

ЭКОНОМИЧНЫЕ СПОСОБЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОЙ ИНФОРМАТИВНОСТИ ЗЕМЛЕОБЗОРА ПРИ ГИРОСИЛОВОМ НАВЕДЕНИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2009 Е.И. Сомов, С.А. Бутырин

Самарский научный центр РАН

Поступила в редакцию 15.07.2008

Описываются экономичные способы планирования сканирующей оптико-электронной съемки наземных объектов космическим аппаратом при его гиросиловом наведении.

Ключевые слова: космический аппарат, гиросиловое наведение, планирование наблюдений.

ВВЕДЕНИЕ

Расчет законов наведения и управление движением космического аппарата (КА) землеобзора осуществляются наземным комплексом (НК) и бортовым комплексом (БК). Под НК будем понимать часть наземного сегмента космической системы, где выполняются все виды планирования работы бортового телескопа, прием получаемой по радиолинии космической видеoinформации и ее последующая обработка, кодирование программ законов наведения (ПЗН), содержащих конкретизированный план работы БК на очередной интервал времени работы КА, и их передача на борт КА. Выполнение ПЗН осуществляет БК, команды которого поступают в систему управления движением (СУД) КА, в конечном итоге на силовой гироскопический комплекс (СГК), телескоп и радиолинию.

ОПРЕДЕЛЕНИЯ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Маршрутом съемки назовем закон углового наведения КА в функции времени, при котором происходит требуемое движение получаемого оптического изображения по фото-приемной поверхности линеек оптико-электронных преобразователей (ОЭП) – матриц ПЗС, расположенных в фокальной плоскости телескопа. На поверхности Земли маршрут съемки отображается следом проекций ОЭП, составляя полосу захвата.

КА совершает поворотный маневр (ПМ) для обеспечения межмаршрутного перехода от кинематических параметров углового движения КА, которые были на момент завершения предыдущего маршрута, к кинематическим параметрам углового движения КА, требуемым в на-

чале последующего маршрута. Законы наведения КА на маршрутах и при ПМ должно удовлетворять ограничениям, определяемым характеристиками СГК. Состав ПЗН может формироваться различными способами.

“Координатно-временным” будем называть способ планирования, когда на борт КА передается информация, содержащая массив начальных координат (долготы L_k , геодезической широты B_k и высоты H_k) для каждого k -го ($k = 1 \div K$) маршрута съемки вместе с другой сопровождающей информацией, такой как длительность маршрута T_{mk} , вид съемки, номер витка орбитального движения и т.д. При этом способе непосредственно в БК выполняется прогноз параметров движения центра масс (ПДЦМ) КА по орбите и численный расчет законов наведения КА для каждого маршрута съемки и всех ПМ с бортовой проверкой их реализуемости СГК. Здесь для каждого маршрута решаются задачи определения момента времени и параметров ориентации (прицеливания) КА при начале съемки и задачи расчета кинематических параметров движения КА на интервале времени выполнения маршрута с заданной дискретностью, которые затем используются для формирования управления – скоростей прецессии гироскопов, входящих в состав СГК.

“Временным” назовем способ планирования, при котором, в том или ином виде, на борт КА передается информация сразу о всех потребных кинематических параметрах углового движения КА в функции времени на определенный период, например 1 сутки. При таком способе планирования наблюдений наземных объектов гиросиловая СУД КА работает как следящая система и обеспечивает стабилизацию углового движения КА относительно уже известных законов его программного пространственного углового наведения.

Каждый способ имеет свои преимущества и недостатки.

“Координатно-временной” способ планирования обеспечивает высокую автономность КА, тре-

Евгений Иванович Сомов, кандидат технических наук, доцент, заведующий отделом. E-mail: e_sotov@mail.ru. Сергей Анфимович Бутырин, кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник.

бует малый (менее 10 Кбайт/сутки) объем передаваемой информации, при расчете маршрутов и ПМ имеется возможность оперативной коррекции ПДЦМ по информации от системы спутниковой навигации (СНС) GLONASS/GPS. Этот метод является весьма затратным в отношении потребных вычислительных ресурсов БК.

“Временной” способ предъявляет очень скромные требования к вычислительным ресурсам БК и упрощает бортовое программное обеспечение. Применение вычислительных средств НК для расчета законов наведения КА (расчета кинематических параметров маршрутов и ПМ) позволяет использовать более полные и точные модели движения КА с учетом ресурсных возможностей СГК и полностью исключить бортовую проверку реализуемости СГК планируемых маршрутов и поворотных маневров КА. Это увеличивает число доступных для съемки наземных объектов с высоким качеством, и как следствие, весьма экономично повышает производительность и информативность космической системы наблюдения. Кроме того, при “временном” способе появляется возможность гибко изменять в НК методы построения законов наведения КА без какой-либо модификации бортового программного обеспечения.

К недостаткам “временного” способа можно отнести необходимость передачи на борт КА значительных объемов информации (до 100 Кбайт/сутки) и влияние погрешностей в прогнозе орбитального движения центра масс КА на суточном интервале. Последний недостаток можно преодолеть, используя стандартные средства НК для наземной апостериорной обработки получаемой видеoinформации совместно с сопровождающей информацией.

Ставится задача теоретического обоснования основных алгоритмов “временного” способа планирования работы перспективных КА землеобзора.

ТЕХНОЛОГИЯ ВРЕМЕННОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

Предлагаемая технология реализации метода временного планирования целевых задач КА реализуется в НК и БК.

В НК выполняется выбор последовательности, вида и метода съемки объектов наблюдения на суточном интервале времени полета КА, и далее

1) используя полные математические модели поступательного движения КА, выполняется прогноз орбитального движения центра масс КА на 1 сутки с учетом фактических параметров орбитального движения КА, определенным по данным измерений СНС на нескольких предыдущих сутках;

2) определяются число и параметры маршрутов и ПМ, необходимых для реализации плана суточной съемки и выполняется расчет маршрутов

3) выполняется высокоточная аппроксимация маршрутов векторными сплайнами и определяется минимальный набор базисных векторов сплайнов, позволяющих представить все необходимые кинематические параметры каждого маршрута с требуемой точностью в явном аналитическом виде;

4) выполняется построение законов наведения КА в “световом окне” каждого витка орбиты с гладким сопряжением граничных условий всех маршрутов и поворотных маневров, в результате получается совокупность наборов базисных векторов сплайнов маршрутов, коэффициентов базисных функций ПМ и служебных параметров;

5) используя модели СГК, по аналитическим соотношениям проверяется гарантированная реализуемость маршрутов и поворотных маневров КА с помощью СГК, в случае обнаружения нереализуемых СГК потребных программных угловых движений КА суточный план наблюдений корректируется, см. пп. 2-4;

6) проводится “упаковка” наборов базисных векторов сплайнов всех маршрутов, коэффициентов базисных функций всех поворотных маневров, а также всех служебных параметров единого закона углового наведения КА на предстоящий суточный интервал времени полета КА; формируются программы законов наведения (ПЗН) на суточный интервал полета КА, которые кодируются и передается на борт КА.

В БК с использованием ПЗН по явным аналитическим соотношениям формируются все необходимые кинематические параметры углового наведения КА в текущий момент времени для формирования цифрового управления СГК.

СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

Вводятся базисы, составленные из ортов, и системы координат (СК):

инерциальная система координат (ИСК) $\mathbf{I}_{\oplus} \equiv \mathbf{I} = \{\mathbf{i}_1, \mathbf{i}_2, \mathbf{i}_3\}$ ($O_{\oplus} X_1^c Y_1^c Z_1^c$) с началом в центре Земли O_{\oplus} ;

гринвичская геодезическая система координат (ГСК) $\mathbf{E}_e = \{\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3\}$ ($O_{\oplus} X^e Y^e Z^e$), которая вращается относительно ИСК с вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}_{\oplus}$;

горизонтная система координат (ГорСК) $\mathbf{E}_c^h \equiv \mathbf{P}^c = \{\mathbf{p}_1^c, \mathbf{p}_2^c, \mathbf{p}_3^c\}$ ($C X_c^h Y_c^h Z_c^h$) с началом в точке C и эллипсоидальными геодезическими координатами – долготой L_c , геодезической широтой B_c и высотой H_c ;

связанная с КА система координат (ССК) $\mathbf{B} = \{\mathbf{b}_1, \mathbf{b}_2, \mathbf{b}_3\}$ ($O xyz$) и орбитальная система

координат (ОСК) $\mathbf{O} = \{\tau^o, \mathbf{n}^o, \mathbf{r}^o\}$ ($\mathbf{O} x^o y^o z^o$) с началом в центре масс \mathbf{O} КА;

система координат оптического телескопа (ОпСК) $\mathbf{S} = \{\mathbf{s}_1, \mathbf{s}_2, \mathbf{s}_3\}$ ($\mathbf{O} x^s y^s z^s$) с началом в центре \mathbf{S} оптического проектирования;

система координат поля изображения (ПСК) ($\mathbf{O}_i x^i y^i z^i$) с началом в центре \mathbf{O}_i фокальной плоскости $y^i \mathbf{O}_i z^i$ телескопа;

визирная система координат (ВСК) $\mathbf{V} = \{\mathbf{v}_1, \mathbf{v}_2, \mathbf{v}_3\}$ ($\mathbf{O}_v x^v y^v z^v$) с началом в центре \mathbf{O}_v матрицы ПЗС в фокальной плоскости $y^i \mathbf{O}_i z^i$ телескопа, причем точки \mathbf{O}_i и \mathbf{O}_v считаются совпадающими, а орты \mathbf{s}_1 базиса \mathbf{S} и \mathbf{v}_1 базиса \mathbf{V} – строго противоположными.

Для простоты будем считать базисы \mathbf{V} и \mathbf{S} (ССК и ОпСК) совпадающими. Указанные СК графически представлены в [1].

Фазовыми координатами поступательного движения центра масс КА в ИСК являются радиус-вектор $\mathbf{r}(t) = r(t) \mathbf{r}^o$ и вектор скорости $\mathbf{v}(t) = v(t) \tau^o$. Состояние ССК (и ОпСК) относительно ИСК (инерциального базиса $\mathbf{I} \equiv \mathbf{I}_o$) определяется кватернионом $\mathbf{\Lambda}(t)$ и вектором угловой скорости $\boldsymbol{\omega}(t)$.

Численный расчет маршрутов и ПДЦМ, включая прогнозирование движения КА на предстоящие сутки, рационально проводить в гринвичской геодезической системе координат (ГСК). Представление получаемых при этом результатов как в ИСК, так и в ОСК, выполняется с высокой точностью по явным аналитическим соотношениям, так как скорость вращения Земли $\boldsymbol{\omega}_\oplus$ является фундаментальной геодезической постоянной.

ПРОГНОЗ ОРБИТАЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Математическая модель для прогноза поступательного движения КА в ГСК должна учитывать нецентральность гравитационного поля Земли (члены порядка 36,36 включительно в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по шаровым функциям) и сопротивление атмосферы с учетом вариации индексов солнечной и геомагнитной активности. Необходимость учета гравитационного влияния Луны и Солнца, а также сил солнечного давления, обосновывается в зависимости от средней высоты полета КА.

Сглаживание измеренных СНС фактических ПДЦМ КА на предыдущих суточных интервалах орбитального полета КА и прогноз ПДЦМ на предстоящие сутки выполняются в НК путем определения значений балансируемых параметров модели движения КА в ГСК по методу

наименьших квадратов – из условия минимизации суммы квадратов невязок позиционных координат КА.

Успешность такого подхода обосновывается конкретными результатами при решении задачи длительного прогноза орбитального движения МКС. Эксперименты были проведены в период с 25 по 30 мая 2002г. с применением весьма устаревшей к настоящему времени бортовой аппаратуры АСН-2401, полученные результаты представлены в [2]. Далее принимается, что максимальные по модулю ошибки суточного прогноза в поступательном движении КА составляют 400 м вдоль трассы, 100 м в боковом направлении и 50 м по высоте, что уже практически подтверждено в [2].

РАСЧЕТ МАРШРУТОВ

Вычисление программных значений кватерниона ориентации $\mathbf{\Lambda}$ и вектора угловой скорости $\boldsymbol{\omega}$, как явных функций времени, в процессе оптико-электронной съемки выполняется на основе аналитического векторного сложения всех элементарных движений телескопа (ОпСК) в ГСК с учетом текущей перспективы наблюдения при задании начальных координат наземного объекта и потребного азимута A сканирования, рис. 1.

Пусть векторы-столбцы $\boldsymbol{\omega}_e^s$ и \mathbf{v}_e^s представляют в ОпСК движение КА относительно ГСК, матрица $\tilde{\mathbf{C}} = \|\tilde{c}_{ij}\|$ определяет ориентацию ОпСК относительно ГорСК и скалярная функция $D(t)$ представляет дальность наблюдения вдоль оси визирования. Тогда для любой точки $(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i)$ в фокальной плоскости телескопа компоненты $\tilde{V}_y^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) = \tilde{y}^i$ и $\tilde{V}_z^i(\tilde{y}^i, \tilde{z}^i) = \tilde{z}^i$ вектора нормированной скорости движения изображения (СДИ) вычисляются аналитически по соотношению

$$\begin{bmatrix} \tilde{V}_y^i \\ \tilde{V}_z^i \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \tilde{y}^i & 1 & 0 \\ \tilde{z}^i & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q^i \tilde{v}_{e1}^s - \tilde{y}^i \omega_{e3}^s + \tilde{z}^i \omega_{e2}^s \\ q^i \tilde{v}_{e2}^s - \omega_{e3}^s - \tilde{z}^i \omega_{e1}^s \\ q^i \tilde{v}_{e1}^s + \omega_{e2}^s + \tilde{y}^i \omega_{e1}^s \end{bmatrix}. \quad (1)$$

Здесь $\tilde{y}^i = y^i / f_e$ и $\tilde{z}^i = z^i / f_e$ являются нормированными фокальными координатами указанной точки, где f_e – эквивалентное фокусное расстояние телескопа, скалярная функция $q^i = 1 - (\tilde{c}_{21} \tilde{y}^i + \tilde{c}_{31} \tilde{z}^i) / \tilde{c}_{11}$ и компоненты вектора нормированной скорости поступательного движения $\tilde{v}_{ei}^s = v_{ei}^s(t) / D(t)$, $i = 1, 2, 3$.

При сканирующей съемке с выравниванием продольной СДИ на основе (1) получают численные значения всех искомым компонентов вектора-столбца $\boldsymbol{\omega}_e^s$ и кватерниона ориентации ОпСК в ГСК с помощью единственного численного интегрирования стандартного кватернионного уравнения. Методы численного расчета углового движения КА для всех практически при-

