определения ориентации КА, выраженная через модуль вектора малого поворота $|\Delta\Theta|$ между ориентацией КА по указанной модели и рассчитанной ориентацией. Стоит отметить, что до внедрения указанных в статье алгоритмов для фильтрации высокочастотной погрешности ЗП применялся фильтр Калмана с постоянными коэффициентами. На графике приведено сравнение результатов фильтрации высокочастотной ошибки ЗП до и после внедрения предложенного в статье алгоритма. Уровень ошибки от шумов ЗП снизился в три раза.

Как видно из представленного результата, предложенный алгоритм редуцированного фильтра Калмана позволяет реализовать эффективную фильтрацию шумов ЗП. При этом стоит отметить, что по сравнению с реализацией "полного" фильтра Калмана требуемые вычислительные ресурсы для бортовой реализации сократились в 2,7 раза.

Список литературы

1. **Космическое** аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ "ЦСКБ-Прогресс" / Под ред. д. т. н. А. Н. Кирилина. Самара: Издательский дом "АГНИ", 2011. 280 с.
2. **Проектирование** и испытание бортовых систем управления: учеб. пособ. Т. 3 / Под редакцией А. С. Сырова. М.: МАИ-ПРИНТ, 2011.
3. **Бровкин А. Г., Бурдыгов Б. Г., Гордийко С. В. и др.** Бортовые системы управления космическими аппаратами: учебное пособие / Под ред. А. С. Сырова. М.: Изд-во МАИ-ПРИНТ, 2010. 304 с.
4. **Бессонов Р. В.** Разработка и исследование интегрированного датчика ориентации космического аппарата: Автореферат

дисс. на соискание ученой степени канд. техн. наук. Институт космических исследований РАН. М., 2008.

5. **Vandersteen J.** Observation and Estimation for Space Applications: Doctor in Engineering Dissertation. Heverlee, Belgium: Katholieke Universiteit Leuven. Faculty of Engineering, 2012.

6. **Карпу Л. И.** Точность гироскопических устройств систем управления летательных аппаратов. М.: Машиностроение, 1990.

7. **Rozelle D. M.** The Hemispherical Resonator Gyro: From Wineglass to the Planets. Northrop Grumman Co, Navigation Systems Division. White paper.

8. **Распопов В. Я., Иванов Ю. В., Алалуев Р. В., Матвеев В. В.** и др. Комплексированные микросистемы ориентации малоразмерных беспилотных летательных аппаратов. СПб.: Изд. ГНЦРФ ЦНИИ "Электроприбор", 2011. С. 161–169.

9. **Hartman R., Michel K., Ratzsch D., Raue H. K., Schmidt U., Schodlbauer D.** Тенденции дальнейшего развития систем управления положения и орбиты высокоподвижных КА ДЗЗ на основе интеллектуальных звездных датчиков // Матер. второй междунар. науч.-техн. конф. "Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли", г. Москва, 2014.

10. **Аванесов Г. А., Воронков С. В., Форш А. А., Куделин М. И.** Звездные координаторы систем ориентации космических аппаратов // Известия вузов. Приборостроение. 2003. № 4.

11. **Решетнев М. Ф., Лебедев А. А., Бартенев В. А., Красильщиков М. Н., Малышев В. А., Малышев В. В.** Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орбитах. М.: Машиностроение, 1988.

12. **Солодов А. В.** Методы теории систем в задаче непрерывной линейной фильтрации. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1976. 264 с.

13. **Сизиков В. С.** Устойчивые методы обработки результатов измерений: учеб. пособ. СПб.: СпецЛит, 1999. 240 с.

14. **Макс Ж.** Методы и техника обработки сигналов при физических измерениях. Т. 1. М.: Мир, 1983. 312 с.

15. **Фомин В. Н.** Рекуррентное оценивание и адаптивная фильтрация. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1984. 288 с.

16. **James R. Wertz.** Spacecraft attitude determination and control. Netherlands: Kluwer Academic Publisher, 1980. 858 p.

17. **Бранец В. Н., Шмыглевский И. П.** Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1973. 320 с.

18. **Купер Дж., Макгиллем К.** Вероятностные методы анализа сигналов и систем: Пер. с англ. М.: Мир, 1989. 376 с.

