

## **МЕТОД ТРЕХ БОРТОВЫХ ТОЧЕК В ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ ПРИ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС В ПОЛЕТЕ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

к.т.н. А.А. Журавлёв  
(представил д.т.н., проф. О.Н. Фоменко)

*Рассматривается метод трех бортовых навигационных точек многоцелевых беспилотных аэробаллистических летательных аппаратов (АБ ЛА) для учета неопределенности положения центра масс относительно корпуса аппарата в полете. Основу метода составляют: 1) система трех материальных точек, используемая в качестве модели твердого тела; 2) расширенный вектор измерений кажущегося ускорения и 3) параллельное решение в микропроцессорных вычислительных устройствах уравнений инерциальной навигации для системы трех навигационных точек.*

**Постановка задачи.** Ряд задач мониторинга при управляемом поступательно-вращательном движении маневренного беспилотного АБ ЛА по различным классам траекторий требует точной инерциальной навигации.

В бортовых бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) блок акселерометров установлен в приборном отсеке и не совпадает с виртуальной точкой центром масс. На участках полета с включенным неуправляемым твердотопливным ускорителем возникает неопределенность текущего распределения массы АБ ЛА и неопределенность положения инерциального измерительного блока относительно центра масс. Это обуславливает неопределенности значений вычисляемых на борту навигационных параметров центра масс.

Возникает научно-техническая задача разработать метод инерциальной навигации, позволяющий сузить диапазоны неопределенности вычисляемых в БИНС навигационных параметров центра масс маневренных беспилотных АБ ЛА.

**Анализ литературы.** Для инерциальной навигации и траекторного управления беспилотным АБ ЛА бортовыми вычислительными средствами численным интегрированием по времени решается уравнение инерциальной навигации в инерциальной системе координат [2 – 4]:

$$\mathbf{a}(t) = \dot{\mathbf{w}}_1(t) + \mathbf{g}(\mathbf{r}(t), t) + \mathbf{r}_{\text{цм}}^*(t) \times \boldsymbol{\varepsilon}(t) + (\boldsymbol{\omega}(t) \times \mathbf{r}_{\text{цм}}^*(t)) \times \boldsymbol{\omega}(t) + \Delta \mathbf{a}_1(t) + \Delta \mathbf{a}_n(t);$$

$$\Delta \mathbf{a}_1(t) = \Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t) \times \boldsymbol{\varepsilon}(t) + (\boldsymbol{\omega}(t) \times \Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t)) \times \boldsymbol{\omega}(t), \quad (1)$$

где  $t$  – текущее бортовое время полета, отсчитываемое от момента старта  $t_0$ ;  $\mathbf{a}(t)$  – вектор действительного ускорения центра масс;  $\dot{\mathbf{w}}_1(t)$  – вектор кажущегося ускорения навигационной точки, которая совпадает с началом приборной системы координат, вычисляемый по измеренным сигналам акселерометров;  $\mathbf{g}(\mathbf{r}(t), t)$  – вектор гравитационного ускорения;  $\mathbf{r}(t)$  – радиус-вектор центра масс АБ ЛА в топоцентрической системе координат;  $\mathbf{r}_{\text{цм}}^*(t)$  – программный радиус-вектор, проведенный из программного положения виртуальной точки центра масс в навигационную точку;  $\Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t)$  – вектор, проведенный из программного в фактическое положение точки центра;  $\Delta \mathbf{a}_1(t)$  – вектор неопределенных погрешностей действительного ускорения центра масс, обусловленный неопределенностью положения центра масс;  $\Delta \mathbf{a}_n(t)$  – вектор инструментальных погрешностей;  $\boldsymbol{\varepsilon}(t)$  – вектор мгновенного углового ускорения;  $\boldsymbol{\omega}(t)$  – вектор мгновенной угловой скорости.

При управляемом поступательно – вращательном движении АБ ЛА относительно программной траектории, автомат угловой стабилизации обеспечивает динамическую устойчивость, путем поддержания параметров колебаний относительно центра масс в допустимых пределах.

В процессе управляемых колебаний маневренного АБ ЛА относительно фактического центра масс возникают дополнительные погрешности вычислений ускорений: 1) знакопеременного вращательного ускорения  $\Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t) \times \boldsymbol{\varepsilon}(t)$ ; 2) знакопостоянного центростремительного ускорения  $(\boldsymbol{\omega}(t) \times \Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t)) \times \boldsymbol{\omega}(t)$ . Значения модулей этих погрешностей являются неопределенными величинами.