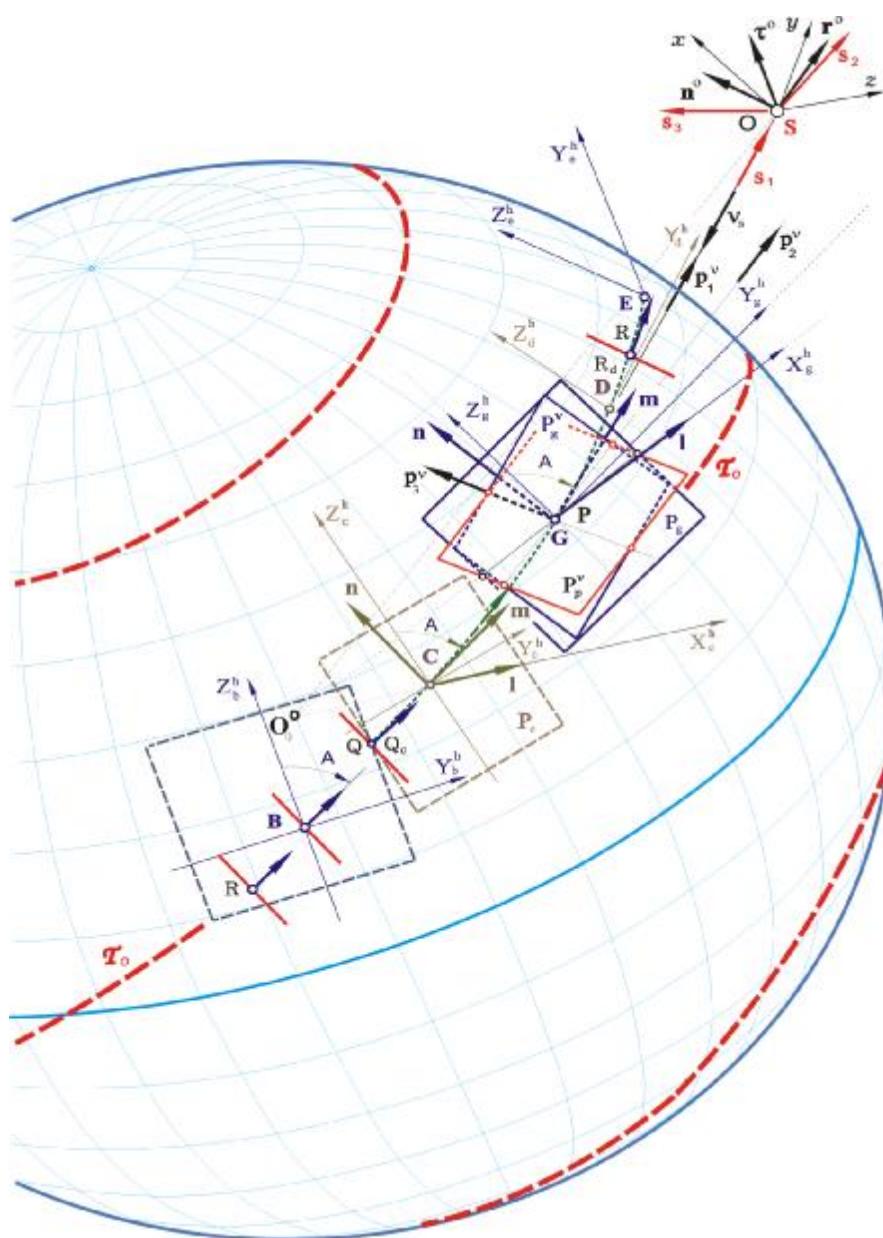


Рис. 1. Схема расчета маршрутного движения КА при сканирующей съемке

меняемых видов маршрутной съемки рассмотрены в [3,4]. В результате расчетов получают массивы значений кватерниона ориентации Λ ССК в ИСК и вектора абсолютной угловой скорости ω на интервале времени выполнения каждого маршрута $t_0 \leq t \leq T_m$ с периодом дискретности T_q работы СУД КА.

АППРОКСИМАЦИЯ МАРШРУТОВ

Аппроксимация дискретно заданных функций углового движения КА на маршруте съемки имеет целью сжатие информации перед передачей ее на борт КА с последующим полным восстановлением в БК строго согласованных кинематических параметров маршрутного движе-

ния – программных значений кватерниона ориентации Λ и векторов угловой скорости ω и углового ускорения $\epsilon = \dot{\omega}$ по явным аналитическим соотношениям.

Кватернион $\Lambda = (\lambda_0, \lambda)$ взаимно-однозначно связан с вектором σ модифицированных параметров Родрига (далее просто вектором Родрига) явными аналитическими соотношениями

$$\begin{aligned} \sigma &= \lambda / (1 + \lambda_0); \lambda = 2\sigma / (1 + \sigma^2); \\ \lambda_0 &= (1 - \sigma^2) / (1 + \sigma^2), \end{aligned} \quad (2)$$

общеизвестным прямым и обратным кватернионным кинематическим уравнениям соответствуют прямые и обратные векторные кинематические уравнения для вектора параметров Родрига

$$\begin{aligned} \dot{\sigma} &= \frac{(1-\sigma^2)}{4} \omega + \frac{1}{2} \sigma \times \omega + \frac{1}{2} \sigma \langle \sigma, \omega \rangle; \\ \omega &= \frac{4}{(1+\sigma^2)^2} [(1-\sigma^2)\dot{\sigma} - 2(\sigma \times \dot{\sigma}) + 2\sigma \langle \dot{\sigma}, \sigma \rangle]. \end{aligned} \quad (3)$$

Экстраполяция дискретно заданных с периодом T_q значений кватерниона Λ_j осуществляется следующим образом. Сначала на основе однозначной связи кватерниона Λ с вектором Родрига σ по явным аналитическим соотношениям (2) вычисляется последовательность значений векторов σ_j и далее к этой последовательности применяется процедура экстраполяции векторными сплайнами 3-го порядка. В общем случае может использоваться экстраполяция значений σ_j с шагом T_a , кратном периоду T_q . Алгоритм решения этой задачи детально представлен в [5]. В результате для каждого шага с периодом T_a экстраполяции вектора Родрига σ определяется набор 4 трехмерных базовых векторов сплайнов 3-го порядка. Затем следует обратный переход к кватернионному представлению, также по явным соотношениям (3).

С помощью указанных базовых векторов по аналитическим соотношениям (3) получаются сплайны 5-го порядка, соответствующие вектору угловой скорости $\omega(t) \forall t \in T_m$. Далее также по аналитическим соотношениям получаются сплайны 4-го порядка, соответствующие вектору углового ускорения $\varepsilon(t) = \dot{\omega}(t) \forall t \in T_m$, причем полное кинематическое согласование векторов $\omega(t)$ и $\varepsilon(t) = \dot{\omega}(t) \forall t \in T_m$ достигается аналитическим дифференцированием.

Таким образом, для однозначного и точного восстановления в БК всех требуемых кинематических параметров программного движения КА на маршруте съёмки по аналитическим соотношениям вполне достаточно передать на борт КА только наборы трехмерных базовых векторов сплайнов 3-го порядка, соответствующие каждому шагу с периодом T_a экстраполяции вектора Родрига σ .

РАСЧЕТ ПОВОРОТНЫХ МАНЕВРОВ

Задача построения закона наведения КА при пространственном ПМ состоит в определении кватерниона $\Lambda(t)$ ориентации ССК относительно ИСК, векторов угловой скорости $\omega(t)$ и ускорения $\varepsilon(t)$ на интервале времени $t \in T \equiv [t_0, t_f]$ длительности $T = t_f - t_0$ для кинематических соотношений

$$\begin{aligned} \dot{\Lambda}(t) &= \frac{1}{2} \Lambda(t) \circ \omega(t); \\ \dot{\omega}(t) &= \varepsilon(t); \dot{\varepsilon}(t) \equiv v = \varepsilon^*(t) + \omega(t) \times \varepsilon(t), \end{aligned} \quad (4)$$

в функции времени t , удовлетворяющих одно-

му из наборов краевых условий

$$\begin{aligned} \Lambda(t_0) &= \Lambda_0; \omega(t_0) = \omega_0; \\ \Lambda(t_f) &= \Lambda_f; \omega(t_f) = \omega_f; \varepsilon(t_f) = \varepsilon_f, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} \Lambda(t_0) &= \Lambda_0; \omega(t_0) = \omega_0; \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0; \\ \Lambda(t_f) &= \Lambda_f; \omega(t_f) = \omega_f; \varepsilon(t_f) = \varepsilon_f, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \Lambda(t_0) &= \Lambda_0; \omega(t_0) = \omega_0; \varepsilon(t_0) = \varepsilon_0; \\ \Lambda(t_f) &= \Lambda_f; \omega(t_f) = \omega_f; \varepsilon(t_f) = \varepsilon_f; \\ \dot{\varepsilon}(t_f) &= \dot{\varepsilon}_f \end{aligned} \quad (7)$$

