

Постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС

© Н. К. Галиханов, Е. В. Титов

Филиал «ПНБО» АО «НПК «СПП», г. Королев, Московская обл., Россия

Представлена постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных космических аппаратов ГЛОНАСС. Сформулировано предложение по применению известного подхода к проектированию интегрированных навигационных систем в рамках обозначенной проблематики. Сформулировано предложение по использованию бортовой аппаратуры межспутниковой лазерной навигационно-связной системы в качестве прецизионного источника информации о пространственной ориентации контура системы управления угловой ориентацией и стабилизацией космических аппаратов (КА) ГЛОНАСС.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, межспутниковая лазерная навигационно-связная система, МЛНСС, система ориентации и стабилизации, интегрированная система.

На современном этапе развития глобальной навигационной спутниковой системы ГЛОНАСС предъявляются высокие требования к ее целевым характеристикам, неразрывно связанные с точностью реализуемого эфемеридно-временного обеспечения (ЭВО), доступностью навигации и целостностью навигационного обеспечения. Так, в соответствии с Федеральной целевой программой (ФЦП) «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» погрешность определения местоположения в государственной геоцентрической системе координат (ГГСК) за счет космического сегмента в апостериорном режиме к 2020 году не должна превышать 0.03 метра, а величины пространственного и временного геометрических факторов — 1.85 и 0.9 соответственно [1].

Повышение точности бортовой эфемеридно-временной информации (ЭВИ) достигается разными путями [2]: от развития комплекса средств измерений и фундаментального обеспечения до совершенствования характеристик самой системы, в том числе методов и технологий решения задач ЭВО. Вместе с тем, в последнее время все четче обозначается ситуация, при которой, с точки зрения повышения точности ЭВИ, на первый план выходят эффекты второго порядка малости, связанные, в том числе, с ошибками, порождаемыми системой ориентации и стабилизации (СОС) космического аппарата [3]. На сегодняшний день известны эффекты влияния ошибок СОС на учет выносов фазового центра антенны КА, а также на учет немоделируемых ускорений (НМУ) в модели движения КА [2, 3].

Эффект влияния ошибок СОС на учет выносов фазового центра антенны КА проявляется, в конечном итоге, при решении задачи определения местоположения. Можно установить следующую функциональную связь между эквивалентной погрешностью дальности (ЭПД) и погрешностью определения местоположения в ГТСК за счет космического сегмента А, а именно [4]:

$$A = \text{ЭПД}_{\text{КС}} \times \text{DOP}, \quad (1)$$

$$\text{ЭПД}_{\text{КС}} = f(\text{ЭПД}_{\text{СОС}}, \text{ЭПД}_{\text{ЭО}}, \text{ЭПД}_{\text{ВО}}), \quad (2)$$

где $\text{ЭПД}_{\text{КС}}$, $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$, $\text{ЭПД}_{\text{ЭО}}$, $\text{ЭПД}_{\text{ВО}}$ — составляющие ЭПД за счет ошибок космического сегмента, системы ориентации и стабилизации, эфемеридного и временного обеспечения соответственно, DOP — геометрический фактор.

Для КА «Глонасс-К» величина выноса фазового центра антенны в связанной с КА системе координат (ССК) в надирном направлении составляет ~2.05 м [5], боковые составляющие выноса отсутствуют. На рис. 1 представлены оценки вклада ошибок СОС в величину $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$ и А. При условии, что погрешность ориентации продольной оси КА «Глонасс-К» на центр Земли не должна превышать 0.25° [6], на $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$ не превышает 2 мм, а вклад $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$ в А составляет менее 9 %. В случае ухудшения точности ориентации продольной оси КА на центр Земли до 1° , величина $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$ возрастает до ~5 мм, а вклад $\text{ЭПД}_{\text{СОС}}$ в А составляет более 30 %.

На точность моделирования движения КА (эфемеридного обеспечения) существенное влияние оказывает точность учета эффекта солнечной радиации, причем как прямой, так и отраженной от Земли. Основными источниками ошибок при этом выступают погрешности

описательной модели формы космического аппарата или структуры эмпирической модели эффекта, а также погрешности модели функционирования СОС при прохождении теневых участков орбиты, вследствие условий изменения ориентации осей ССК при заданных граничных условиях и законе изменения угловой скорости вращения КА по каналу рысканья. При текущем уровне НМУ $\sim 2 \cdot 10^{-10}$ м/с², вклад ошибок СОС в ЭПД_{ВО} может достигать 7–10 см на отдельных участках орбиты.

