

УДК 629.7.705

**В. М. Кунцевич¹, А. В. Палагин², В. Ф. Губарев¹, Н. А. Бабий¹, В. В. Волосов¹,
А. Н. Лисовый², С. В. Мельничук¹, В. Н. Опанасенко², В. Н. Шевченко¹**

¹ Институт космических исследований Национальной академии наук Украины
и Государственного космического агентства Украины, Киев

² Институт кибернетики им. В. М. Глушкова Национальной академии наук Украины, Киев

РАЗРАБОТКА РОБАСТНЫХ МЕТОДОВ ПРЕЦИЗИОННОГО УПРАВЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИЕЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ И ИХ РЕАЛИЗАЦИИ НА ПРОБЛЕМНО ОРИЕНТИРОВАННЫХ ПРОЦЕССОРАХ

Работа посвящена адаптации робастных методов эллипсоидального оценивания состояния динамических систем к решению задач управления ориентацией малых космических аппаратов. Создана программно-аппаратная реализация указанных методов на проблемно ориентированных процессорах в элементном базисе ПЛИС. Ее эффективность проиллюстрирована на примере моделирования системы управления ориентацией малого космического аппарата, в которой в качестве измерительного устройства используется трехосный магнитометр.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, управление ориентацией, метод эллипсоидов, проблемно ориентированный процессор.*

В проблемах исследования космического пространства, и прежде всего в ДЗЗ и исследованиях физических процессов в ближнем космосе, все большая роль отводится малым космическим аппаратам (МКА). Миниатюризация научных приборов и служебной аппаратуры для непосредственного управления МКА, прогресс в области вычислительной техники способствовали тому, что современные МКА способны решать многие функциональные задачи, для которых ранее создавались большие КА (БКА). Производственный же цикл и себестоимость МКА существенно меньше, чем у БКА. Более того, группировки из нескольких МКА (используются термины «формации», «кластеры», «стаи» и др.) с целенаправленно изменяемой их конфигурацией позволяют решать новый класс задач

получения синхронных измерений научной аппаратуры в заранее заданных разнесенных точках или областях пространства. Преимущества и мотивации к более широкому использованию МКА и их группировок достаточно подробно описаны во многих работах [8, 12, 13].

Функциональная полнота задач, которые способны решать создаваемые современные и перспективные МКА (будь то одиночные МКА или их формации) во многом определяются точностью их систем навигации и управления ориентацией. Создание этих систем, отвечающих все более ужесточающимся требованиям, не представляется возможным без использования последних достижений теории управления и более конкретно теории управления динамическими системами (ДС) в условиях неопределенности. Под неопределенностью тут понимается неоднозначность в информации о структуре и параметрах математических моделей ДС, их текущего вектора состояния, о свойствах неконт-

© В. М. КУНЦЕВИЧ, А. В. ПАЛАГИН, В. Ф. ГУБАРЕВ,
Н. А. БАБИЙ, В. В. ВОЛОСОВ, А. Н. ЛИСОВЫЙ,
С. В. МЕЛЬНИЧУК, В. Н. ОПАНАСЕНКО,
В. Н. ШЕВЧЕНКО, 2015

ролируемых помех измерения и действующих внешних возмущений. Для решения задач управления в условиях неопределенности исторически первыми стали использоваться методы, основанные на вероятностной интерпретации неопределенности. К этим методам относятся широко известные алгоритмы фильтра Калмана, которые получили широкое распространение в навигации и управлении изделиями аэрокосмической техники и других подвижных объектов. Их широкое распространение объясняется тем, что кроме фильтрации помех они позволяют по доступным неполным измерениям вектора состояния ДС получать его полные текущие оценки. Однако к недостаткам таких методов относится большой объем априорной информации о вероятностных свойствах неопределенности, известных на этапах разработки систем управления недостаточно точно.