при ограничении на модуль угловой скорости

$$|\omega(t)| \leq \omega^*, \quad t_0 \leq t \leq t_f. \quad (8)$$

В работах [6-8] подробно представлено решение рассматриваемой задачи при краевых условиях (6) из условия минимизации интегрально-го квадратичного критерия

$$I_2 = \frac{1}{2} \int_{t_0}^{t_f} \langle v(\tau), v(\tau) \rangle d\tau \equiv \frac{1}{2} \text{Int}(t_0, t_f, v^2) \Rightarrow \min. \quad (9)$$

Оптимизация функционала (9) топологически эквивалентна оптимизации наиболее важного для практики функционала $I_1 = \text{Int}(t_0, t_f, v)/T \Rightarrow \min$, имеющего ясный физический смысл – среднее значение модуля производной вектора ускорения КА относительно инерциального базиса \mathbf{I} в процессе его поворотного маневра. Приближенное оптимальное решение данной пространственной задачи основывается на необходимом и достаточном условии разрешимости классической задачи Дарбу. Это аналитическое решение представляется как результат сложения трех одновременно происходящих элементарных поворотов “вложенных” базисов \mathbf{E}_k вокруг ортов \mathbf{e}_k , $k = 1, 2, 3$ осей Эйлера и кватернион $\Lambda(t)$ ориентации КА определяется произведением $\Lambda(t) = \Lambda_0 \circ \Lambda_1(t) \circ \Lambda_2(t) \circ \Lambda_3(t)$, где кватернион $\Lambda_k(t) = (\cos(\varphi_k(t)/2), \mathbf{e}_k \sin(\varphi_k(t)/2))$ и $\varphi_k(t)$ – угол k -го элементарного поворота. Орты осей Эйлера, а также краевые условия по углам, угловым скоростям и угловым ускорениям для всех трех элементарных поворотов определяются из краевых условий (6) исходной пространственной задачи (4) по явным соотношениям [6-8]. В результате приближенное оптимальное решение задачи представляется в явном аналитическом виде, где все углы элементарных поворотов являются сплайнами пятого порядка от времени $t \in T$.

Отметим, что строго оптимальный ПМ КА для исходной нелинейной задачи (4), (9) с краевыми условиями (6) получается численно с при-

менением принципа максимума и стандартного итерационного метода Ньютона. В [6-8] установлено, что различие между приближенно оптимальным и строго оптимальным управлением при ПМ весьма незначительно – до 5% по функционалу I_1 для произвольных требуемых поворотных маневров КА с краевыми условиями (6). Краевые условия по производным функций элементарных поворотов для наиболее общего варианта ПМ (7) имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{\varphi}_k(t_0) &= \dot{\varphi}_k^0, & \ddot{\varphi}_k(t_0) &= \ddot{\varphi}_k^0, \\ \dot{\varphi}_k(t_f) &= \dot{\varphi}_k^f, & \ddot{\varphi}_k(t_f) &= \ddot{\varphi}_k^f, \\ \ddot{\varphi}_k(t_f) &= \ddot{\varphi}_k^f, & k &= 1 \div 3. \end{aligned} \quad (10)$$

В этих соотношениях для варианта краевых условий (6) исключается последнее условие для $\ddot{\varphi}(t_f)$, а для варианта (5) также исключается и условие для $\ddot{\varphi}(t_0)$. Функции угла элементарных поворотов представляется полиномами от времени, причем для варианта краевых условий (5) это полиномы 4-ой степени на левом участке и 5-ой степени на правом участке, для варианта (6) – оба полинома 5-й степени, а для варианта краевых условий (7) – полиномы 5-ой и 6-й степени соответственно. Значения коэффициентов полиномов элементарных поворотов определяются аналитически для любой комбинации краевых условий (5) – (7).

Построение закона наведения КА, удовлетворяющего ограничению (8), которое обусловлено ограниченностью области вариации вектора суммарного кинетического момента (КМ) СГК [9], выполняется по следующей методике:

1) вычисляется суммарный вектор угловой скорости КА в первых двух элементарных поворотах

$$\tilde{\omega}(t_i) = \omega_2(t_i) + \tilde{\Lambda}_2(t_i) \circ \omega_1(t_i) \circ \Lambda_2(t_i), \quad (11)$$

где $i = 1 : n$, $t_i \in [t_0, t_f]$, $\omega_1(t_i)$ и $\omega_2(t_i)$ – векторы угловой скорости КА в 1-ом и 2-ом элементарных поворотах, $\Lambda_2(t_i)$ – кватернион второго поворота;

2) вычисляется массив значений вектора угловой скорости третьего (позиционного) поворота $\omega_p(t_i) = \omega_3(t_i)$ и массив векторов суммарной угловой скорости КА при его ПМ

$$\omega(t_i) = \omega_3(t_i) + \tilde{\Lambda}_3(t_i) \circ \tilde{\omega}(t_i) \circ \Lambda_3(t_i), i = 1 : n, t_0 \leq t_i \leq t_f$$

на множестве моментов времени $t_i \in [t_0, t_f]$;

3) если все значения $\omega(t_i)$ удовлетворяют ограничению (8) для всех t_i , то расчет закона наведения КА при его ПМ считается законченным;

4) иначе определяются левая и правая границы интервала, в котором это ограничение не выполнены; если эти границы включают моменты времени t_0 или t_f , то считается, что ПМ при ограничениях (8) не реализуем, иначе определя-

ются: момент времени t_1 , соответствующий левой границе интервала, момент времени t_2 , соответствующий правой границе интервала и длительность $t_p = t_2 - t_1$ движения КА в третьем элементарном повороте с постоянной угловой скоростью (“полки”);

5) для всех $t_i \in [t_1, t_2]$ определяется массив значений коэффициентов масштабирования K_i из условия равенства модуля вектора угловой скорости КА $|\omega(t_i)|$ значению ω^* , а именно из условия

$$|K_i \omega_p(t_i) + \tilde{\omega}(t_i)| = \omega^*, \quad (12)$$

что приводит к уравнению

$$\begin{aligned} K_i^2 \omega_p^2(t_i) + 2K_i \cdot \langle \omega_p(t_i), \tilde{\omega}(t_i) \rangle + \omega_p^2(t_i) - (\omega^*)^2 = 0, \quad i = 1 : n \end{aligned} \quad (13)$$

с очевидным решением

$$\begin{aligned} K_i &= (-b + \sqrt{b^2 - 4ac}) / (2a), \\ a &= \omega_p^2(t_i), \quad b = 2 \langle \omega_p(t_i), \tilde{\omega}(t_i) \rangle, \\ c &= \tilde{\omega}_p^2(t_i) - (\omega^*)^2, \end{aligned}$$

причем наличие отрицательного значения дискриминанта $b^2 - 4ac$ уравнения (13) хотя бы в один из моментов времени $t_i \in [t_1, t_2]$, означает, что анализируемый ПМ не реализуем; наконец, определяется значение ограничения на угловую скорость только в позиционном переходе

$$\omega_p^* = \min_i (K_i \omega_p(t_i)); \quad (14)$$

6) выполняется повторный расчет функций позиционного перехода, который содержат 3 участка движения с гладким сопряжением границ:

первый участок – движение от момента начала t_0 до выхода на “полку” со скоростью $\omega_p(t_1) = \omega_p^*$;

второй участок – “полка”, т.е. движение с постоянной скоростью $\omega(t) = \omega_p^* = \text{const}$, $t \in [t_1, t_2]$;

третий участок – от момента t_2 схода с “полки” при $\omega_p(t_2) = \omega^*$ до завершения движения в момент времени t_f ;

7) выполняется итоговый расчет всех кинематических параметров пространственного ПМ и проверяется условие (8) для всех $t_i \in [t_0, t_f]$; если при этом условие (8) выполнено, то расчет закона наведения КА при его ПМ завершен, иначе данный ПМ считается нереализуемым.