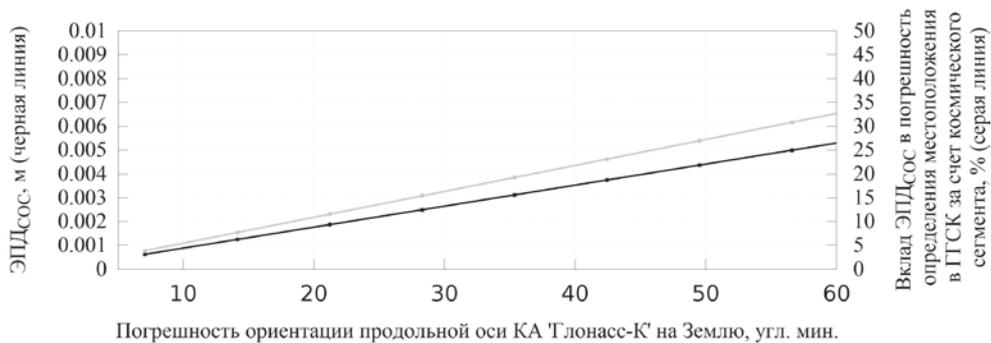


Рис. 1. Эффект влияния ошибок СОС на величину ЭПД_{СОС} (черная линия).
Зависимость вклада ЭПД_{СОС} в величину А от ошибок СОС (серая линия)

Отличие номинального закона изменения положения осей ССК от фактического также приводит к возникновению ошибок при оценивании поправок к бортовым шкалам времени КА, что проявляется в ЭПД_{ВО}, и, для некоторых граничных случаев, может достигать величины ~ 0.4 нс или ~ 12 см.

Таким образом, специфика функционирования СОС на некоторых участках орбитального движения КА сопровождается значительными погрешностям навигационного обеспечения потребителей, и задача формирования облика СОС перспективных КА системы ГЛОНАСС на текущем этапе становится особенно актуальной.

Понятие облика СОС включает в себя архитектуру, аппаратный состав, вид математических моделей (ММ), методы (методики) и алгоритмы, обеспечивающие решение целевых задач системы ориентации и стабилизации. Под архитектурой системы будем понимать концептуальное описание системы, ее структуры, компонентов и их взаимосвязей. Таким образом, задача формирования облика системы ориентации и стабилизации включает в себя: 1) выбор архитектуры СОС, 2) определение аппаратного состава и предъявление требований к це-

левым характеристикам отдельных элементов, 3) разработку ММ, методик и алгоритмов решения целевых задач.

Традиционно к СОС КА ГЛОНАСС предъявляются следующие функциональные требования, определяющие соответствующие режимы работы системы, а именно: успокоения космического аппарата, обеспечения начальной ориентации на Солнце и Землю, стабилизации в режиме штатного функционирования, ориентации в режиме коррекции орбиты, аварийной ориентации.

Для формирования ограничений и требований по точности и автономности разрабатываемой системы введем понятие фазового вектора

$$\mathbf{x} = (\mathbf{v}, \boldsymbol{\omega}), \quad (3)$$

где \mathbf{v} — вектор, компонентами которого являются углы Эйлера (ψ, γ, θ — рысканье, крен, тангаж соответственно), описывающие ориентацию осей ССК относительно базовой системы координат, $\boldsymbol{\omega}$ — вектор абсолютной угловой скорости КА в проекциях на оси ССК.

Тогда ограничения и требования, предъявляемые к перспективной СОС КА ГЛОНАСС, в общем виде можно представить следующим образом:

— погрешность ориентации КА на Землю (по углам γ, θ) не должна превышать величину ΔZ (3σ),

— погрешность стабилизации КА в плоскости «Солнце-объект-Земля» (по углу ψ) не должна превышать величину ΔCOZ (3σ),

— погрешность ориентации КА по углу ψ на теневых участках орбиты не должна превышать величину ΔT (3σ),

— вектор $\boldsymbol{\omega}$ принадлежит множеству допустимых значений $\boldsymbol{\Omega}$.

Следует отметить, что решение задачи ориентации космического аппарата в пространстве и стабилизации относительно опорного состояния традиционно разделяется на две самостоятельные подзадачи: определение фазового вектора системы и формирование управления, которое приведет рассматриваемую систему в требуемое состояние [7–9]. Очевидно, что решение поставленных задач в полной мере возможно только в автономном режиме.

