## УДК 629.78

## И.Н. Карцан, Е.С. Жукова, Р.В. Карцан

# Баллистическое и временное обеспечение космических аппаратов на различных орбитах

Рассмотрено баллистическое и временное обеспечение космических аппаратов на различных орбитах.

Ключевые слова: космический аппарат, навигационный параметр, вектор состояния.

Применение сигналов космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS для навигационного и временного обеспечения космических аппаратов (КА) на низких орбитах к настоящему моменту стало общепринятым. Как в международной практике, так и в Российской Федерации имеется опыт размещения и успешной эксплуатации навигационных приемников сигналов космических навигационных систем ГЛОНАСС/GPS на борту КА, находящихся на низких орбитах. Разработан и опробован в условиях орбитального полета низколетящих спутников ряд образцов навигационной аппаратуры. Условия применения систем ГЛОНАСС и GPS для навигации космических аппаратов на высоких орбитах отличаются наличием разрывного навигационного поля, больших перерывов в сеансах измерений и меньшим энергетическим потенциалом навигационной радиолинии между спутником и навигационными КА в силу большего расстояния между ними по сравнению с низкоорбитальным потребителем. Постоянно возрастает интерес к применения космических навигационных систем ГЛОНАСС и GPS для координатно-временного обеспечения спутников, размещенных на геостационарной и высокоэллиптической орбитах.

Исходя из существующих в настоящее время методик, возникла необходимость в разработке новой методики высокоточного определения текущих параметров движения КА на всех типах орбит.

В качестве измеряемых навигационных параметров выступают кодовая псевдодальность и радиальная псевдоскорость (либо доплеровское смещение) между КА и НКА КНС ГЛОНАСС и GPS [1, 2].

Как показала практика использования НАП в составе зарубежных КА, размещенных на высокоэллиптических и геостационарных орбитах, а также на переходных орбитах, на данных высотах обеспечивается прием навигационных сигналов НКА КНС ГЛОНАСС и GPS.

Измеряемые навигационные параметры записываются следующим образом. Геометрическая дальность между КА и навигационными спутниками записывается в форме

$$D_{geom}(t_{rsv}, t_{trans}) = \sqrt{(X(t_{rsv}) - X_{nka}(t_{trans}))^2 + (Y(t_{rsv}) - Y_{nka}(t_{trans}))^2 + (Z(t_{rsv}) - Z_{nka}(t_{trans}))^2} =$$

$$= |\bar{\mathbf{r}}(t_{rsv}) - \bar{\mathbf{r}}_{nka}(t_{trans})| = \sqrt{(\bar{\mathbf{r}}(t_{rsv}) - \bar{\mathbf{r}}_{nka}(t_{trans}), \bar{\mathbf{r}}(t_{rsv}) - \bar{\mathbf{r}}_{nka}(t_{trans}))},$$

$$(1)$$

где  $\mathbf{r}(t_{rsv}) = (X(t_{rsv}), Y(t_{rsv}), Z(t_{rsv}))$  – координаты КА на момент проведения измерения  $t_{\rm ИЗM}$ ;  $\mathbf{r}_{nka}(t_{trans}) = (X_{nka}(t_{trans}), Y_{nka}(t_{trans}), Z_{nka}(t_{trans}))$  – координаты НКА в инерциальной экваториальной геоцентрической системе координат (ИЭГСК) на момент излучения навигационного сигнала с борта НКА  $t_{trans}$ .

При этом предполагается, что бортовые шкалы времени КА и НКА синхронизированы и не имеют начального расхождения, а также отсутствует уход задающего генератора бортовой шкалы времени КА.

Величина  $t_{rsv} - t_{trans}$  – это время распространения навигационного сигнала между КА и НКА и в первом приближении может быть записана в виде

$$t_{rsv} - t_{trans} = \frac{D_{geom}(t_{rsv}, t_{trans})}{C},$$

где С – скорость распространения радиоволн в вакууме.