Необходимость решения задач управления объектами из сферы высоких технологий привела к отказу от использования только вероятностных моделей неопределенности. Начиная с конца 1960-х гг., в теории управления появились и стали интенсивно развиваться методы, основанные на теоретико-множественной или гарантированной интерпретации неопределенности. При этом свойства неопределенных величин полностью характеризуются множествами их возможных реализаций. Они более естественно задаются лишь гарантированными интервалами (как это широко распространено в машиностроении и измерительной технике) или компактными множествами своих возможных значений. В методах оценивания и управления на основе гарантированного подхода используется существенно меньше априорной информации о свойствах неопределенности, чем при вероятностном подходе. В качестве множественных оценок свойств неопределенности наряду с интервальными оценками широко применяются их определенные обобщения — выпуклые многогранники или многомерные эллипсоиды в соответствующих пространствах. В Институте космических исследований НАН и ГКА Украины разработаны робастные методы эллипсоидального оценивания состояния ДС, сохраняю-

щие свою работоспособность при определенных отличиях свойств неопределенности от ее априорных оценок, используемых в соответствующих алгоритмах. Эффективность использования таких методов подтверждена их использованием в алгоритмах управления реальными объектами, включая системы управления космическими аппаратами (КА).

Важное значение при создании систем управления МКА имеет эффективность реализации соответствующих алгоритмов оценивания и управления на современных средствах вычислительной техники. Перспективным представляется использование проблемно-ориентированных процессоров (ПОПр), основанных на программируемых логических интегральных схемах (ПЛИС), или Programmable Logic Devices (PLD). ПЛИС находят все большее широкое применение в мире, в частности в Украине в Институте кибернетики им. В. М. Глушкова НАН Украины они используются при создании проблемно ориентированных средств для высокопроизводительной обработки данных, цифровой обработки сигналов, поддержки телекоммуникаций и других.

В отличие от традиционных средств компьютерной техники с программной интерпретацией алгоритмов, проблемно-ориентированные средства на основе кристаллов ПЛИС реализуют полностью аппаратную или смешанную — программно-аппаратную интерпретацию. Их структура не является фиксированной и изменяется в зависимости от выполняемой задачи (алгоритма). Повышение производительности таких устройств обеспечивается как за счет указанной реализации алгоритмов, так и за счет высокой степени параллелизма при выполнении задачи.

Кристаллы ПЛИС фирмы «Ксилинкс» успешно использованы в системах перемещения по планете марсоходов «Спирит» и «Оппортуни».

Создание проблемно ориентированных средств на основе кристаллов ПЛИС для систем управления современными МКА обеспечит эффективную реализацию ряда алгоритмов, в частности алгоритмов управления ориентацией.

К другим важным достоинствам ПЛИС следует отнести:

- универсальность, т. е. возможность создания практически любого цифрового устройства в кристалле при наличии персонального компьютера и соответствующих инструментальных средств;

- возможность модификации проектов на любых стадиях разработки и в процессе эксплуатации. Технология IRL (Internet Reconfigurable Logic) предусматривает возможность дистанционной реконфигурации через интернет структур устройств, которые включены в эту сеть и реализованы на базе ПЛИС типа FPGA;

- высокое быстродействие, малая потребляемая мощность и высокая надежность, которые обеспечиваются технологией изготовления кристаллов;

- низкая в сравнении с заказанными и полузаказными СБИС стоимость реализации проектов за счет массового производства кристаллов с регулярной структурой и небольшим временными затратами на разработку проектов и их верификацию.

Работа посвящена исследованию эффективности интеграции вышеупомянутых робастных методов гарантированного оценивания и проблемно ориентированных вычислительных средств на основе кристаллов ПЛИС в бортовом аппаратно программном комплексе управления ориентацией орбитального МКА.