Инструментальная погрешность  $\Delta \mathbf{a}_n(t)$ , вызванная инструментальными погрешностями  $\Delta_n \dot{\mathbf{w}}_1(t)$  и  $\Delta_n \boldsymbol{\omega}(t)$  измерений ускорений и угловых скоростей соответственно, а также погрешностями  $\Delta \mathbf{g}(t)$  вычисления  $\mathbf{g}(\mathbf{r}_{\text{цм}}(t), t)$  и погрешность  $\Delta \mathbf{a}_1(t)$ , обусловленная погрешностью  $\Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t)$ , приводят к значительным погрешностям  $\Delta_n \mathbf{V}(t)$  и  $\Delta_n \mathbf{r}(t)$ , нарастающим с течением времени  $t$  полета:

$$\Delta_n \mathbf{V}(t) = \int (\Delta \mathbf{a}_n(t) + \Delta \mathbf{a}_1(t)) dt; \quad \Delta_n \mathbf{r}(t) = \int \Delta_n \mathbf{V}(t) dt.$$

В настоящее время отработаны различные методы статистической обработки сигналов бортовых измерителей, функционирующих в условиях помех [5]. Это обеспечивает фильтрацию помех и точность сигналов измерителей, т.е. точность вычисления вектора  $\dot{\mathbf{w}}_1(t)$ .

Для вычисления навигационных параметров  $\mathbf{a}(t)$ ,  $\mathbf{V}(t)$  и  $\mathbf{r}(t)$  требуется априорная информация о векторе  $\Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t)$  [1, 3, 4], что с учетом целе-

вой неопределенности, требует проведения дополнительных предстартовых измерений и расчетов.

В ряде работ [2, 4, 7] для вычисления вектора  $\omega(t)$  абсолютной угловой скорости вращения продольной оси АБ ЛА и контроля датчиков угловых скоростей предлагается использовать в составе БИНС несколько блоков акселерометров, разнесенных в объеме приборного отсека. Однако при вычислении навигационных параметров не учитывается объективная неопределенность вектора  $\Delta r_{цм}(t)$ .

**Цель статьи.** Разработать метод инерциальной навигации, позволяющий сузить диапазоны неопределенностей навигационных параметров центра масс маневренного беспилотного АБ ЛА, вычисляемых в БИНС, на основе использования системы трех точек (как модели твердого тела, совершающего поступательно-вращательное движение), расширения вектора измерений кажущегося ускорения и параллельного вычисления в микропроцессорных вычислительных устройствах навигационных параметров системы трех навигационных точек.

**Основная часть.** Движение АБ ЛА как твердого тела будем рассматривать в инерциальной декартовой начальной стартовой системе координат (НС СК)  $\{O_0; x_0, y_0, z_0\}$ , связанной с точкой старта.

С объектом управления свяжем физическую декартову строительную систему координат (Ст СК)  $\{O_c; x_c, y_c, z_c\}$ . Начало – точка  $O_c$ , поместим в неподвижную относительно корпуса материальную точку конструкции, расположенную на продольной оси АБ ЛА. Ось  $O_c x_c$  направим вдоль продольной оси, а ось  $O_c y_c$  – расположим в главной плоскости симметрии АБ ЛА. На АБ ЛА расположим виртуальную декартову связанную с центром масс систему координат (С СК)  $\{O; x, y, z\}$ . Начало – точку  $O$ , поместим в виртуальную точку (цм), совпадающую с мгновенным положением центра масс АБ ЛА. Оси С СК коллинеарны соответствующим осям Ст СК. Связь между введенными системами координат изображена на рис. 1.

АБ ЛА как твердое тело представляется в виде системы трех неподвижных относительно корпуса материальных точек  $M_k, k = 1, 2, 3$ , разнесенных на максимально возможные расстояния друг от друга, допустимые конструкцией АБ ЛА. Положение этих точек в Ст СК определяется векторами  $r_{c k} = (x_{c k}, y_{c k}, z_{c k})$  (рис. 1).

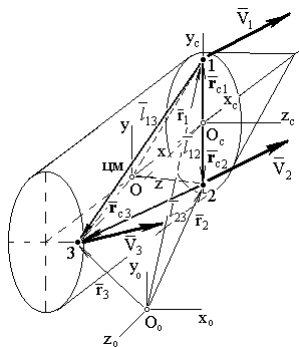


Рис. 1. Связь введенных систем координат

Положение системы трех точек твердого тела в НС СК однозначно определяет положение и ориентацию АБ ЛА в инерциальном пространстве.