19. **Markley F. L., Mortari D.** How To Estimate Attitude from Vector Observations // AAS/AIAA Astrodynamics Conference: Proceedings: Advances in the Astronautical Sciences. 1999. Vol. 103. P. 1979–1996.

20. **Shuster M. D.** A Simple Kalman Filter and Smoother for Spacecraft Attitude // The Journal of the Astronautical Sciences. January–March 1989. Vol. 37, N. 1. P. 89–106.

21. **Steyn W. H.** Full Satellite State Determination from Vector Observations // Automatic Control in Aerospace 1994. A Postprint Volume from the IFAC Symposium. 1995. P. 195–200.

22. **Степанов О. А.** Основы теории оценивания с приложениями к задачам обработки навигационной информации. Ч. 1. Введение в теорию оценивания. СПб.: Изд. ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 2009. С. 351–352.

23. **Schmidt S. F.** The Kalman Filter: Its Recognition and Development for Aerospace Applications // Journal of Guidance and Control. 1961. Vol. 4. P. 4–7.

24. **Lefferts E. J., Markley F. L., Shuster M. D.** Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 1982. Vol. 5, N. 5. P. 417–429.

25. **Левффертс И. Дж., Маркли Ф. Л., Шустер М. Д.** Использование фильтров Калмана для оценивания пространственной ориентации КЛА // Аэрокосмическая техника. 1983. Т. 1, № 8. С. 135–149.

26. **Abdelrahman M., Samaan M.** New Algorithm for Gyroless Spacecraft Angular Rate Estimation and its Applications // Proc. of

the ACSE 05 Conference, 19–21 December 2005, CICC, Cairo, Egypt. P. 47–52.

27. **Иванов Д. С., Карпенко С. О., Овчинников М. Ю.** Алгоритм оценки параметров ориентации малого космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. 2009. Т. 48.

28. **Галкин Д. И.** Алгоритм оценки параметров ориентации космического аппарата с использованием фильтра Калмана // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана: электронное издание. 2013.

29. **Pittelkau M. E.** Seven Reasons to Fully Calibrate a Redundant IMU // Aerospace control Systems, LLC, September 2007.

30. **Bayard D. S.** Advances in Precision Pointing Control for the NASA Spitzer Space Telescope. Pasadena, CA. 2004. 19 p. (Preprint Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration).

31. **Thienel J. K.** Nonlinear Observer / Controller Designs for Spacecraft Attitude Control Systems with Uncalibrated Gyros, disetaion, 2004.

32. **Thienel J. K., Sanner R. M.** Nonlinear Observers for Gyro Calibration. Breckenridge, CO. 2003. 17 p. (preprint NASA Goddard Space Flight Center NASA, CASI 20040034068).

33. **Hashmall J. A., Radomski M., Sediak J.** On-orbit Calibration of Satellite Gyroscopes // Astrodynamics Specialist Conference, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences. 2000. P. 399–409.

34. **Bar-Itzhack I. Y., Harman R. R.** Implicit and Explicit Spacecraft Gyro Calibration // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference. 2004. Vol. 5.

35. **McConley M. W.** Nonlinear Estimation for Gyroscope Calibration for the Inertial Pseudo Star Reference Unit // Thesis (M. S.)-Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics, 1994.

36. **Dorman L. I.** Different Space Weather Effects in malfunctions of the High and Low Orbital Satellite // EU INTAS-00810.

37. **Spacecraft Orbital Anomaly Report (SOAR) System**, No. PD-ED-1232, 7 p.

38. **Leach R. D.** Electronic Systems Failures and Anomalies Attributed to Electromagnetic Interference // NASA Reference Publication 1374. 1995. 30 p.

39. **Robertson B., Stoneking E.** Satellite GN & C Anomaly Trends. Breckenridge, CO. 2003. 15 p. (preprint NASA Goddard Space Flight Center AAS 03-071).

40. **Рябогин Н. В.** Калибровка дрейфов датчиков угловой скорости космических аппаратов по информации от звездных датчиков при вращении вокруг произвольной оси // Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами: Тезисы докл. II Всеросс. науч.-техн. конф. М.: МОКБ "Марс", 2012. С. 42–43.