РЕАЛИЗУЕМОСТЬ ГИРОСИЛОВОГО НАВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Основным исполнительным органом СУД КА при решении им задач наблюдения является СГК, содержащий избыточное число $m \geq 4$ ги-

родинов (ГД) [9]. Свяжем с каждым $p = 1 \div m$ ГД, имеющих вектор КМ $\mathbf{H}_p = h_g \mathbf{h}_p$ с одинаковым модулем h_g , правый триэд его осей: орт $\mathbf{h}_p(\beta_p)$ вектора КМ ГД, положение которого определяется углом β_p , фиксированный в ССК орт \mathbf{g}_p оси подвеса ГД и орт $\mathbf{p}_p(\beta_p) = \mathbf{h}_p(\beta_p) \times \mathbf{g}_p$. При столбце $\boldsymbol{\beta} = \{\beta_p\}$ вектор нормированного КМ СГК $\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$, а орт

$$\mathbf{m}_p^g(\beta_p) = \partial \mathbf{h}_p(\beta_p) / \partial \beta_p = \mathbf{g}_p \times \mathbf{h}_p(\beta_p) = -\mathbf{p}_p(\beta_p).$$

Введем кватернион $\Lambda = (\lambda_0, \boldsymbol{\lambda})$, $\boldsymbol{\lambda} = \{\lambda_i, i=1 \div 3\}$ ориентации связанного с корпусом КА базиса \mathbf{B} относительно некоторого инерциального базиса \mathbf{I} и вектор $\boldsymbol{\omega} = \{\omega_i\}$ абсолютной угловой скорости КА. Все векторы и тензор инерции корпуса КА \mathbf{J} представляются в ССК и определяется прямоугольная матрица Якоби $\mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) = \partial \mathbf{h} / \partial \boldsymbol{\beta} = [\mathbf{m}_p^g(\beta_p)]$. Пусть $\forall t \in T_r \equiv [t_i, t_f]$ заданы функции времени

$\Lambda(t)$, $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t) = \dot{\boldsymbol{\omega}}(t)$, $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}^*(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times \boldsymbol{\varepsilon}(t)$, представляющие программное угловое движение базиса \mathbf{B} относительно базиса \mathbf{I} , которое соответствует совокупности маршрутных движений и поворотных маневров КА. В рамках прецессионной теории силовых гироскопов при отсутствии внешнего возмущающего момента угловое движение КА удовлетворяет векторному интегралу нормированного КМ механической системы “КА+СГК” в виде

$$\mathbf{g}(t) \equiv \mathbf{k}(t) + \mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}(t)) = \tilde{\Lambda}(t) \circ \mathbf{g}_i^1 \circ \Lambda(t) \quad (15)$$

где нормированный к значению h_g КМ корпуса КА $\mathbf{k}(t) \equiv \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}(t)/h_g$, а $\mathbf{g}_i^1 \equiv \Lambda(t_i) \circ \mathbf{g}(t_i) \circ \tilde{\Lambda}(t_i)$ – вектор накопленного КМ, постоянный в инерциальном базисе \mathbf{I} . Угловое движение КА описывается дифференциальными уравнениями

$$\dot{\Lambda} = \frac{1}{2} \Lambda \circ \boldsymbol{\omega}; \quad \dot{\mathbf{k}}(t) + \boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{g}(t) = -\mathbf{m}^g(\boldsymbol{\beta}, \dot{\boldsymbol{\beta}}). \quad (16)$$

Здесь вектор $\dot{\mathbf{k}}(t) \equiv \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\omega}}(t)/h_g$ и вектор нормированного управляющего момента СГК $\mathbf{m}^g(\boldsymbol{\beta}, \dot{\boldsymbol{\beta}}) = \Sigma \mathbf{m}_p^g(\beta_p) \dot{\beta}_p$ вычисляется по формуле

$$\mathbf{m}^g(\boldsymbol{\beta}, \dot{\boldsymbol{\beta}}) = \mathbf{A}_h(\boldsymbol{\beta}) \mathbf{u}^g; \quad \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{u}^g; \quad \dot{\mathbf{u}}^g = \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{v}^g, \quad (17)$$

где “управлением” считается вектор-столбец $\boldsymbol{\beta} = \mathbf{u}^g = \{u_p^g\}$ с компонентами u_p^g скоростей прецессии ГД, ограниченных по модулю заданным значением $u_g^m = \text{const}$. При этом вектор-столбец производных “управления” $\dot{\mathbf{u}}^g = \dot{\boldsymbol{\beta}} = \mathbf{v}^g = \{v_p^g\}$ имеет компоненты v_p^g угловых ускорений ГД относительно осей подвеса, также ограниченные по модулю заданным значением $v_g^m = \text{const}$. Верхняя оценка модуля $g_i \equiv |\mathbf{g}_i| \leq g_0$ вектора $\mathbf{g}_i \equiv \mathbf{g}(t_i)$ накопленного КМ в ССК в начальный момент времени $t = t_i$ считается известной, но направление этого вектора неопределенно, т.е. оно может быть произвольным.

СГК должен обеспечивать требуемую область $\mathbf{S}^g \subset \mathbf{S}$ вариации суммарного КМ

$\mathbf{h}(\boldsymbol{\beta}) = \Sigma \mathbf{h}_p(\beta_p)$. Применение групп (в простейшем случае пар) ГД с коллинеарными осями подвеса дает очень важное преимущество – начиная с числа ГД $m = 6$ сингулярные состояния кратной схемы во всех внутренних точках области \mathbf{S} являются строго проходимыми. Коллинеарная пара безупорных ГД в известной работе J.W.Crenshaw (1973) была названа Scissored Pair Ensemble (SPE), а кратные схемы на основе двух и трех коллинеарных пар ГД – как 3-SPE и 2-SPE соответственно. Наиболее рациональными схемами СГК являются схема 3-SPE на базе 6 ГД и минимально-избыточная схема 2-SPE с $m = 4$.

Наличие векторного интеграла КМ (15) и применение известных правил дифференцирования вектора с учетом подвижности связанного базиса \mathbf{B} относительно инерциального базиса \mathbf{I} позволяет получить явное аналитическое представление вектора $\mathbf{h}(t) \subset \mathbf{S}$ и его производных по времени $t \in T_r$ для произвольного вектора накопленного КМ $\mathbf{g}(t) \equiv \tilde{\Lambda}(t) \circ \mathbf{g}_i^1 \circ \Lambda(t)$, а именно

$$\mathbf{h}(t) = \mathbf{g}(t) - \mathbf{k}(t); \quad \dot{\mathbf{h}}(t) = \mathbf{g}_1(t) - \dot{\mathbf{k}}(t); \quad \ddot{\mathbf{h}}(t) = \mathbf{g}_2(t) - \ddot{\mathbf{k}}(t),$$

где кватернион $\Lambda(t)$ и векторы $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) = \boldsymbol{\varepsilon}(t)$,

$$\mathbf{g}_1(t) = -\boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{g}(t);$$

$$\mathbf{g}_2(t) = -\dot{\boldsymbol{\omega}}(t) \times \mathbf{g}(t) - \boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{g}_1(t), \quad \ddot{\boldsymbol{\omega}}(t) = \dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t),$$

$$\mathbf{k}(t) = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}(t)/h_g, \quad \dot{\mathbf{k}}(t), \quad \ddot{\mathbf{k}}(t) = \mathbf{J}\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)/h_g$$

являются известными функциями времени. В результате получается аналитическое представление вектора $\mathbf{h}(t) = \{x(t), y(t), z(t)\}$ и его производных по времени в КГБ.

Угловые скорости и ускорения каждого ГД относительно оси его подвеса ограничены по модулю заданными постоянными u_g^m и v_g^m , а именно

$$|\dot{\beta}_p(t)| \leq u_g^m; \quad |\ddot{\beta}_p(t)| \leq v_g^m \quad t \in T_r, \quad (18)$$

что соответствует ограниченным ресурсам его привода. Такие ограничения существенно нелинейным образом (17) “трансформируются” в ограничения на компоненты вектора нормированного управляющего момента СГК $\mathbf{m}^g(\boldsymbol{\beta}, \dot{\boldsymbol{\beta}})$ и производной от него по времени, т.е. моментные характеристики СГК существенно зависят как от предыстории, так и текущего расположения векторов КМ гиродинов в его составе.