Измеренная псевдодальность между КА и НКА записывается в следующей форме [1]:

 $D_{means}(t_{rsv}, t_{trans}) = D_{geom}(t_{rsv}, t_{trans}) + c \cdot \Delta t + \delta D_{app} + \delta D_{oct}, \qquad (2)$ 

где  $D_{means}(t_{rsv}, t_{trans})$  – измеренная псевдодальность между КА и НКА на момент времени приема сигнала на  $t_{rsv}$ ;  $D_{geom}$  – геометрическая дальность между КА и НКА на момент времени  $t_{rsv}$ ; c – скорость распространения радиоволн в вакууме, c = 299754 км/с;  $\Delta t$  – величина расхождения БШВ КА относительно системных шкал времен КНС ГЛОНАСС/GPS;  $\delta D_{app}$  – аппаратурная погрешность измерения псевдодальности;  $\delta D_{oct}$  – остаточная погрешность измерения псевдодальности;  $\delta D_{oct}$  – остаточная погрешность измерения на на погрешность измерения псевдодальности.

Из данных параметров наибольшую погрешность в измерение псевдодальности вносит величина расхождения БШВ КА и НКА  $\Delta t$ . Ее значение определяется нестабильностью бортового задающего генератора шкалы времени КА.

Величина расхождения БШВ КА и системных шкал времен КНС ГЛОНАСС/GPS обусловлена следующими факторами:

- погрешностью начальной синхронизации временных шкал КНС и КА;

- уходом частоты задающего генератора БШВ НАП.

Медленноменяющаяся часть ухода частоты характеризуется средним (на некотором заданном интервале) относительным отклонением частоты – долговременной нестабильностью

$$\delta f = \frac{f_{\rm H} - f_{\rm cp}}{f_{\rm H}},\tag{3}$$

где  $f_{\rm H}$  – номинальное значение частоты,  $f_{\rm cp}$  – среднее значение частоты задающего генератора на заданном интервале.

Геометрическая радиальная скорость между КА и НКА ГЛОНАСС/GPS получена дифференцированием выражения (1) по времени и записывается в следующей форме:

$$V_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv}) = \frac{dD_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv})}{dt} = \frac{(X - X_{nka})(Vx - Vx_{nka})}{D_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv})} + \frac{(Y - Y_{nka})(Vy - Vy_{nka})}{D_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv})} + \frac{(Z - Z_{nka})(Vz - Vz_{nka})}{D_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv})},$$
(4)

где  $\mathbf{r}(t_{rsv}) = (X(t_{rsv}), Y(t_{rsv}), Z(t_{rsv}), Vx(t_{rsv}), Vy(t_{rsv}), Vz(t_{rsv})) - координаты и вектор скорости КА на$  $момент проведения измерения <math>t_{rsv}$ ;  $\mathbf{r}_{nka}(t_{trans}) = (X_{nka}(t_{trans}), Y_{nka}(t_{trans}), Z_{nka}(t_{trans}), Vx_{nka}(t_{trans}), Vy(t_{trans}), Vz_{nka}(t_{trans})) - координаты и вектор скорости НКА в ИЭГСК на момент излучения нави$  $гационного сигнала с борта НКА <math>t_{trans}$ .

На практике измеренная радиальная псевдоскорость между КА и НКА записывается в следующей форме [6]:

$$V(t_{rsv}, t_{rsv}) = V_{geom}(t_{rsv}, t_{rsv}) + c \cdot \frac{d\Delta t}{dt} + \delta V_{app} + \delta V_{oct},$$
(5)

где  $V_{geom}$  – геометрическая радиальная скорость между КА и НКА на момент времени  $t_{rsv}$ ; c – скорость распространения радиоволн в вакууме, c = 299754 км/с;  $\frac{d\Delta t}{dt}$  – скорость расхождения БШВ КА относительной системной шкалы времени КНС ГЛОНАСС;  $\delta V_{app}$  – аппаратная погрешность измерения радиальной псевдоскорости;  $\delta V_{oct}$  – остаточная погрешность измерения радиальной псевдоскорости;  $\delta V_{oct}$  – остаточная погрешность измерения радиальной псевдоскорости, обусловленная погрешностью эфемерид НКА и уходом шкалы времени НКА относительно СШВ КНС.

Скорость расхождения бортовой шкалы времени является случайной величиной с нормальным распределением и среднеквадратическим отклонением, увеличивающимся со скоростью 10<sup>-9</sup> м/с. Эквивалентное значение изменения псевдоскорости составит 0,3 м/с. Поэтому для исключения этой сложно моделируемой составляющей предлагается использовать разность измерений радиальной псевдоскорости между КА и парой НКА вместо прямого измерения радиальной псевдоскорости.