Математическая модель управляемого углового движения малого космического аппарата при неполном измерении его вектора состояния. Введем в рассмотрение правые ортогональные системы координат — орбитальную систему координат (ОСК) $Ox_0y_0z_0$ и связанную систему координат (ССК) $Oxuz$ с началом в центре масс МКА. Для определенности направим ось Oy_0 по текущему радиусу-вектору точки O с положительным направлением во внешнюю часть орбиты, ось Ox_0 направим в сторону движения МКА. Направления осей ССК выбираются с учетом соображений симметрии МКА. Для простоты изложения рассматривается случай круговой орбиты. Предполагается, что в канале измерения используются три одноосных магнитометра, оси чувствительности которых совпадают с осями ССК. Уравнения управляемого углового движения МКА (ориентации ССК относительно ОСК) и

его каналов измерения имеют вид [1–3, 6]

$$2\dot{\Lambda} = B(\Lambda)[\omega - S(\Lambda)\omega_*],$$

$$\Lambda^T = (\lambda_0, \lambda^T), \quad (1)$$

$$\lambda^T = (\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3),$$

$$J\dot{\omega} = -\check{\omega}J\omega + m_u + m_d,$$

$$\omega = (\omega_1, \omega_2, \omega_3)^T, \quad (2)$$

$$y_k = S(\Lambda_k)b_k + \xi_k, \quad (3)$$

$$\|\xi_k\| \leq c, k = 0, 1, \dots, y_k \in R^3,$$

где Λ — вектор, составленный из компонентов нормированного кватерниона (параметров Родрига — Гамильтона) [2], и для упрощения записи далее также называемый кватернионом,

$$B(\Lambda) = \begin{pmatrix} -\lambda^T \\ \lambda_0 I_3 + \check{\lambda} \end{pmatrix},$$

$$\check{\lambda} = -\check{\lambda}^T = \begin{pmatrix} 0 & -\lambda_3 & \lambda_2 \\ \lambda_3 & 0 & -\lambda_1 \\ -\lambda_2 & \lambda_1 & 0 \end{pmatrix},$$

$$c = a \times b \rightarrow c = \check{a}b,$$

$$\det \check{\lambda} = 0, \text{rank } \check{\lambda} = 2 \forall \|\lambda\| \neq 0.$$

При этом из уравнения (1) несложно убедиться, что $\|\Lambda(t)\| = \|\Lambda(t_0)\| = 1$. Под символом $S(\Lambda)$ понимается (3×3) -ортонормированная матрица $S(\Lambda) = I_3 - 2\lambda_0\check{\lambda} + 2\check{\lambda}\lambda$, $S(\Lambda) = S(-\Lambda)$, $S^T(\Lambda) = S^{-1}(\Lambda)$. При этом $Z = S(\Lambda)Z_0$, где Z_0 и Z — векторы, составленные из проекций произвольного вектора \mathbf{z} на оси ОСК и ССК; ω — вектор, составленный из проекций абсолютной угловой скорости МКА на оси ССК, ω_* — угловая скорость орбитального вращения МСК, заданная в ОСК, $\omega_* = (0, 0, \omega_{3*})^T$, $\omega_{3*} = -\sqrt{\mu/R^3}$, где $\mu = 398600.4 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная Земли, R — радиус орбиты МКА; m_u и m_d — управляющий и возмущающий моменты; J — матрица представления в ССК тензора инерции МКА $J = J^T > 0$. Предполагается, что измерения осуществляются в дискретные моменты времени $t_{k+1} = t_k + T$, где T — интервал дискретности изменения управляющего момента. Вектор $y_k = y(t_k)$ составлен из проекций вектора индукции магнитного поля Земли (МПЗ) на оси ССК, искаженных неконтролируемой помехой измерений

ξ_k заданной интенсивности. Вектор $b_k = b(i, u_k)$ составлен из проекций вектора индукции МПЗ согласно его заданной математической модели и полагается известным. Здесь i — наклонение орбиты, $u(t)$ — текущий аргумент широты МКА, т. е. угол между линией узлов (линия пересечения плоскости орбиты с плоскостью экватора) и радиусом-вектором МКА. Для круговой орбиты $u(t) = u(t_0) - \omega_{3*}(t - t_0)$. В качестве математической модели МПЗ исключительно в целях упрощения изложения принималась модель вида «прямой диполь» [7].

Из уравнений (1) и (2) непосредственно следует, что вектором состояния математической модели МКА является вектор $x \in R^7$, $x^T = (\Lambda^T, \omega^T)$.