Гарантирующая оценка реализуемости гиросилового наведения КА в НК при известных кинематических параметрах $\Lambda(t)$, $\boldsymbol{\omega}(t)$, $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$, $\dot{\boldsymbol{\varepsilon}}(t)$ движения его корпуса для $t \in T_r$ получается проверкой для $t \in T_r$ условия $\mathbf{h}(t) \in \mathbf{S}^g \subset \mathbf{S}$ для специальным образом формируемого набора фиксированных в ССК векторов $\mathbf{g}_i \equiv \mathbf{g}(t_i)$ накопленного КМ СГК и далее явной проверкой выполнения условий (18) для каждого гиродина. Здесь все вычисления осуществляются по аналитическим соотношениям на сетке дискретных моментов времени из заданного интервала, причем такая сетка сгущается в окрестности мо-

ментов времени, когда компоненты вектора производной ускорения $\dot{\mathbf{e}}(t)$ обращаются в нуль либо происходит конечный разрыв их непрерывности. Подробности разработанной методики представлены в работах [10] и [11].

ПОГРЕШНОСТИ ВРЕМЕННОГО ПЛАНИРОВАНИЯ

Основные погрешности “временного” метода планирования связаны с ошибками прогноза ПДЦМ КА на длительный период, до 1 суток. Для типовой орбиты КА высотой около 600 км и типового маршрутного движения КА с помощью созданной авторами программной среды [12] были определены отклонения СДИ в фокальной плоскости телескопа от ее расчетных значений при ошибках прогноза ПДЦМ КА до 400 м вдоль трассы, 100 м в боковом направлении и 50 м по высоте.

Численные расчеты показали, что дополнительный боковой сдвиг изображения на краях линеек ОЭП гарантированно не превышает 10% от его расчетного значения, рассчитанного при наличии точной информации о ПДЦМ КА. В центре фокальной плоскости дополнительный боковой сдвиг по модулю не превышает 0.1% и монотонно возрастает при увеличении углов ракурса оптико-электронной съемки. Указанные погрешности практически не сказываются на качестве получаемого изображения, в том числе и при получении стереоснимков.

При “временном” способе планирования КА возникают небольшие (гарантированно до 2 угл. мин) угловые ошибки начального нацеливания оси визирования телескопа, которые обусловлены неточностью прогноза ПДЦМ КА по орбите. Такие погрешности сопоставимы с ошибками фактической ориентации телескопа на начало маршрута и последующей угловой стабилизации КА относительно его программного углового движения при реализации маршрута съемки с помощью СУД.

Указанные угловые промахи в наведении телескопа на начало маршрута приведут к линейному боковому смещению центра маршрута съемки до 100 метров на земной поверхности. Ясно, что при ширине полосы захвата на местности в десятки километров начальные угловые промахи такого порядка вполне допустимы.

В любом случае все малые позиционные угловые погрешности наведения телескопа при реализации маршрутов съемки стандартно [13] учитываются и компенсируются в НК при апостериорной обработке получаемой видеoinформации с использованием наземных реперов (при их наличии) либо сопровождающей информации от прецизионных бортовых измерительных

приборов. С этой целью в НК применяются процедуры высокоточного восстановления фактических угловых элементов внешнего ориентирования телескопа при реализации маршрутов съемки. Поэтому предлагаемая экономичная реализация “временного” способа планирования наведения может эффективно использоваться для широкого класса КА землеобзора.

НЕКОТОРЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ СИНТЕЗА ЗАКОНОВ ГИРОСИЛОВОГО НАВЕДЕНИЯ

Пусть КА наблюдения движется по круговой солнечно-синхронной орбите высотой ≈ 750 км, долготой восходящего узла 10° , который КА проходит в момент времени $t = 0$.

Необходимо выполнить:

1) маршрут М1 с началом съемки объекта с координатами $L_1 = 7^\circ.34'$; $B_1 = 5^\circ.51'$; $H_1 = 0$ при $t_{01} = 80$ с под азимутом $A_1 = 45^\circ$ и длительностью $T_{m1} = 56$ с при продольной СДИ $V_y^* = 60$ мм/с в центре фокальной плоскости телескопа;

2) поворотный маневр ПМ длительностью $T = 44$ с;

3) маршрут М2: с началом $L_2 = 8^\circ.47'$; $B_2 = 11^\circ.33'$;

$H_2 = 0$ при $t_{02} = 190$ с под азимутом $A_2 = 30^\circ$ и длительностью $T_{m2} = 20$ с при СДИ $V_y^* = 60$ мм/с.

Отображение последовательности наведения КА в виде $M1 \Rightarrow PM \Rightarrow M2$ на поверхности земного эллипсоида представлено на рис. 2. Здесь тонкой наклонной линией отмечена трасса КА и указано меридианное направление на Север (N).



Рис. 2. Схема прохождения двух маршрутов

Применяемый вид съемки маршрутов М1 и М2 – с выравниванием продольной СДИ.

На рис. 3 – рис. 6 представлены зависимости от времени $t \in [80, 200]$ сек компонентов кватерни-

она ориентации КА в ИСК, векторов угловой скорости и углового ускорения КА, а также скорости прецессии всех 6 ГД в составе СГК по схеме 3-SPE, соответствующие последовательности