В качестве вектора определяемых параметров (вектора состояния) выступают координаты и вектор скорости КА, заданные в виде кеплеровых элементов:

$$\mathbf{q} = (a, e, i, \Omega, \omega, E), \tag{6}$$

где *а* – большая полуось орбиты КА, км; *е* – эксцентриситет орбиты КА, б/р; *i* – наклонение

орбиты КА, рад;  $\Omega$  – долгота восходящего узла орбиты КА, рад;  $\omega$  – аргумент широты перигея орбиты КА, рад; E – эксцентрическая аномалия орбиты КА, рад.

В предлагаемой методике, основанной на измерении псевдодальностей между КА и НКА КНС, измерения разности псевдодальностей и псевдоскоростей проводятся между КА и как минимум двумя НКА. При этом в моменты отсутствия данных измерений производится прогнозирование вектора кинематических параметров КА на основании последнего полученного апостериорного вектора состояния. В моменты наличия измерений для определения вектора состояния КА используется многоканальный последовательный фильтр Калмана для нелинейных моделей движения и измерения, позволяющий определять вектор состояния КА по измерениям псевдодальностей и псевдоскоростей между КА НКА рабочего созвездия с числом не менее двух по модифицированным формулам:

$$\mathbf{q}_{00} = \mathbf{q}_0(t_0),\tag{7}$$

$$\mathbf{P}_{00} = \mathbf{P}_0(t_0),\tag{8}$$

$$\frac{d\mathbf{q}(t)}{dt} = f(\mathbf{q}(t), t), \tag{9}$$

$$\mathbf{q}(t_{k-1}) = \mathbf{q}_{k-1k-1},\tag{10}$$

$$\mathbf{q}_{kk-1} = \mathbf{q}(t_k), \tag{11}$$

$$\mathbf{P}_{kk-1} = s\mathbf{\Phi}_{kk-1}\mathbf{P}_{k-1k-1}\mathbf{\Phi}_{kk-1} + \mathbf{Q}_k, \quad s \ge 1,$$
(12)

$$\mathbf{P}_0(t_k) = \mathbf{P}_{kk-1},\tag{13}$$

$$\tilde{\mathbf{q}}_0(t_k) = \mathbf{q}_{kk-1},\tag{14}$$

$$\mathbf{y}_i(t_k) = h_i(t_k, \mathbf{q}_i(t_k)) + v_i(t_k), \tag{15}$$

$$\mathbf{P}_{i}(t_{k}) = \mathbf{P}_{i-1}(t_{k}) - \mathbf{P}_{i-1}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k})(\mathbf{R}_{i}(t_{k}) + \mathbf{H}_{i}(t_{k})\mathbf{P}_{i-1}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k}))^{-1}\mathbf{H}_{i}(t_{k})\mathbf{P}_{i-1}(t_{k}),$$
(16)

$$\tilde{\mathbf{q}}_{i}(t_{k}) = \tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_{k}) + \mathbf{P}_{i}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k})\mathbf{R}_{i}^{-1}(t_{k})(\mathbf{y}_{i}(t_{k}) - h_{i}(t_{k},\tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_{k}))), \quad i \in 1,...,M,$$
(17)

$$\mathbf{q}_{kk} = \tilde{\mathbf{q}}_M(t_k),\tag{18}$$

$$\mathbf{P}_{kk} = \mathbf{P}_M(t_k),\tag{19}$$

где  $\mathbf{P}_{00} = \mathbf{P}_0(t_0)$  – априорная ковариационная матрица априорного вектора состояния КА на начальный момент времени  $t_0$ ;  $\mathbf{q}_{00} = \mathbf{q}_0(t_0)$  – априорный вектор состояния (6) КА на начальный момент времени  $t_0$ ;  $f(\mathbf{q}(t),t)$  – правая часть уравнений движения КА, по которым производится прогнозирование его вектора состояния;  $\mathbf{q}_{k-1k-1}$  – апостериорный вектор состояния КА на момент времени  $t_{k-1}$ ;  $\mathbf{q}(t_{k-1})$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_{k-1}$ ;  $\mathbf{q}_{kk-1}$  – прогноз апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки всех измерений на моменты времени  $t_0,...,t_{k-1}$ ;  $\mathbf{q}(t_k)$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\mathbf{P}_{k-1k-1}$  – апостериорная ковариационная матрица апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\mathbf{P}_{k-1k-1}$  – апостериорная ковариационная матрица апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\mathbf{P}_{k-1k-1}$  – апостериорная ковариационная матрица апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_{k-1}$  после обработки всех измерений на моменты времени  $t_0,...,t_{k-1}$ ;  $\mathbf{\Phi}_{kk-1} = \frac{\partial \mathbf{q}(t_k)}{\partial \mathbf{q}(t_{k-1})}$  – матрица частных производных от вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  по вектору состояния КА  $\mathbf{q}_{k-1k-1}$  на момент времени  $t_{k-1}$ , рассчитывается по следующей формуле:

$$\Phi_{kk-1} = \begin{bmatrix}
1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\
0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\
-\frac{3}{2}\sqrt{\frac{\mu}{a_{k-1}^5}} \frac{(t_k - t_{k-1})}{(1 - e_{k-1}\cos E_k)}} & \frac{\sin E_k - \sin E_{k-1}}{1 - e_{k-1}\cos E_k} & 0 & 0 & 0 & \frac{1 - e_{k-1}\cos E_{k-1}}{1 - e_{k-1}\cos E_k} \end{bmatrix},$$
(20)

где  $\mathbf{q}(t_k) = (a(t_k), e(t_k), i(t_k), \Omega(t_k), \omega(t_k), E(t_k)) - (a_k, e_k, i_k, \Omega_k, \omega_k, E_k)$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\mathbf{q}(t_{k-1}) = (a(t_{k-1}), e(t_{k-1}), i(t_{k-1}), \Omega(t_{k-1}), \omega(t_{k-1}), E(t_{k-1})) = (a_{k-1}, e_{k-1}, i_{k-1}, \Omega_{k-1}, \omega_{k-1}, E_{k-1})$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_{k-1}$ .

Данная формула получена исходя из того, что на малых интервалах времени движение КА с учетом всех возмущений практически совпадает с кеплеровым движением спутника;  $\mathbf{P}_{kk-1}$  – прогноз ковариационной матрицы апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки всех измерений на моменты времени  $t_0,...,t_{k-1}$ ; s – коэффициент усиления ковариационной матрицы;  $\mathbf{Q}_k$  – матрица шумов модели движения КА;  $\mathbf{P}_0(t_k)$  – априорная ковариационная матрица априорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\tilde{\mathbf{q}}_0(t_k)$  – априорный вектор состояния КА на момент времени  $t_k$ ;  $\tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_k), i \in 1,...,M$  – апостериорный вектор состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки (i-1) измерения;  $\tilde{\mathbf{q}}_i(t_k), i \in 1,...,M$  – апостериорный вектор состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки i измерений;  $\mathbf{y}_i(t_k), i \in 1,...,M$  – вектор размерности 2 из разности измеренных псевдоскоростей между КА и НКА рабочего созвездия на момент времени  $t_k$ , имеющий следующий вид:

$$\mathbf{y}_{i}(t_{k}) = \begin{bmatrix} D_{m}(t_{k}) - D_{l}(t_{k}) \\ V_{m}(t_{k}) - V_{l}(t_{k}) \end{bmatrix},$$
(21)

где  $D_m(t_k)$ ,  $D_l(t_k) - m$ -я и l-я измеренные псевдодальности между КА и НКА,  $V_m(t_k)$ ,  $V_l(t_k) - m$ -я и l-я измеренные радиальные псевдоскорости между КА и НКА;  $v_i(t_k) \in N(0, R_i(t_k))$ ,  $i \in 1, ..., M$ – шум разностей измеренных псевдодальностей и радиальных псевдоскоростей между КА и НКА рабочего созвездия с числом не менее двух, гауссовский случайный вектор размерности той же, что и  $\mathbf{y}_i(t_k)$ , с нулевым математическим ожиданием и ковариационными матрицами  $R_i(t_k)$  соответственно;  $\mathbf{R}_i(t_k)$  – ковариационная матрица шума *i*-й разности измеренных псевдодальностей и радиальных псевдоскоростей между КА и НКА рабочего созвездия с числом не менее двух на момент времени  $t_k$ ;  $h_i(t_k, \mathbf{q}_{i-1}(t_k))$  – функция модели измерений, по которой рассчитывается значение измеряемого параметра на основании полученного после обработки *i*-1 измерения апостериорного вектора состояния космического аппарата-потребителя  $\mathbf{q}_{i-1}(t_k)$ . Данная функция рассчитывается по следующим формулам:

$$h_i(t_k, \mathbf{q}_{i-1}(t_k)) = \begin{pmatrix} D_{m,geom}(t_k) - D_{l,geom}(t_k) \\ V_{m,geom}(t_k) - V_{l,geom}(t_k) \end{pmatrix},$$
(22)