Общая постановка задачи управления ориентацией МКА и этапы ее решения. Под управлением ориентацией тут понимается такое целенаправленное изменение управляющего момента, чтобы при произвольном начальном состоянии Λ_0, ω_0 выполнялись условия

$$\lim_{t \rightarrow \infty} \|\Lambda(t) - \Lambda_f\| = 0, \lim_{t \rightarrow \infty} \|\omega(t) - \omega_f\| = 0,$$

где $\omega_f = S(\Lambda_f)\omega_*$ и Λ_f — заданный кватернион, определяющий требуемую ориентацию ССК относительно ОСК. Выполнение приведенных условий можно интерпретировать как переход системы (1), (2) из начального вектора состояния Λ_0, ω_0 в состояние Λ_f, ω_f и его стабилизацию. Такой вид изменения управляющего момента получен в [4] с использованием обобщения прямого метода Ляпунова в виде функции вектора состояния или иначе закона управления $m_u = F(\Lambda, \omega, \Lambda_f, \omega_f, J, p)$, где p — вектор параметров алгоритма управления. Без потери общности при выполнении компьютерного моделирования далее будем полагать $\Lambda_f = (\pm 1, 0, 0, 0)$, что соответствует совмещению осей ССК с осями ОСК [2].

В приведенном законе управления используется неизвестный текущий вектор состояния x . Известны только результаты измерения $y_k = y(t_k)$, зависящие от компонента Λ_k вектора состояния. Поэтому, используя известные методы оценивания полного вектора состояния ДС по результатам измерений, получим его текущие оценки $\hat{x}_k = \hat{x}(t_k)$. При этом вместо при-

веденного выше непрерывного закона управления будем использовать дискретный закон $m_{uk} = F(\hat{\Lambda}_k, \hat{\omega}_k, \Lambda_f, \omega_f, J, p)$. Обоснованием такой замены является тот факт, что интервал дискретности управления в современных системах достаточно мал $T = 0.05 \dots 0.1$ с. Для получения указанных оценок воспользуемся вышеупомянутым робастным методом эллипсоидов [5]. Не загромождая изложение деталями техники метода эллипсоидов, укажем только, что как и при применении фильтра Калмана, для оценивания вектора состояния нелинейных ДС начиная с его использования в лунном проекте «Аполло» [18], выполняется линеаризация правых частей уравнений (1) — (3) в текущей точке оценивания \hat{x}_k . В результате получается линейная система

$$\dot{x} = A_k x + B m_{uk}, \bar{y}_k = h_k^T x + \xi_k, \quad (4)$$

где $\bar{y}_k = y_k + \phi_k$, A_k и h_k, ϕ_k — известные при $t = t_k$ матрица и векторы, элементы которых являются функциями вектора-оценки \hat{x}_k . Для полученной линейной системы (4) с использованием результатов измерений y_k и формул вида

$$\hat{x}_{k+1} = \Psi(\hat{x}_k, H_k, y_k, l),$$

$$H_{k+1} = \Psi(x_k, H_k, y_k, l)$$

из работы [5], где H_k — симметрическая положительно определенная 7×7 -матрица $H_k = H_k^T > 0 \forall k = 0, 1, \dots$ и l — вектор параметров системы и алгоритма оценивания строятся эллипсоиды $E[\hat{x}_k, H_k] = \{x \in R^7 : (x - \hat{x}_k)^T H_k^{-1} (x - \hat{x}_k) \leq 1\}$. Центры эллипсоидов $\hat{x}_k^T = (\hat{\Lambda}_k^T, \hat{\omega}_k^T)$ принимаются за оценку неизвестного истинного вектора состояния и используются в алгоритмах дискретного управления $m_{uk} = F(\hat{\Lambda}_k, \hat{\omega}_k, \Lambda_f, \omega_f, J, p)$.

На рисунке представлены результаты компьютерного моделирования установления заданного режима ориентации $\Lambda_f = (1, 0, 0, 0)^T$ выполненного с использованием описанных алгоритмов оценивания и управления на персональном компьютере в среде Matlab. Рисунок показывает установление заданной ориентации $\lambda_0 \rightarrow 1, \lambda_i \rightarrow 0, i = 1, 2, 3$.

