

### К ВОПРОСУ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРБИТЫ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ТЕКУЩИХ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ НАЗЕМНЫМИ СРЕДСТВАМИ РАДИОНАВИГАЦИИ

В настоящее время в бортовом и наземном комплексах управления используется навигационная информация от спутниковых радионавигационных систем (СРНС) «ГЛОНАСС» и GPS. В качестве дополнительного источника навигации могут использоваться измерения текущих навигационных параметров (ИТНП) от наземных средств радионавигации. При проектировании автоматизированных систем управления современных космических аппаратов дистанционного зондирования Земли (КА ДЗЗ) в части выбора основных и дублирующих средств навигационного обеспечения возникает необходимость в оценке точности определения орбиты по измерениям ИТНП.

ИТНП представляют собой измерения дальности до КА и скорости её изменения, а также угловые значения направления на КА в пунктовой системе координат. По результатам статистической обработки измерений получают навигационную оценку  $\hat{Q}_{ИТНП}$  параметров движения центра масс КА в геоцентрической системе координат, которая используется в наземном комплексе управления, и, при необходимости, в бортовом комплексе управления. Для выбора и обоснования схем навигационных измерений ИТНП (количества и размещения сеансов измерений вдоль орбиты) при проектировании КА необходима информация о корреляционной матрице ошибок  $K_{ИТНП}$  для оценок  $\hat{Q}_{ИТНП}$ , которые получаются по одному проходу над наземными средствами радионавигации.

В процессе лётно-конструкторских испытаний КА с использованием наземных средств радионавигации получены максимальные значения отклонений навигационных оценок, обусловленные точностью построения орбиты, рассчитанных по результатам одного прохода КА над наземным измерительным пунктом и спрогнозированные в НКУ на суточный интервал. Для суточного интервала прогнозирования навигационной оценки в НКУ получены максимальные отклонения на оси  $\rho$ ,  $\tau$ ,  $\nu$  орбитальной системы координат (ОСК). Отклонение вдоль орбиты принимает значение  $\delta\tau_{ИТНП}^{пр}$ . Используем для выражения матрицы  $K_{ИТНП}$  соотношения для матриц ошибок вектора  $\hat{Q}_{ИТНП}$  от момента  $t_0$  в прогнозе на интервал до момента времени  $t^*$  [1]:

$$K_q(t^*) = \Phi_{t^*} K_{ИТНП}(\Phi_{t_0})^T, \quad (1)$$

где  $\Phi_{t^*}$  – матрица баллистических производных параметров вектора  $q(t^*)$  по параметрам вектора  $q(t_0)$  на момент получения  $\hat{q}_{ИТНП}$ . На диагонали матрицы  $K_q(t^*)$  ошибок навигационной оценки по одному сеансу ИТНП в прогнозе на сутки ( $t^*$ ) стоят дисперсии  $\sigma_r^2(t^*), \sigma_z^2(t^*), \sigma_n^2(t^*), \sigma_{v_r}^2(t^*), \sigma_{v_z}^2(t^*), \sigma_{v_n}^2(t^*)$ . Второй диагональный элемент матрицы  $K_q(t^*)$  равняется квадрату дисперсии  $\sigma_t^2(t^*)$ , и его среднее квадратическое отклонение (СКО) примем равным величине  $\delta t_{ИТНП}^{ПР}$ , полученной в результате испытаний.

Матрицу  $K_q(t^*)$  (1) предлагается искать как результат точности оценки  $\hat{q}_2$ , полученной обработкой по методу наименьших квадратов (МНК) двух векторов измерений  $q^{(1)}, q^{(2)}$  на моменты времени  $t_1, t_2$  в геоцентрической системе координат с матрицей ошибок  $D_j$  ( $j = 1, 2$ ) в ОСК, соответствующей точности наземных средств радионавигации.

Выражение для вычисления ковариационной матрицы ошибок оценки МНК  $\hat{q}_2$  в ОСК имеет вид [1]:

$$K_{\hat{q}}(t_2) = \left( H_{\Phi}^T (D^2)^{-1} H_{\Phi} \right)^{-1}, \quad (2)$$

где  $H_{\Phi} = (\Phi_{12} \Phi_{22})^T$ ;  $\Phi_{12}, \Phi_{22}$  – матрицы баллистических производных между моментами времени  $t_1, t_2$ ,  $D^2 = \begin{pmatrix} D_1 & 0 \\ 0 & D_2 \end{pmatrix}$  – блочная матрица, состоящая из весовых матриц  $D_j$ . Предлагается рассматривать  $K_{ИТНП}$  в качестве  $K_{\hat{q}}(t_2)$ . Полагаем верным равенство:  $K_{\hat{q}}(t_2) = K_{ИТНП}$ .

В качестве параметра оптимизации для вычисления матриц будем использовать длину интервала времени  $\Delta t$  между временами навигационных измерений  $t_1$  и  $t_2$  ( $t_2 = t_1 + \Delta t$ ). Решается задача оптимизации по поиску такого интервала времени  $\Delta t$  между  $t_1$  и  $t_2$  (двумя векторами измерений), при котором СКО ошибки вдоль орбиты оценки по МНК в прогнозе на суточном интервале равнялось бы заданной величине  $\delta t_{ИТНП}^{ПР}$ .

Исходя из соотношений МНК для ошибки СКО вдоль орбиты ( $\delta t$ ), можно запи-

сать следующую целевую функцию:

$$\text{СКО}_t \left( \Phi_{t_0}^T \left( H_\Phi^T (D^2)^{-1} H_\Phi \right)^{-1} \Phi_{t_0}^T \right) \xrightarrow{\Delta t} \delta \sigma_{\text{ИТНП}}^{\text{ПР}}$$

Таким образом, используя монотонный характер изменения ошибки вдоль орбиты, можно выбрать значение  $\Delta t$ , для которого значение указанного СКО равняется

$$\delta \sigma_{\text{ИТНП}}^{\text{ПР}}, \text{ при этом матрица } K_{\text{ИТНП}} = \left( H_\Phi^T (D^2)^{-1} H_\Phi \right)^{-1}.$$

В результате решения задачи оптимизации с выбранными значениями  $\delta \sigma_{\text{ИТНП}}^{\text{ПР}}$  и  $D$ , для характерной орбиты КА ДЗЗ величина  $\Delta t$  оказалась близкой по продолжительности короткому проходу над наземным измерительным пунктом.

Матрица ошибок  $K_{\text{ИТНП}}$  вычисляется, как результат решения «обратной» задачи к определению точности прогнозирования навигационных параметров, полученных обработкой двух векторов навигационных измерений на интервале, соизмеримом с длительностью сеанса измерений текущих навигационных параметров. Результаты оценки матрицы ошибок используются при проектных исследованиях. При этом для оценки точности орбиты определённой по нескольким сеансам ИТНП каждый сеанс рассматривается как вектор измерений в точке кульминации с матрицей ошибок  $K_{\text{ИТНП}}$ . Например, точность орбиты по двум сеансам ИТНП определяется матрицей  $K_q(t_2)$  по соотношению (2) для двух векторов  $q^{(1)}$ ,  $q^{(2)}$  в точках  $t_1$  и  $t_2$  кульминации над наземными средствами с матрицами ошибок  $D_1 = D_2 = K_{\text{ИТНП}}$ .

#### Библиографический список

1. Эльясберг, П.Е. Определение движения по результатам измерений [Текст]/ П.Е. Эльясберг. – М.: Наука, 1976.