Анализ существующих подходов к формированию архитектуры бортовых интегрированных навигационных систем показал, что среди четырех возможных вариантов построения системы, ключевыми чувствительными элементами которой являются ГНСС-приемник и бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), а именно: *раздельной, слабосвязанной, жестко (сильно) связанной и глубоко-интегрированной*, преимущественно обладают два последних вариан-

та, вследствие высокой точности и помехоустойчивости навигационного решения [7]. В интересах решения задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации целесообразно расширить указанный подход для рассматриваемой области.

Решение возлагаемых на систему ориентации и стабилизации задач на данный момент осуществляется с помощью бортовых аппаратных средств системы, а именно: в состав исполнительных устройств входят управляющие двигатели-маховики, приводы панелей солнечных батарей, электромагнитные устройства разгрузки двигателей-маховиков, двигатели ориентации и блок управления. Чувствительными элементами СОС являются малогабаритный блок измерения скоростей (МБИС), приборы ориентации на Солнце, приборы ориентации на Землю, датчик направления на Солнце. Вместе с тем, решение задач СОС также возможно с использованием бортовой аппаратуры перспективных систем, не входящих в ее состав.

В рамках ФЦП решение задачи ЭВО планируется осуществлять с помощью бортовой аппаратуры (терминалов) межспутниковой лазерной навигационно-связной системы. Терминал МЛНСС обладает высокими точностными характеристиками и представляет собой важный источник навигационной информации. В интересах решения задачи формирования облика СОС перспективных КА ГЛОНАСС терминалы МЛНСС могут выступать в качестве активных оптических систем, способных регистрировать пространственное положение ориентира (звезда или КА, оснащенный аналогичной аппаратурой) относительно осей приборной системы координат.

В рамках интегрированной архитектуры терминал МЛНСС можно рассматривать в качестве своеобразного аналога ГНСС-приемника. В качестве же инерциальной навигационной системы может выступать, к примеру, МБИС, выполняющий роль датчиков угловых скоростей. Преимущество такого подхода заключается в том, что появляется возможность оценить систематические составляющие ошибок чувствительных элементов, участвующих в интеграции данных, что, в свою очередь, позволяет повысить точность определения вектора x . Расширенным фазовым вектором χ будем называть такой фазовый вектор системы, компонентный состав которого дополнен систематическими составляющими ошибок чувствительных элементов.

Решение задачи определения расширенного фазового вектора (3) осложняется тем, что наблюдение его компонент, в общем случае, напрямую невозможно. Введем вектор y , компонентами которого яв-

ляются измерения, полученные от чувствительных элементов СОС, и находящийся в функциональной связи $g(\cdot)$ с компонентами вектора χ

$$y = g(\chi, \eta), \quad (4)$$

где η — вектор ошибок измерений.

В рамках решения целевой задачи требуется выбрать структуру алгоритма κ , позволяющего сформировать оценки расширенного фазового вектора системы χ^* и его корреляционной матрицы P^* .

Зададим модель динамики СОС в следующем виде

$$\dot{\chi} = f(\chi, u, \xi), \quad (5)$$

где ξ — вектор ошибок модели СОС, $u = h(\chi^*, P^*)$ — вектор управления системы.

Тогда, на основе полученных оценок χ^* и P^* требуется сформировать структуру оптимального управления u^* системой (5), которое обеспечивает минимум следующего функционала

$$M \left\{ \int_0^\tau [u^T w u + \chi^{*T} \lambda \chi^*] dt + \chi^{*T} q \chi^* \right\}, \quad (6)$$

где w, λ, q — положительно определенные матрицы весовых коэффициентов, $M\{\cdot\}$ — оператор математического ожидания, τ — время моделирования.

Подынтегральное выражение в формуле (6) представляет собой затраты на управление и отклонение фазового вектора системы от требуемого положения. Последний член определяет требования по терминальному состоянию системы. Особенность решения рассматриваемой оптимизационной задачи заключается в том, что минимум функционала определяется с учетом ограничений на фазовый вектор системы. В зависимости от режима функционирования должны быть сформированы соответствующие матрицы $w \in W, \lambda \in \Lambda, q \in Q$. Кроме того, вектор управления также должен иметь блочную структуру, где в качестве первого блока выступает вектор управления конкретных исполнительных устройств $u_{\text{и}} \in U_{\text{и}}$, а в качестве второго блока — вектор $u_{\text{ч}} \in U_{\text{ч}}$, характеризующий программу проведения измерений чувствительными элементами, работающими в сеансном режиме.