41. **Соловьев И. В., Рябогин Н. В.** Метод полетной калибровки резервированного гироскопического измерителя вектора угловой скорости космического аппарата // Авиакосмическое приборостроение. 2016. № 3. С. 11–21.

42. **Griffin M. D., French J. R.** Space vehicle desing // American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2004. 665 p.

43. **Авдеевский В. С., Успенский Г. Р.** Космическая индустрия. М.: Машиностроение, 1989. 568 с.

44. **Степанов О. А.** Применение теории нелинейной фильтрации в задачах обработки навигационной информации. СПб.: Изд. ГНЦ РФ ЦНИИ "Электроприбор", 1998. 370 с.

45. **Разработка систем космических аппаратов** / Под ред. П. Фортескую, Г. Суайнерда, Д. Старка; Пер. с англ. М.: Альпина Пабlisher, 2015. 765 с.

46. **Лисаков М. М., Войнаков С. М., Сыров А. С., Соколов В. Н., Добрынин Д. А., Шатский М. А., Комальдинова Р. А., Сосновцев В. В., Выюницкая Т. Б., Рябогин Н. В., Филиппова Е. Н.** Работа системы ориентации космического аппарата Спектр-Р // Космические исследования. 2014. Т. 52.

47. **Rumerman J. A.** NASA Earth science and space application, aeronautics, technology, and exploration, tracking and data acquisition. 1989–1998. NASA Historical Data Book Vol. 8 // U. S. Government Printing Office. 2012. 728 p.

Inertial Measurement Units and Star Tracker Measurements Fusion on the Basis of the Rodrigues Parameters Estimation

N. V. Ryabogin, ryabogin@mokb-mars.ru, **V. N. Sokolov**, sokolov@mokb-mars.ru,
Mars Experimental Design Bureau, Moscow,
N. M. Zadorozhnaya, zanatalie@ya.ru✉,
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation

Corresponding author: **Zadorozhnaya Natalia M.**, Ph. D, Associated Professor,
Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russian Federation,
e-mail: zanatalie@ya.ru

Received on January 16, 2017

Accepted on January 27, 2017

The on-board satellite attitude and orbit control systems (AOCS) equipped with the inertial measurement units (IMU) and star trackers (ST) are the most versatile and reliable. Simultaneous processing of IMU and ST measurements is common for the foreign scientific spacecraft, which makes the basis of the operating principle of both devices. IMU functions in a wide angular rate range and doesn't depend on the external conditions. However, in case the measurement correction by another source of information is not available, the accuracy of the attitude determination might be reduced. The mathematical fusion of IMU and ST measurements allows AOCS to estimate with high accuracy and frequency the attitude and the angular rate parameters. This paper presents a suboptimal algorithm based on reduced Kalman filter and designed for IMU and ST measurements fusion. The Kalman filter state vector was chosen as a three dimensions vector. This vector is the Rodrigues parameters of the attitude between the attitude estimated by ST and the attitude estimated by IMU angular rate integration. Such a state vector has a minimal dimension for that purpose. Also it allows us to estimate the attitude parameters without additional information lag for the stabilization subsystems. Another feature of the algorithm is a different computation frequency of the state vector estimation and gain matrix. The gain matrix and the covariance matrix are 5 times slower than the state vector estimation. This algorithm performs an efficient decrease of the noise equivalent angle. Also this algorithm is not characterized by a computational complexity and significant AOCS computer requirements, which are 2,7 times lower compared with the full Kalman filter. The algorithm can function with various IMU and ST obtained by the state vector provided by the Rodrigues parameters of the attitude between ST attitude and IMU attitude. The algorithm is a part of AOCS software, verified on AOCS test bench. The test bench includes models of SED26 star tracker and GIVUS KIND34-020 IMU. Due to the new algorithm and with this equipment AOCS attitude error is lower than 5 arc. seconds.

Keywords: satellite on-board control systems, satellites, spacecraft, inertial measurement unit, star tracker, Kalman filter, measurements fusion

For citation:

Ryabogin N. V., Sokolov V. N., Zadorozhnaya N. M. Inertial Measurement Units and Star Tracker Measurements Fusion on the Basis of the Rodrigues Parameters Estimation, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2017, vol. 18, no. 5, pp. 351–359.