где  $D_{m,geom}(t_k)$ ,  $D_{l,geom}(t_k)$  – расчетные дальности между КА и *m* -м и *l* -м навигационными спутниками соответственно, рассчитываемые по формуле (1),  $D_{m,geom}(t_k)$ ,  $D_{l,geom}(t_k)$  – расчетные радиальные скорости дальности между КА и *m* -м и *l* -м навигационными спутниками соответственно, рассчитываемые по формуле (4). При этом координаты и вектор скорости КА рассчитывается на основании вектора  $\mathbf{q}_{i-1}(t_k)$ , а координаты и вектор скорости навигационных спутников рассчитываются на основании их эфемерид, полученных в навигационной аппаратуре потребителя.

 $\mathbf{H}_{i}(t_{k}) = \frac{\partial h_{i}(t_{k}, \mathbf{q}(t_{k}))}{\partial \mathbf{q}(t_{k})}$  – матрица частных производных от функции модели измерения по векто-

ру состояния КА.  $\mathbf{P}_{i-1}(t_k)$  – прогноз ковариационной матрицы апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки (i-1) измерения;  $\mathbf{P}_i(t_k)$  – ковариационная матрица апостериорного вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки i измерений;  $h_i(t_k, \tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_k))$  – функция модели измерений, по которой рассчитывается значение измеряемого параметра на основании полученного апостериорного вектора состояния КА  $\tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_k)$ , рассчитывается по формуле (22); M – общее количество разностей измеренных псевдодальностей и радиальных псевдосокоростей на момент времени  $t_k$ ;  $\mathbf{P}_{kk}$  – ковариационная матрица оценки вектора состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки всех M измерений;  $\mathbf{q}_{kk}$  – апостериорный вектор состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки всех M измерений.

Уравнения (7)–(19) получены следующим образом. Измерения обрабатываются фильтром Калмана, рекуррентным по номеру канала, а не по времени. Уравнения модели движения и модели измерения записываются в следующем виде соответственно:

$$\mathbf{q}_i(t_k) = \mathbf{q}_{i-1}(t_k), \qquad (23)$$

$$\mathbf{y}_i(t_k) = h_i(t_k, \mathbf{q}_i(t_k)) + v_i(t_k), \qquad (24)$$

$$i \in 1, \dots, M$$
,

где  $\mathbf{q}_{i-1}(t_k)$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки (i-1) измерения;  $\mathbf{q}_i(t_k)$  – вектор состояния КА на момент времени  $t_k$  после обработки i измерений.

Соответствующий фильтр Калмана записывается в следующем виде:

$$\mathbf{P}_{0}(t_{k}) = \mathbf{P}_{kk-1},$$

$$\tilde{q}_{0}(t_{k}) = q_{kk-1},$$

$$\mathbf{y}_{i}(t_{k}) = h_{i}(t_{k}, \mathbf{q}_{i}(t_{k})) + v_{i}(t_{k}),$$

$$\mathbf{P}_{i}(t_{k}) = \mathbf{P}_{i-1}(t_{k}) - \mathbf{P}_{i-1}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k})(\mathbf{R}_{i}(t_{k}) + \mathbf{H}_{i}(t_{k})\mathbf{P}_{i-1}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k}))^{-1}\mathbf{H}_{i}(t_{k})\mathbf{P}_{i-1}(t_{k}),$$

$$\tilde{\mathbf{q}}_{i}(t_{k}) = \tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_{k}) + \mathbf{P}_{i}(t_{k})\mathbf{H}_{i}^{T}(t_{k})\mathbf{R}_{i}^{-1}(t_{k})(\mathbf{y}_{i}(t_{k}) - h_{i}(t_{k},\tilde{\mathbf{q}}_{i-1}(t_{k}))), i \in 1,...,M,$$

Матрица шумов модели движения  $\mathbf{Q}_k$  представляет собой матрицу с ненулевыми диагональными элементами, соответствующими погрешностям прогнозирования положения КА за счет погрешности прогноза вектора состояния КА  $\mathbf{q}_{k-1k-1}$  на момент времени  $t_k$  относительно истинного вектора состояния КА.