При гипотезе, что корпус АБ ЛА в полете не деформируется, векторы  $I_{12} = (x_{12}, y_{12}, z_{12})$ ,  $I_{13} = (x_{13}, y_{13}, z_{13})$  и  $I_{23} = (x_{23}, y_{23}, z_{23})$ , определяющие взаимное расположение материальных точек  $M_k$  в Ст СК подчинены связям

$$\begin{aligned} I_{12} &= \mathbf{r}_{c2} - \mathbf{r}_{c1}; & I_{13} &= \mathbf{r}_{c3} - \mathbf{r}_{c1}; & I_{23} &= \mathbf{r}_{c3} - \mathbf{r}_{c2}; \\ dI_{12}/dt &= 0; & dI_{13}/dt &= 0; & dI_{23}/dt &= 0. \end{aligned} \quad (2)$$

Векторы  $I_{12}$ ,  $I_{13}$  и  $I_{23}$  являются инвариантами по отношению к аффинным преобразованиям Ст СК.

Положение системы  $M_k$  точек в НС СК определяется векторами  $\mathbf{r}_k = (x_{0k}, y_{0k}, z_{0k})$ , которые вычисляются численным интегрированием системы уравнений инерциальной навигации, в которой не нужна информация о векторе  $\mathbf{r}_{цм}(t)$  положения центра масс в Ст СК:

$$d\mathbf{V}_k/dt = \dot{\mathbf{w}}_k(t) + \mathbf{g}_k(\mathbf{r}_k(t), t); \quad d\mathbf{r}_k/dt = \mathbf{V}_k(t); \quad k = 1, 2, 3, \quad (3)$$

где  $\mathbf{V}_k(t)$  – вектор действительной скорости  $M_k$  точки;  $\dot{\mathbf{w}}_k(t)$  – вектор кажущегося ускорения навигационной точки  $M_k$ ;  $\mathbf{g}_k(\mathbf{r}_k(t), t)$  – вектор гравитационного ускорения  $M_k$  точки. Навигационные параметры  $\mathbf{V}_k(t)$  и  $\mathbf{r}_k(t)$  определяются интегрированием системы (3) по времени:

$$\mathbf{V}_k(t) = \mathbf{V}_{k0} + \int_{t_0}^t \dot{\mathbf{w}}_k(t)dt + \int_{t_0}^t \mathbf{g}_k(\mathbf{r}_k(t), t)dt; \quad (4)$$

$$\mathbf{r}_k(t) = \mathbf{r}_{k0} + \mathbf{V}_{k0}(t - t_0) + \int_{t_0}^t \mathbf{w}_k(t)dt + \int_{t_0}^t \mathbf{V}_{gk}(t)dt; \quad (5)$$

$$\mathbf{V}_{k0} = \mathbf{V}_k(t_0); \quad \mathbf{r}_{k0} = \mathbf{r}_k(t_0),$$

где  $\mathbf{V}_{gk}(t)$  – скорость, которую приобретает  $M_k$  точка за время  $t-t_0$  под действием только гравитационного ускорения  $\mathbf{g}_k(\mathbf{r}_k(t), t)$ .

В структурах погрешностей  $\Delta_{и}\mathbf{V}_k(t)$  и  $\Delta_{и}\mathbf{r}_k(t)$  вычисления векторов  $\mathbf{V}_k(t)$  и  $\mathbf{r}_k(t)$  отсутствуют составляющие, обусловленные погрешностью  $\Delta\mathbf{r}_{цм}(t)$ , что приводит к увеличению точности инерциальной навигации.

Рассмотрим бортовую БИНС, в состав которой входят три идентичных измерительно-вычислительных канала (ИВК). Каждый ИВК состоит из блока акселерометров (Бл А 1, 2, 3), аналого-цифрового преобразователя (АЦП) и микропроцессорного вычислительного устройства (МП ВчУ), изображенных на рис. 2.

Каждый блок акселерометров состоит из  $j$  ( $j = 1, 2, 3$ ) равноточных одноосных микромеханических акселерометров оси  $\mathbf{e}_{kj}$ , чувствительности которых образуют физическую приборную косоугольную систему координат (ПК СК)  $\{O_k; \mathbf{e}_{k1}, \mathbf{e}_{k2}, \mathbf{e}_{k3}\}$ , начало – точка  $O_k$  совпадает с ма-

териальной точкой  $M_k$ . Оси  $e_{kj}$  направлены по образующим конуса, продольная ось которого коллинеарна продольной оси  $O_{xc}$ . Ориентация осей  $e_{kj}$  в Ст СК определяется углами  $\mu_k$  – полураствора конуса и  $\eta_{kj}$  – углом поворота оси  $e_{kj}$  относительно продольной оси конуса.