DOI: 10.17587/mau.18.351-359

References

1. Kirillin A. N. ed. *Kosmicheskoe apparatostroenie: nauchno-tehnicheskie issledovaniya i prakticheskie razrabotki* (Space equipment development: Scientific researches and practices in GSVSDC "CSDC-Progress"), Samara, Publishing house "AGNI", 2011, 280 p. (in Russian).
2. Syrov A. S. ed. *Proektirovanie i ispitaniye bortovih sistem upravleniya. Uchebnoye posobie* (On-board control system design and testing. Studying materials), Moscow, MAI-PRINT, 2011, 342 p. (in Russian).
3. Syrov A. S. ed. *Bortovye sistemy upravleniya kosmicheskimi apparatami. Uchebnoye posobie* (Satellite on-board control systems. Studying materials), Moscow, MAI-PRINT, 2010, 304 p. (in Russian).
4. Bessonov R. V. *Razrabotka i issledovanie integrirovannogo datchika orientatsii kosmicheskogo apparata* (Satellite integrated attitude sensor development and research) Abstract of dissertation for the degree of Cand. tehn. sciences, Space Research Institute, Moscow, 2008 (in Russian).
5. Vandersteen J. *Observation and Estimation for Space Applications*. Doctor in Engineering Dissertation, Katholieke Universiteit Leuven, Faculty of Engineering, Heverlee, Belgium, 2012.
6. Kargu L. I. *Tochnost' giroskopicheskikh ustroystv sistem upravleniya letatel'nykh apparatov* (The accuracy of gyroscopic devices, aircraft control systems), Moscow, Mashinostroenie, 1990 (in Russian).
7. David M. Rozelle. *The Hemispherical Resonator Gyro: From Wineglass to the Planets*, Northrop Grumman Co, Navigation Systems Division. White paper.
8. Raspopov V. Ya., Ivanov U. V., Alaluev R. V., Matveev V. V. *Kompleksirovannyye mikrosistemy orientatsii malorazmernykh bespilotnykh letatel'nykh apparatov* (Fused attitude control microsystems of unmanned flying vehicles), St.-Peterburg, GNCRF CNII Ehlektropribor, 2011, p. 161–169 (in Russian).
9. Hartman R., Michel K., Ratzsch D., Raue H. K., Schmidt U., Schodlbauer D. *Tendentsii dal'neishego razvitiya sistem upravleniya polozheniya i orbity vysokopodvizhnykh KA DZZ na osnove intelligentykh zvezdnykh datchikov* (Earth surveillance satellite AOCS with intelligent star trackers further evolution tendencies), *Digest of second international conference "Aktualnye problemy sozdaniya kosmicheskikh sistem distantsionnogo zondirovaniya Zemli"*, Moscow, 2014 (in Russian).
10. Avanesov G. A., Forsh A. A., Bessonov R. V., Ziman Ya. L., Kudelin M. I., Zalyalova R. G. *Zvezdnyy koordinatort BOKZ-M i perspektivy ego razvitiya* (Star tracker BOKZ-M and its prospective), *Digest of XIV Integrated navigation systems international conference in Saint-Petersburg*, 2007 (in Russian).
11. Reshetnev M. F., Lebedev A. A., Bartenev V. A., Krasilshchikov M. N., Malyshev V. A., Malyshev V. V. *Upravlenie i navigatsiya iskusstvennykh sputnikov Zemli na okolostrukovnykh orbitakh* (Earth surveillance satellite control and navigation on near round orbits), Moscow, Mashinostroenie, 1988 (in Russian).
12. Solodov A. V. *Metody teorii sistem v zadache nepreryvnoy lineynoy filtratsii* (System theory methods in continuous linear filtration), Moscow, Nauka, 1976, 264 p. (in Russian).
13. Sizikov V. S. *Ustojchivyye metody obrabotki rezultatov izmereniy, Uchebnoye posobie* (Sustainable methods of processing measurement results. Studying materials), St.-Peterburg, SpecLit, 1999, p. 240.
14. Maks Z. H. *Metody i tekhnika obrabotki signalov pri fizicheskikh izmereniyah* (Methods and technics of signal processing at the physical measurements), Moscow, Mir, 1983, vol. 1, 312 p. (in Russian).
15. Fomin V. N. *Rekurrentnoye ocenivaniye i adaptivnaya filtratsiya* (Recursive estimation and adaptive filtering), Moscow, Nauka, 1984, 288 p. (in Russian).
16. James R. Wertz. *Spacecraft attitude determination and control*, Kluwer Academic Publisher, Netherlands, 1980, 858 p.
17. Branec V. N., Smiglevskiy I. P. *Primeneniye kvaternionov v zadachah orientatsii tverdogo tela* (Quaternion application in solid object attitude), Moscow, Nauka, 1973, 320 p. (in Russian).