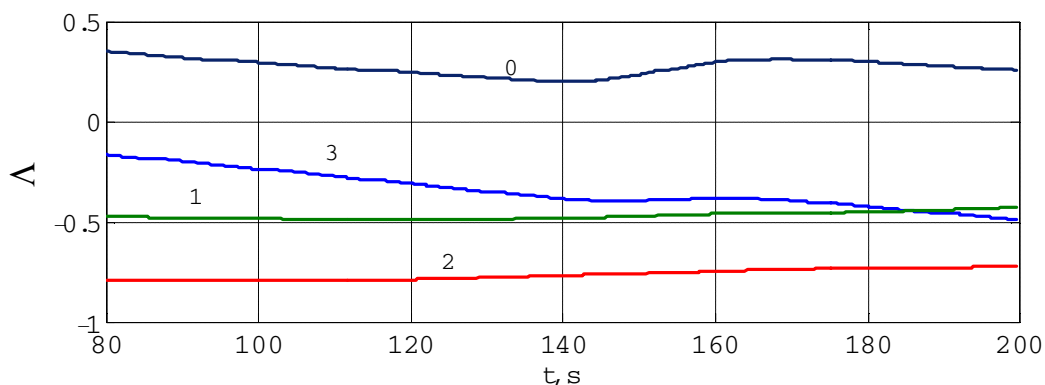


Рис. 3. Компоненты кватерниона ориентации КА в ИСК

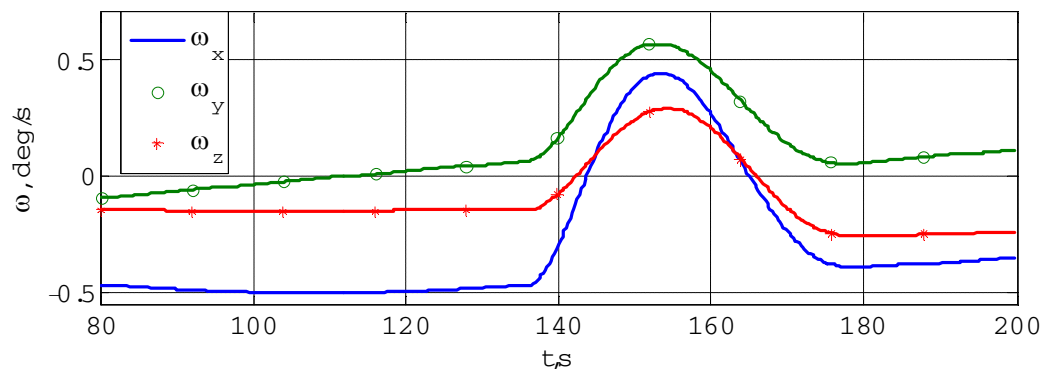


Рис. 4. Угловые скорости корпуса КА

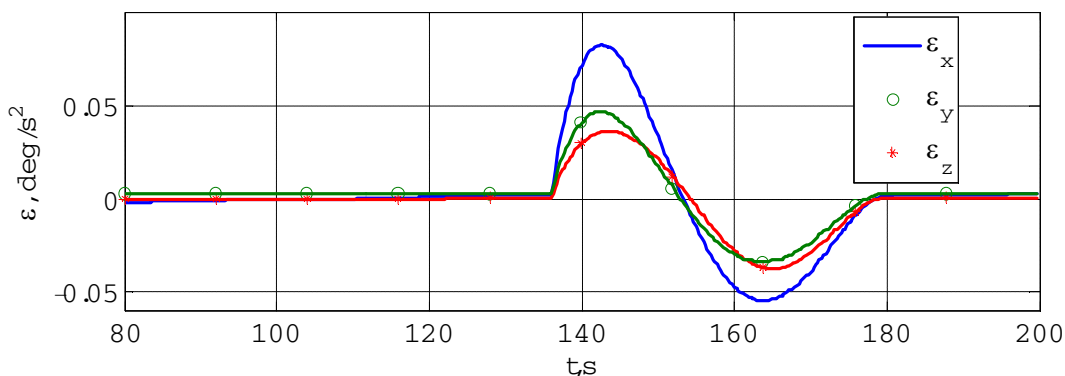


Рис. 5. Угловые ускорения корпуса КА

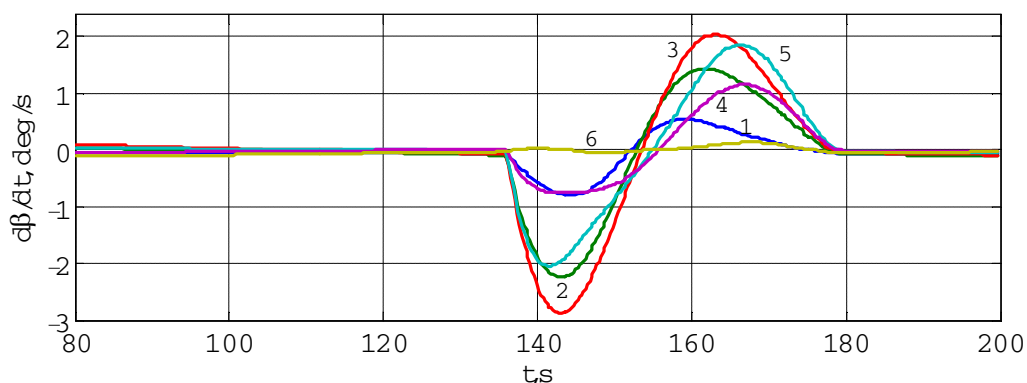


Рис. 6. Скорости прецессии шести гиродинов в составе СГК

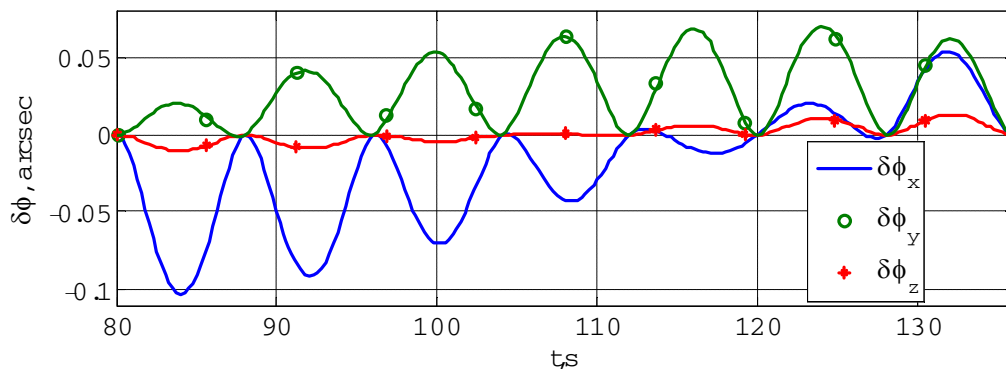


Рис. 7. Позиционные ошибки экстраполяции маршрута М1

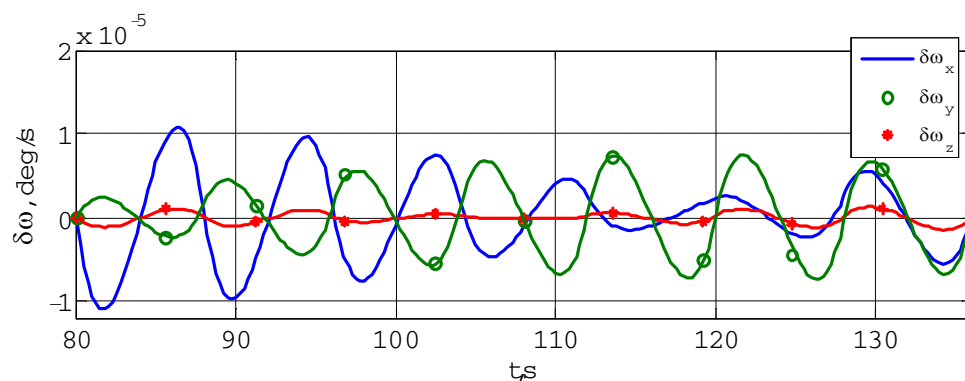


Рис. 8. Ошибки экстраполяции маршрута М1 по угловой скорости

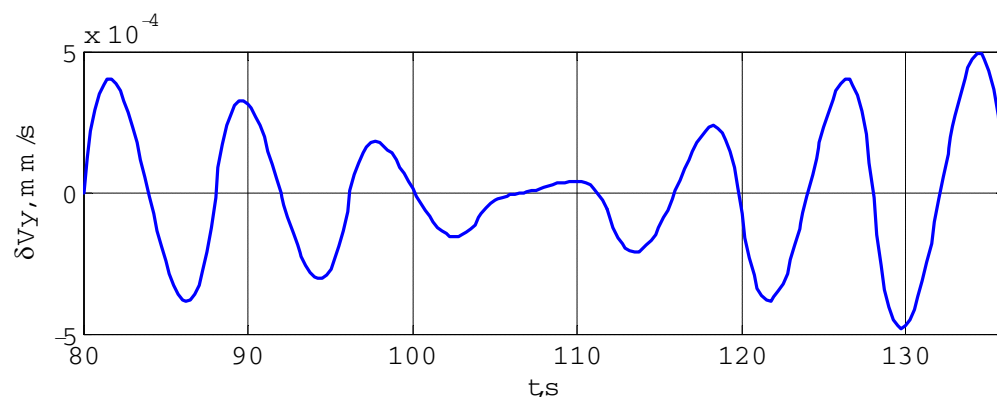


Рис. 9. Отклонение продольной СДИ от номинала за счет ошибки экстраполяции маршрута М1

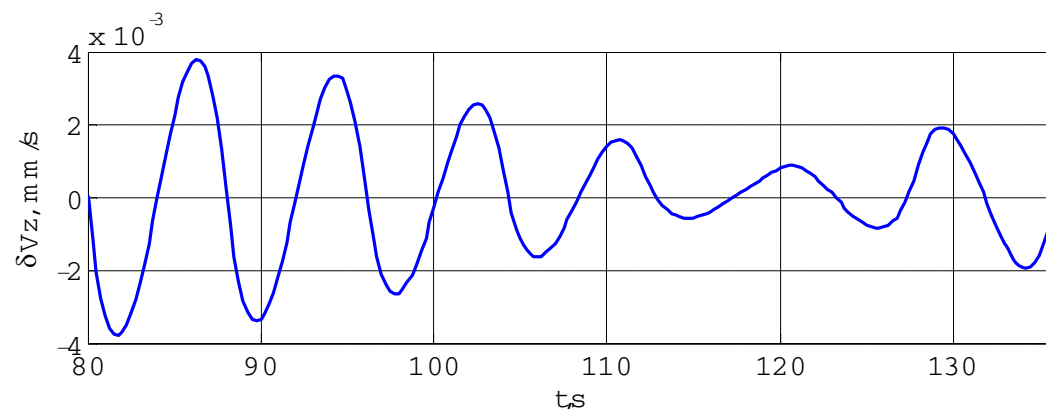


Рис. 10. Погрешности поперечной СДИ за счет ошибки экстраполяции маршрута М1

М1 \Rightarrow ПМ \Rightarrow М2 гиросилового наведения КА. границы ПМ с началом маршрута М2, см. рис. 5.
 Следует выделить гладкость сопряжения правой Эти зависимости были рассчитаны практически

мгновенно по аналитическим соотношениям на основе наборов базисных векторов сплайнов маршрутов и коэффициентов базисных функций ПМ.