Аппаратная реализация расчета нового эллипсоида. Для описанных выше алгоритмов оценивания и управления разработано аппаратное ядро ПОПр, которое функционирует на час-

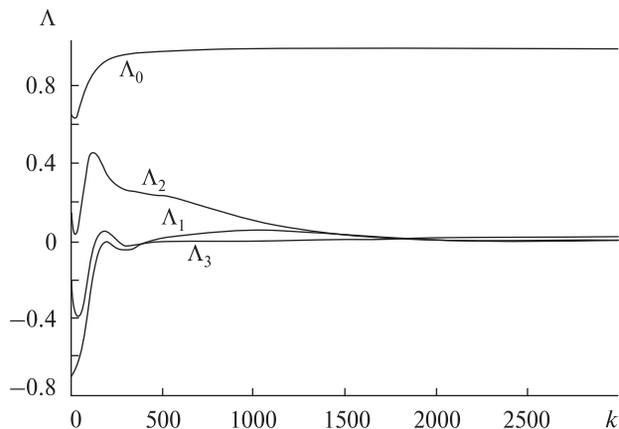
тогах 50...60 МГц в кристаллах ПЛИС семейства Virtex4 и 90...100 МГц в кристаллах Virtex7 [9, 10]. Для вычисления алгоритма необходимо 100 тактов (общее время выполнения алгоритма около 2 мкс, что не превышает интервала дискретности в современных системах управления $T = 0.05...0.1$ с). Ядро ПОПр дает возможность оптимизировать аппаратные/временные характеристики и масштабировать устройство для обработки матриц больших порядков [11, 14 — 17]. Погрешность результатов является следствием использования 32-битовых вычислений. В случае использования обработки данных с 64-битной арифметикой, погрешности между аппаратной и программной моделями не будет.

Тестирование. Тестирования разработанного ядра ПОПр выполняется путем сравнения и анализа результатов, полученных после тестирования программной С-модели и тестирования разработанных ядер ПОПр в системе моделирования ModelSim.

В программной модели используются форматы с плавающей точкой (ФПТ) float (32 bit), double (64 bit). Поскольку обнаружено значительное влияние на накопление погрешности в результате вычисления и интерпретации входных данных в формате Single (32 bit) то ядро ПОПр реализовано в двух вариантах: с поддержкой 32-битной арифметики и 64-битной арифметики.

Результаты тестирования. Результаты, полученные программной моделью, используя формат Double (64 bit), совпали с результатами аппаратной реализацией ПОПр. Результаты, полученные программной моделью, используя формат Double (64 bit), можно использовать для анализа точности вычислений 32-битной аппаратной реализации ПОПр. Погрешность в ПОПр с поддержкой 32-битного формата ФПТ имеет две составляющие: погрешность интерпретации числа из формата Double в формат Single и накопленную в процессе вычисления на 32-битном ядре ФПТ вместо 64-битного. Можно сделать вывод, что интерпретация числа из формата Double в формат Single вносит довольно существенную погрешность в конечный результат.

Незначительное отличие результатов полученных на программной модели и аппаратном ядре



Компоненты кватерниона ориентации Λ_k : 1 — Λ_0 , 2 — Λ_1 , 3 — Λ_2 , 4 — Λ_3

ПОПр с поддержкой ФПТ 64 бит может быть обусловлено различной последовательностью выполнения операций. В случае использования одинаковой последовательности выполнения операций результаты должны полностью совпадать.

ВЫВОДЫ

Результаты компьютерного моделирования установления заданного режима ориентации выполненного с использованием описанных алгоритмов оценивания и управления на персональном компьютере в среде Matlab иллюстрируют работоспособность предложенных робастных алгоритмов эллипсоидального оценивания и управления для рассмотренной общепринятой математической модели углового движения МКА и его типового канала измерения.