18. **Kuper Dzh., Makgille K.** *Veroyatnostnye metody analiza signalov i sistem* (Probabilistic methods for the analysis of signals and systems), Moscow, Mir, 1989, 376 p. (in Russian).
19. **Markley F. L., Mortari D.** How To Estimate Attitude from Vector Observations, *AAS/ALAA Astrodynamics Conference: Proceedings: Advances in the Astronautical Sciences*, 1999, vol. 103, pp. 1979–1996.
20. **Shuster M. D.** A Simple Kalman Filter and Smoother for Spacecraft Attitude, *The Journal of the Astronautical Sciences*, January–March 1989, vol. 37, no. 1, pp. 89–106.
21. **Steyn W. H.** Full Satellite State Determination from Vector Observations, *Automatic Control in Aerospace*, 1994, A Postprint Volume from the IFAC Symposium, 1995, pp. 195–200.
22. **Stepanov O. A.** *Osnovi teorii ocenivaniya s prilozheniyami k zadacham obrabotki navigacionnoy informacii* (Basics in estimation theory in navigation information treatment), St-Petersburg, Electropribor, 2009, 352 p. (in Russian).
23. **Schmidt S. F.** The Kalman Filter: Its Recognition and Development for Aerospace Applications, *Journal of Guidance and Control*, 1961, vol. 4, pp. 4–7.
24. **Lefferts E. J., Markley F. L., Shuster M. D.** Kalman Filtering for Spacecraft Attitude Estimation, *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1982, vol. 5, no. 5, pp. 417–429.
25. **Lefferts E. J., Markley F. L., Shuster M. D.** *Ispolzovanie filtrov Kalmana dlya ocenivaniya prostranstvennoy orientacii KLA* (Filtering for Spacecraft Attitude Estimation), Moscow, *Aehrokosmicheskaya Tekhnika*, 1983, vol. 1, no. 8, pp. 135–149 (in Russian).
26. **Abdelrahman M., Samaan M.** New Algorithm for Gyroless Spacecraft Angular Rate Estimation and its Applications, *Proc. of the ACSE 05 Conference*, 19–21 December 2005, CICC, Cairo, Egypt, pp. 47–52.
27. **Ivanov D. S., Karpenko S. O., Ovchinnikov M. YU.** *Algoritim ocenki parametrov orientacii malogo kosmicheskogo apparata s ispolzovaniem filtra Kalmana* (Kalman Filter Algorithm for Satellite Attitude Parameters Estimation), Moscow, Preprint of KIAM RAS, 2009, p. 33 (in Russian).
28. **Galkin D. I.** *Algoritim ocenki parametrov orientacii kosmicheskogo apparata s ispolzovaniem filtra Kalmana* (Kalman Filter Algorithm for Satellite Attitude Parameters Estimation), Moscow, *Vestnik BMSTU*, p. 2013 (in Russian).
29. **Pittelkau M. E.** Seven Reasons to Fully Calibrate a Redundant IMU, *Aerospace Control Systems*, LLC, September, 2007.
30. **Bayard D. S.** Advances in Precision Pointing Control for the NASA Spitzer Space Telescope. Pasadena, CA. 2004. 19 p. (Preprint Jet Propulsion Laboratory, National Aeronautics and Space Administration).
31. **Thienel J. K.** Nonlinear Observer/Controller Designs for Spacecraft Attitude Control Systems with Uncalibrated Gyros, dissertation, 2004.
32. **Thienel J. K., Sanner R. M.** Nonlinear Observers for Gyro Calibration, Breckenridge, CO, 2003, 17 p. (preprint NASA Goddard Space Flight Center NASA, CASI 20040034068).
33. **Hashmall J. A., Radomski M., Sediak J.** On-orbit Calibration of Satellite Gyroscopes, *Astrodynamics Specialist Conference*, Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences, 2000, pp. 399–409.
34. **Bar-Itzhack I. Y., Harman R. R.** Implicit and Explicit Spacecraft Gyro Calibration, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference*, 2004, vol. 5.