Таким образом, поставленная техническая задача формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС, сводится к решению задачи вида

$$M\{\bar{\chi}, \bar{\chi}\} \Rightarrow \min, \quad (7)$$

где $\bar{\chi}$ — невязка расширенного фазового вектора системы и эталонного значения, причем минимизация должна осуществляться на множестве рассмотренных ранее интегрированных архитектур, функциональных режимов, множестве указанных аппаратных средств.

Ввиду высокой сложности решаемой задачи основным инструментом исследования разрабатываемой перспективной системы ориентации и стабилизации КА ГЛОНАСС является имитационное моделирование. В связи с этим необходимо сформировать и разработать: высокоточную модель управляемого углового движения перспективного КА ГЛОНАСС с учетом неконтролируемых факторов, математические модели чувствительных элементов и исполнительных устройств, алгоритмы функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации, программно-математический комплекс (ПМК), обеспечивающий имитацию процесса функционирования разрабатываемой системы ориентации и стабилизации.

С помощью разработанного ПМК необходимо провести: 1) имитационное моделирование процесса функционирования интегрированной системы ориентации и стабилизации, 2) анализ полученных результатов моделирования, 3) оценивание целевых характеристик сформированной СОС, 4) формирование рекомендаций по применению структурных решений, моделей, алгоритмов, методик, разработанных при решении целевой задачи.

Заключение

Осуществлена постановка технической задачи формирования облика системы ориентации и стабилизации перспективных КА системы ГЛОНАСС. Предложено понятие облика системы ориентации и стабилизации КА. Предъявлены функциональные и параметрические требования к рассматриваемой системе. Сформулировано предложение по применению известного подхода к проектированию интегрированных навигационных систем в рамках обсуждаемой проблематики. Проведена декомпозиция целевой задачи рассматриваемой системы на подзадачи определения действительных характеристик системы ориентации и стабилизации и формирования структуры оптимального управления. Выбран основной инструмент решения поставленной задачи — программно-математический комплекс имитационного моделирования, и предъявлены требования к его компонентному составу.

Литература

1. Федеральная целевая программа «Поддержание, развитие и использование системы ГЛОНАСС на 2012–2020 годы» (утверждена постановлением Правительства Российской Федерации от 3 марта 2012 г. № 189). — 2012.

2. Пасынков В. В. и др. Решение проблемы точности системы ГЛОНАСС и перспективы ее улучшения в ближайшие годы // Труды ИПА РАН. Вып. 35. — СПб.: ИПА РАН, 2015. — С. 17–23.

3. Dilssner F., Springer T., Enderle W. GPS IIF yaw attitude control during eclipse season / European Space Operations Centre (ESOC), Darmstadt, Germany / AGU Fall Meeting, San Francisco. — 2011 (Dec 9).

4. US DoD, *Global Positioning System Standard Positioning Service Performance Standard*, 4th ed., September 2008.

5. Service I. G. *IGS Antenna Phase Center Offsets* — режим доступа: <ftp://igs08.jpl.nasa.gov/pub/station/general/igs08.atx>, свободный.

6. Косенко В. Е. Развитие космической навигационной системы ГЛОНАСС / Косенко В. Е., Тестоедов Н. А., Ревнивых С. Г. // Шестая Всероссийская конференция «Фундаментальное и прикладное координатно-временное и навигационное обеспечение (КВНО-2015)»: докл. (Санкт-Петербург, 20–24 апреля 2015 г.). — Санкт-Петербург, 2015.

7. Современные и перспективные информационные ГНСС-технологии в задачах высокоточной навигации / Под. ред. В. А. Бартенева, М. Н. Красильщикова. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2014. — 192 с.

8. Чеботарев В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / В. Е. Чеботарев, В. Е. Косенко, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. — Красноярск, 2011. — 448 с., с ил.

9. Wertz J.R. *Space Mission Engineering: The new SMAD*. — 2011.

Setting a Technical Task to Build a Shape of an Attitude System for the Advanced GLONASS Spacecraft

N. K. Galikhanov, E. V. Titov

A technical task to build a shape of an attitude system for the advanced GLONASS spacecraft is formulated in this article. It proposes a well-known approach to design integrated navigation systems in the context of current situation and targets. It also states a proposal to use the onboard equipment of the inter-satellite laser navigating link system as a precision source of the spatial orientation in the circuit of the attitude system of the advanced GLONASS spacecraft.

Keywords: GLONASS, inter-satellite laser navigating link system, ILNLS, attitude system, integrated system.