Численные характеристики точности сплайновой экстраполяции маршрута М1 по углам и угловым скоростям с периодом экстраполяции $T_a = 8$ сек приведены на рис. 7 и рис. 8 соответственно. Представленные на этих рисунках погрешности экстраполяции порядка 0.1 угл. сек по углу и $1 \cdot 10^{-5}$ град/сек по угловой скорости являются вполне приемлемыми. Отклонение δV_y продольной СДИ от номинального заданного значения и отклонение δV_z поперечной СДИ за счет только ошибки экстраполяции маршрута М1 представлены на рис. 9 и рис. 10, где погрешности совершенно незначительны.

ОЦЕНКА ОБЪЕМА ПЕРЕДАВАЕМОЙ ПРОГРАММЫ ЗАКОНОВ НАВЕДЕНИЯ

Пусть в ПЗН, передаваемой на борт КА, каждому параметру отводится два 16-разрядных слова, т.е. $N_b = 4$ байта. На суточном интервале полета КА при числе маршрутов K , причем на каждом маршруте используется N_k интервалов экстраполяции, объем передаваемой информации оценивается по формуле

$$V_m = 4 \cdot 3 \cdot \sum_{k=1}^K N_k \cdot N_b \text{ байт.}$$

Пусть далее на суточном интервале полета КА имеется N_p поворотных маневров. На каждый ПМ в общем случае нужно передать 43 скалярных параметра, потому здесь необходимый объем передаваемой информации $V_p = 43N_p \cdot N_b$ байт. В итоге потребный общий объем информации, передаваемой на борт КА, оценивается по формуле

$$V = V_m + V_p = (12 \sum_{k=1}^K N_k + 43N_p) \cdot N_b \text{ байт.}$$

В частности, для развертывания на борту КА по явным аналитическим соотношениям всех параметров движения КА при последовательности его наведения М1 \Rightarrow ПМ \Rightarrow М2, рис. 2, необходимо передать на борт КА объем информации $V = 764$ байт.

Объем передаваемой на борт КА информации о всех явных законах его наведения в суточном полете оценивается значением $V = 82.8$ Кбайт.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Кратко представлены технология экономичного "временного" способа планирования работы перспективных КА землеобзора с гиросиловым наведением и теоретическое обоснование основных алгоритмов для компактного форми-

рования передаваемых на борт КА программ законов наведения.

Для модельных задач приведены некоторые численные результаты синтеза программ гиросилового наведения КА землеобзора, получены оценки влияния погрешностей в прогнозировании орбитального движения центра масс КА. Представлена оценка объема информации, необходимой для развертывания на борту КА плана суточной съемки.

При создании современной космической техники плодотворным является подход, основанный на совместной и согласованной разработке как собственно КА с учетом условий его полета для решения целевых задач, так системы управления движением КА. Только при таком рационально интегрированном подходе следует ожидать выполнения весьма противоречивых требований к габаритно-массовым, маневренным и точностным характеристикам СУД при ограниченности бортовых энергетических и вычислительных ресурсов КА с обеспечением необходимого уровня надежности и живучести.

Тщательный выбор орбиты КА с высотой полета не менее 500 км, точное наземное прогнозирование орбитального движения центра масс КА с применением современных СНС, гарантированное наземное построение законов гиросилового наведения и передача соответствующим им ПЗН на борт КА (для повышения оперативности – через спутники-ретрансляторы) в компактном виде с последующим развертыванием их на борту КА землеобзора по явным аналитическим соотношениям составляют, по нашему мнению, магистральный путь создания экономичных и надежных систем наведения и управления движением широкого класса перспективных КА для наблюдения Земли из космоса с высокой информативностью.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Уточнение ориентации космического телескопа на основе апостериорной бортовой обработки измерительной информации // Известия Самар. науч. центра РАН. 2008. Том 10. № 3. С. 790-798.
2. Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Медведев Е.С., Сазонов В.В., Пеффген Ф. Определение параметров движения орбитальной станции с использованием GPS-измерений // Гироскопия и навигация. 2006. № 2 (53). С. 3-12.
3. Бутырин С.А. Кинематический синтез программно-углового движения космического аппарата при оптико-электронной съемке Земли // Известия Самар. науч. центра РАН. 2007. Том 9. №3. С. 664-670.
4. Бутырин С.А. Синтез маршрутного движения космического аппарата при оптико-электронной съемке Земли с перемещением по геодезической линии // Вестник Самарского государственного технического университета, сер. Технические науки. 2007. №1 (19). С. 12-16.

5. Сомов Е.И., Бутырин С.А. Аналитический синтез программного движения космических аппаратов наблюдения // Известия Самар. науч. центра РАН. 2004. Том 6. № 1. С. 168-179.
6. Сомов Е.И. Оптимизация поворотного маневра и синтез законов гиросилового наведения космических аппаратов и свободнолетающих роботов // Известия Самар. науч. центра РАН. 2007. Том 9. №3. С. 824-834.
7. Сомов Е.И. Оптимизация законов гиросилового наведения и управления ориентацией космических аппаратов землеобзора // Сб. материалов юбилейной XV Санкт-Петербургской Международной конференции по интегрированным навигационным системам. Санкт-Петербург: ЦНИИ "Электроприбор". 2008. С. 163-165.
8. Somov Ye. I. Optimal synthesis of gyromoment guidance and control for spacecraft and free-flying robots // Proceedings of 6th European Nonlinear Dynamics Conference (ENOC 2008). Saint Petersburg: IME RAS. 2008. IPACS Electronic Library: <http://lib.physcon.ru/?item=1645>. P.1-6.
9. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Сорокин А.В., Платонов В.Н. Управление силовыми гиросиловыми комплексами космических аппаратов // Труды X Санкт-Петербургской Международной конференции по интегрированным навигационным системам. С.-Петербург: ЦНИИ "Электроприбор". 2003. С. 278-294.
10. Сомов Е.И., Мещеряков С.С. Оценка реализуемости поворотного маневра космического аппарата при неопределенности накопленного кинетического момента силового гиросилового комплекса // Известия Самар. науч. центра РАН. 2008. Том 10. №3. С. 799-807.
11. Сомов Е.И., Герасин И.А. Оценка реализуемости поворотного маневра космического аппарата, управляемого избыточной системой гиросилового наведения // Управление движением и навигация летательных аппаратов. Самара: СГАУ. 1997. Том 2. С. 106-110.
12. Сомов Е.И., Бутырин С.А., Бутко А.В. Программная среда для формирования функционального облика систем гиросилового наведения космических телескопов // Известия Самар. науч. центра РАН. 2008. Том 10. № 3. С. 808-814.
13. Алчинов А.И., Беклемишев Н.Д., Кекелидзе В.Б. Методы цифровой фотограмметрии. Технология "Талка". М.: МГУП. 2007. 260 с.

ECONOMICAL METHODS FOR ENSURING A HIGH INFORMATIVITY OF LAND-SURVEY AT A SPACECRAFT GYROMOMENT GUIDANCE

© 2009 E.I. Somov, S.A. Butyrin

Samara Scientific Center, Russian Academy of Sciences

Economical methods for a planning of the Earth scanning optoelectronic observation by the spacecraft gyromoment guidance, are presented.

Keywords: spacecraft, gyromoment guidance, the observation planning.