Разработано экспериментальное ядро современного проблемно ориентированного процессора в элементном базисе ПЛИС для аппаратной реализации робастных алгоритмов оценивания и управления ДС, которые соответствуют современным тенденциям применения и развития прецизионных систем управления МКА.

Выбор формата 32 бита или 64 бита для обработки данных следует делать в зависимости от требований к погрешности вычислений. В случае использования 64-битной арифметики время выполнения алгоритма увеличится примерно в два раза, также увеличится характеристика аппаратных ресурсов для ядра ПОПр.

При необходимости уменьшения времени выполнения алгоритма архитектура ПОПр может быть расширена за счет добавления дополнительных математических функций. Так как задача хорошо распараллеливается, то время выполнения может быть сокращено до 10 раз (при максимальном распараллеливании), при этом аппаратные характеристики будут существенно увеличены.

В частном случае конечную архитектуру ядра ПОПр следует выбирать, вводя ограничения на одну или несколько характеристик, таких как: аппаратные, время выполнения, желаемая погрешность. Также следует учитывать протокол интерфейса ввода/вывода.

Преимущество перед известными аналогами состоит в применении принципов реконфигурируемости, что позволит обеспечить аппаратную реализацию произвольных алгоритмов для современных и перспективных прецизионных систем управления МКА для решения важнейших задач экономики, науки, обороны и безопасности Украины.

Работа выполнена при финансовой поддержке Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2012 – 2016 гг.

1. Абалакин В. К., Аксенов Е. П., Гребеников Е. А. и др. Справочное руководство по небесной механике и астеродинамике. — М.: Наука, 1976. — 864 с.
2. Бранец В. Н., Шмыглевский И. П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. — М.: Наука, 1976. — 320 с.
3. Виттенбург Й. Динамика систем твердых тел. — М.: Мир, 1990. — 292 с.
4. Волосов В. В., Тютюнник Л. И. Синтез законов управления ориентацией космического аппарата с использованием кватернионов // Космічна наука та технологія. — 1999. — 5, № 4. — С. 61–69.
5. Волосов В. В., Тютюнник Л. И. Робастные алгоритмы эллипсоидального оценивания состояния непрерывных и дискретных нестационарных динамических систем с неконтролируемыми возмущениями и помехами в каналах измерения // Кибернет. и вычисл. техн. — 2002. — Вып. 135. — С. 3–8.
6. Волосов В. В., Хлебников М. В., Шевченко В. Н. Алгоритм прецизионного управления ориентацией космического аппарата при действии неконтролируемого возмущения // Проблемы управления и информатики. — 2011. — № 2. — С. 114–121.
7. Коваленко А. П. Магнитные системы управления космическими летательными аппаратами. — М.: Машиностроение, 1975. — 248 с.
8. Макриденко Л. А., Волков С. Н., Ходненко В. П., Золотой С. А. Концептуальные вопросы создания и применения малых космических аппаратов // Вопр. электромеханики. — 2010. — 114. — С. 15–26.
9. Опанасенко В. Н., Лисовый А. Н. Бортовые проблемно-ориентированные процессоры для аппаратной реализации алгоритмов управления космическими аппаратами // Проблеми інформатизації та управління: Зб. наук. праць НАУ. — 2014. — Вип. 3 (47). — С. 70–74.
10. Опанасенко В. Н., Лисовый А. Н., Шевченко В. М. Методы и алгоритмы робастного управления МКА и их реализация на базе ПЛИС // Комп'ютерні системи та мережні технології (CSNT-2014): Зб. тез VII Міжнар. науково-технічної конф., Київ, 17–19 квітня 2014 р. — Київ: НАУ, 2014. — С. 164.
11. Палагин А. В., Опанасенко В. Н., Кривый С. Л. Метод синтеза структур для преобразований циклического кода на базе FPGA // Электронное моделирование. — 2014. — 36, № 2. — С. 27–48.
12. Севастьянов Н. Н., Бранец В. Н., Панченко В. А. и др. Анализ современных возможностей создания малых космических аппаратов для дистанционного зондирования Земли // Тр. Моск. физ.-техн. ин-та. — 2009. — 1, № 3.
13. Соллогуб А. В., Скобелев П. О., Симонова Е. В. и др. Интеллектуальная система распределенного управления групповыми операциями кластера малоразмерных космических аппаратов в задачах дистанционного зондирования Земли // Информ.-управ. системы. — 2013. — № 1(62). — С. 16–26.
14. Kondratenko Y. P., Gordienko E. Implementation of the neural networks for adaptive control system on FPGA // Proceeding of 23rd DAAAM International Symposium on Intelligent Manufacturing and Automation. — 2012. — 23, N 1. — P. 389–392.
15. Опанасенко В. Н., Крууви S. L. Прямая задача синтеза адаптивных логических сетей // Int. J. Inform. Technol. and Knowledge. — 2014. — 8, N 1. — P. 3–12.
16. Palagin A. V., Opanasenko V. N. Design and application of the PLD-based reconfigurable devices // Des. Digit. Syst. and Devices. — Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag, 2011. — 79. — P. 59–91.
17. Palagin A., Opanasenko V., Krivoi S. The structure of FPGA-based cyclic-code converters // Opt. Memory and Neural Networks (Information Optics). — 2013. — 22, N 4. — P. 207–216.
18. Schmidt S. F. The Kalman filter: its recognition and development for aerospace applications // J. Guidance and Control. — 1981. — 4, N 1. — P. 4–7.