35. **McConley M. W.** Nonlinear Estimation for Gyroscope Calibration for the Inertial Pseudo Star Reference Unit, *Thesis (M. S.)*, Massachusetts Institute of Technology, Dept. of Aeronautics and Astronautics, 1994.
36. **Dorman L. I.** Different Space Weather Effects in malfunctions of the High and Low Orbital Satellites, EU INTAS-00810.
37. **Spacecraft** Orbital Anomaly Report (SOAR) System, No. PD-ED-1232.
38. **Leach R. D.** Electronic Systems Failures and Anomalies Attributed to Electromagnetic Interference, *NASA Reference Publication 1374*, 1995, 30 p.
39. **Robertson B., Stoneking E.** Satellite GN & C Anomaly Trends, Breckenridge, CO, 2003, 15 p. (preprint NASA Goddard Space Flight Center AAS 03-071).
40. **Ryabogin N. V.** *Kalibrovka dreyfov datchikov uglovoy skorosti kosmicheskikh apparatov po informacii ot zvezdnykh datchikov pri vrashenii vokrui proizvol'noy osi* (In-flight gyro device calibration with star tracker information), *Thesises of II Science-technical All-Russian conference*, Moscow, 2012, pp. 42–43 (in Russian).
41. **Solov'ev I. V., Ryabogin N. V.** *Metod poletnoy kalibrovki resirovannogo giroskopicheskogo izmeritelya vektora uglovoy skorosti kosmicheskogo apparata* (In-flight calibration method of satellite redundant gyro device), Moscow, Digest of Airspace instrumentation, 2016, no. 3, pp. 11–21 (in Russian).
42. **Griffin M. D., French J. R.** Space vehicle desing, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2004, 665 p.
43. **Avduevskiy V. S., Uspenskiy G. R.** *Kosmicheskaya industriya* (Space industry), Moscow, Mashinostroenie, 1989, 568 p. (in Russian).
44. **Stepanov O. A.** *Primenenie teorii nelineynoy filtratsii v zadachah obrabotki navigacionnoy informacii* (Non-linear filtration theory application in navigation information treatment), St-Peterburg, Electropribor, 1998, 370 p. (in Russian).
45. **Fortescue P., Swinerd G., Stark J.** *Razrabotka sistem kosmicheskikh apparatov* (Spacecraft systems engineering), Moscow, Publishing house "Alpina Publisher", 2015, 765 p. (in Russian).
46. **Lisakov M. M., Syrov A. S., Sokolov V. N., Dobrynin D. A., Shatsky M. A., Kamaldinova R. A., Sosnovtsev V. V., Ryabogin N. V., Vyunitskaya T. B., Filippova E. N.** *Rabota sistemy orientacii kosmicheskogo apparata Spektr-R* (Operation of the SPECTR-R orientation system), *Kosmicheskije Issledovaniya*, 2014, vol. 52.
47. **Rumerman J. A.** NASA Earth science and space application, aeronautics, technology, and exploration, tracking and data acquisition, 1989–1998. *NASA Historical Data Book*, vol. 8, U. S. Government Printing Office, 2012, 728 p.

Издательство «НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ»

107076, Москва, Строминский пер., 4

Телефон редакции журнала: (499) 269-5397, тел./факс: (499) 269-5510

Технический редактор *Е. В. Конова*. Корректор *Е. В. Комиссарова*.

Сдано в набор 01.03.2017. Подписано в печать 11.04.2017. Формат 60×88 1/8. Бумага офсетная.
Усл. печ. л. 8,86. Заказ МН517 Цена договорная.

Журнал зарегистрирован в Комитете Российской Федерации по делам печати,
телерадиовещания и средств массовых коммуникаций
Свидетельство о регистрации ПИ № 77-11648 от 21.01.02

Учредитель: Издательство "Новые технологии"

Оригинал-макет ООО "Авансд солишнз". Отпечатано в ООО "Авансд солишнз".
119071, г. Москва, Ленинский пр-т, д. 19, стр. 1.