Ковариационные матрицы шумов разностей измеренных псевдодальностей между КА и НКА,  $\mathbf{R}_i(t_k), i \in 1, ..., M$  представляют собой матрицы размерности 2\*2, в которых по главной диагонали находятся величины, равные априорной дисперсии шума разностей измеренных псевдодальностей и радиальных псевдоскоростей между КА и НКА, а остальные элементы – нули.

Матрица частных производных  $\Phi_{kk-1}$  от вектора состояния КА  $\mathbf{q}(t_k)$  на момент времени  $t_k$  по вектору состояния КА  $\mathbf{q}(t_{k-1})$  на момент времени  $t_{k-1}$  уравнений модели движения рассчитывается по формуле

$$\mathbf{\Phi}_{kk-1} = \frac{\partial \mathbf{q}(t_k)}{\partial \mathbf{q}(t_{k-1})} \,. \tag{25}$$

Матрица частных производных  $\mathbf{H}_i(t_k)$  от функции модели измерений по априорному вектору состояния КА  $\mathbf{q}_i(t_k)$  после обработки *i* измерений на момент времени  $t_k$  рассчитывается по формуле

$$\mathbf{H}_{i}(t_{k}) = \frac{\partial h_{i}(t_{k}, \mathbf{q}_{i}(t_{k}))}{\partial \mathbf{q}_{i}}, \ i \in 1, ..., M,$$
(26)

Таким образом, в каждый момент времени вектор состояния последовательно уточняется по всем M каналам, где каждый канал соответствует измерению разности псевдодальности между КА и НКА. При таком подходе априорный вектор состояния КА-потребителя  $\mathbf{q}_0(t_k) = \mathbf{q}_{kk-1}$  является спрогнозированным значением с предыдущего шага:

$$\frac{d\mathbf{q}(t)}{dt} = f(\mathbf{q}(t), t),$$
$$\mathbf{q}(t_{k-1}) = \mathbf{q}_{k-1k-1},$$
$$\mathbf{q}_{kk-1} = \mathbf{q}(t_k).$$

Апостериорный вектор состояния КА  $\mathbf{q}_{kk}$  на момент времени  $t_k$  получается как результат работы фильтра Калмана, рекуррентного по каналам после обработки всех разностей измеренных псевдодальностей на момент времени  $t_k$ :

$$\mathbf{q}_{kk} = \mathbf{q}_M(t_k),$$

а соответствующая ковариационная матрица апостериорного вектора состояния КА записываются в следующем виде:

$$\mathbf{P}_{kk} = \mathbf{P}_M(t_k).$$

Здесь для расчета спрогнозированного значения с предыдущего шага используется либо модель движения КА с учетом второй зональной гармоники (если интервал времени между поступлениями измерений не превышает некоторого заранее заданного значения), либо полная модель движения КА (при перерывах в сеансах измерений).

Использование данной методики позволит обеспечить определение координат и вектора скорости космических аппаратов в автономном режиме функционирования без привлечения наземных сил и средств, что позволит значительно упростить управление и эксплуатацию спутников, а также повысит эффективность их функционирования за счет более точного баллистического и временного обеспечения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации. Соглашение №14.В37.21.1957.

#### Литература

1. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-трендз, 2000. – С. 115–246.

2. Липкин И.А. Спутниковые навигационные системы. – М.: Вузовская книга, 2001. – С. 65–128.

#### Карцан Игорь Николаевич

Начальник отдела учебного военного центра Сибирского государственного аэрокосмического университета (СибГАУ), Красноярск Тел.: 8 (391) 2-91-91-67 Эл. почта: kartsan@sibsau.ru

### Жукова Екатерина Сергеевна

Аспирант каф. безопасности информационных технологий СибГАУ Тел.: 8 (391) 2-91-91-67 Эл. почта: kartsan@sibsau.ru

## Карцан Руслан Владимирович

Студент 2-го курса СибГАУ Тел.: 8 (391) 2-91-91-67 Эл. почта: kartsan@sibsau.ru

#### Kartsan I.N., Zhukova E.S., Kartsan R.V. Ballistic and time maintenance of space vehicles in various orbits

This article discusses the interim and ballistic supply of space vehicles in different orbits. **Keywords:** satellite, navigation option, state vector.