Стаття надійшла до редакції 17.12.2014

В. М. Кунцевич¹, О. В. Палагин², В. Ф. Губарев¹,
Н. А. Бабій¹, В. В. Волосов¹, О. М. Лісовий²,
С. В. Мельничук¹, В. М. Опанасенко², В. М. Шевченко¹

¹Інститут космічних досліджень Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Київ

²Інститут кібернетики ім. В. М. Глушкова Національної академії наук України, Київ

РОЗРОБКА РОБАСТНИХ МЕТОДІВ
ПРЕЦИЗІЙНОГО УПРАВЛІННЯ
ОРІЄНТАЦІЄЮ МАЛИХ КОСМІЧНИХ
АПАРАТІВ ТА ЇХНЬОЇ РЕАЛІЗАЦІЇ
НА ПРОБЛЕМНО ОРІЄНТОВАНИХ ПРОЦЕСОРАХ

Робота присвячена адаптації робастних методів еліпсоїдального оцінювання стану динамічних систем до вирішення завдань управління орієнтацією малих космічних апаратів. Створено програмно-апаратну реалізацію зазначених методів на проблемно орієнтованих процесорах в елементному базисі на програмованих логічних інтегральних схемах ПЛІС. Її ефективність проілюстровано на прикладі моделювання системи керування орієнтацією малого космічного апарата, де як вимірювальний пристрій використовується тривісний магнітометр.

Ключові слова: малий космічний апарат, управління орієнтацією, метод еліпсоїдів, проблемно орієнтований процесор.

V. M. Kuntsevich¹, O. V. Palagin², V. F. Gubarev¹,
N. A. Babii¹, V. V. Volosov¹, O. M. Lisovyi²,
S. V. Melnychuk¹, V. M. Opanasenko²,
V. M. Shevchenko¹

¹Space Research Institute of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Kyiv
²V. M. Glushkov Institute of Cybernetics of the National Academy of Science of Ukraine, Kyiv

DEVELOPMENT OF ROBUST METHODS
OF PRECISION ATTITUDE CONTROL
OF SMALL SPACECRAFTS
AND THEIR IMPLEMENTATION
AT THE PROBLEM-ORIENTED PROCESSORS

The work is devoted to the adaptation of robust ellipsoidal state estimation methods for dynamic systems to the changes of attitude control of small spacecrafts. Software and hardware implementation of these methods at the problem-oriented processors in FPGAs element basis is established. Its effectiveness is illustrated by the example of the attitude control system of small spacecraft, when a three-axis magnetometer is using as a measuring device.

Key words: small spacecraft, attitude control, ellipsoid method, problem oriented processor.