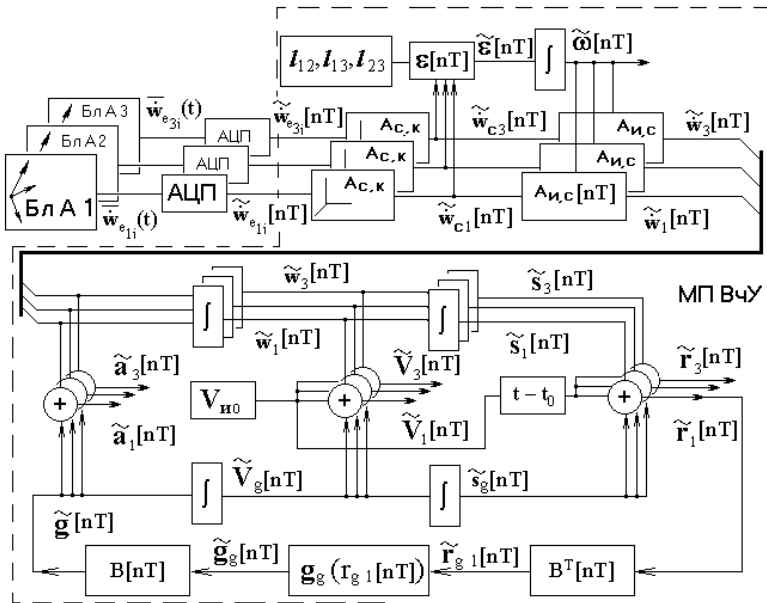


Рис. 2. Схема алгоритма решения уравнений навигации в ИВК

Первичная измерительная информация  $\vec{w}_{e_{kj}}(t)$  в БИНС получается в ПК СК, которые вращаются вместе с АБ ЛА с угловой скоростью  $\omega(t)$ . В АЦП осуществляется квантование по времени с тактом  $T$  и по уровню непрерывных сигналов, поступающих от блока акселерометров, и преобразование их в числовые коды  $\tilde{w}_{e_{kj}}[nT]$ ,  $n$  – номер такта.

Решение навигационной задачи осуществляется в МП В4У для системы материальных точек  $M_k$ . Схема решения уравнений навигации (3), (4), (5) представлена на рис. 2, где волнистая линия над символом обозначает числовой код, соответствующий дискретному моменту времени  $[nT]$ .

Оператор  $A_{c,k}$  преобразует вектор  $\tilde{w}_{e_{kj}}[nT]$  в вектор  $\tilde{w}_{c_k}[nT]$  в проекциях на оси приборной декартовой системы координат. Оператор  $A_{и,c}$  преобразует вектор  $\tilde{w}_{c_k}[nT]$  в проекциях на оси Ст СК в вектор  $\tilde{w}_k[nT]$  в проекциях на оси НС СК. Ориентация связанной с объектом Ст

СК относительно инерциальной НС СК определяется на основе решения уравнений Пуассона

$$\dot{\mathbf{A}}_{и,с}[(n+1)T] = \mathbf{A}_{и,с}[nT] \mathbf{\Omega}_c[nT], \quad (6)$$

где  $\mathbf{A}_{и,с}[nT] = \|a_{ij}\|_{3 \times 3}$  – матрица направляющих косинусов, или ориентации;  $\mathbf{\Omega}_c[nT] = \|b_{ij}\|_{3 \times 3}$  – матрица вращения, выраженная через проекции вектора угловой скорости на оси Ст СК. Элементы  $a_{ij}$  матрицы  $\mathbf{A}_{и,с}[nT]$  выражаются через углы  $\upsilon[nT]$  – тангажа,  $\psi[nT]$  – рысканья и  $\varphi[nT]$  – крена следующими равенствами (для сокращения записи квадратные скобки  $[nT]$  опущены):

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \upsilon \cos \psi; & a_{12} &= \sin \psi \sin \varphi - \sin \upsilon \cos \psi \cos \varphi; \\ a_{13} &= \sin \psi \cos \varphi + \sin \upsilon \cos \psi \sin \varphi; \\ a_{21} &= \sin \upsilon; & a_{22} &= \cos \upsilon \cos \varphi; & a_{23} &= -\cos \upsilon \sin \varphi; \\ a_{31} &= -\cos \upsilon \sin \psi; & a_{32} &= \cos \psi \sin \varphi + \sin \upsilon \sin \psi \cos \varphi; \\ a_{33} &= \cos \psi \cos \varphi - \sin \upsilon \sin \psi \sin \varphi. \end{aligned}$$

Элементы  $b_{ij}$  матрицы  $\mathbf{\Omega}_c[nT]$  выражаются через проекции вектора угловой скорости на оси Ст СК следующими равенствами:

$b_{11}=0$ ;  $b_{12}=-\omega_z$ ;  $b_{13}=\omega_y$ ;  $b_{21}=\omega_z$ ;  $b_{22}=0$ ;  $b_{23}=-\omega_x$ ;  $b_{31}=-\omega_y$ ;  $b_{32}=\omega_x$ ;  $b_{33}=0$ , где проекции вектора  $\boldsymbol{\omega}$  вычисляются путем численного интегрирования в МП ВЧУ по времени соответствующих проекций вектора  $\boldsymbol{\varepsilon} = (\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z)$  углового ускорения. Вектор  $\boldsymbol{\varepsilon}$  углового ускорения вычисляются в МП ВЧУ как функция от векторов  $\tilde{\mathbf{w}}_{сk}[nT]$  кажущихся ускорений точек  $M_k$  [7]:

$$\begin{aligned} \varepsilon_x &= [ \Delta_{12z} c_{21} + \Delta_{13z} c_{22} + \Delta_{23z} c_{23} - \Delta_{12y} c_{31} - \Delta_{13y} c_{32} - \Delta_{23y} c_{33} ] / 2D; \\ \varepsilon_y &= [ \Delta_{12x} c_{31} + \Delta_{13x} c_{32} + \Delta_{23x} c_{33} + \Delta_{12z} c_{11} + \Delta_{13z} c_{12} + \Delta_{23z} c_{13} ] / 2D; \\ \varepsilon_z &= - [ \Delta_{12x} c_{21} + \Delta_{13x} c_{22} + \Delta_{23x} c_{23} + \Delta_{12y} c_{11} + \Delta_{13y} c_{12} + \Delta_{23y} c_{13} ] / 2D, \end{aligned}$$

где векторы  $\mathbf{\Delta}_{12} = (\Delta_{12x}, \Delta_{12y}, \Delta_{12z})$ ;  $\mathbf{\Delta}_{13} = (\Delta_{13x}, \Delta_{13y}, \Delta_{13z})$ ;  $\mathbf{\Delta}_{23} = (\Delta_{23x}, \Delta_{23y}, \Delta_{23z})$  вычисляются по соотношениям:

$$\Delta_{12} = \tilde{\mathbf{w}}_{c1} - \tilde{\mathbf{w}}_{c2}; \quad \Delta_{13} = \tilde{\mathbf{w}}_{c1} - \tilde{\mathbf{w}}_{c3}; \quad \Delta_{23} = \tilde{\mathbf{w}}_{c2} - \tilde{\mathbf{w}}_{c3},$$

где  $c_{ij}$ ,  $D$  – известные параметры;  $D = -(x_{12} c_{11} + x_{13} c_{12} + x_{23} c_{13})$ ;

$$\begin{aligned} c_{11} &= y_{13} z_{23} - y_{23} z_{13}; & c_{12} &= y_{23} z_{12} - y_{12} z_{23}; & c_{13} &= y_{12} z_{13} - y_{13} z_{12}; \\ c_{21} &= x_{23} z_{12} - x_{12} z_{23}; & c_{22} &= x_{13} z_{23} - x_{23} z_{13}; & c_{23} &= x_{12} z_{13} - x_{13} z_{12}; \\ c_{31} &= x_{23} y_{13} - x_{13} y_{23}; & c_{32} &= x_{12} y_{23} - x_{23} y_{12}; & c_{33} &= x_{13} y_{12} - x_{12} y_{13}. \end{aligned}$$

Учитывая, что модель гравитационного поля, используемая для расчета вектора гравитационного ускорения, задается в относительной геоцентрической системе координат, навигационный параметр  $\mathbf{r}_k[nT]$  пересчитывается в относительные координаты  $\mathbf{r}_{gk}[nT]$ , по которым вычисляется  $\mathbf{g}_{gk}(\mathbf{r}_{gk}[nT])$  – гравитационное ускорение относительно невращающейся Земли, которое затем пересчитывается в НС СК:

$$\mathbf{g}_k(\mathbf{r}_k[nT], nT) = \mathbf{B}[nT] \mathbf{g}_{gk}(\mathbf{r}_{gk}[nT]); \quad \mathbf{r}_{gk}[nT] = \mathbf{B}^T[nT] \mathbf{r}_k[nT].$$

Геометрические размеры АБ ЛА малы, что позволяет пренебречь градиентом гравитационного поля внутри корпуса, тогда

$$\mathbf{g}_1(\mathbf{r}_1[nT], nT) = \mathbf{g}_2(\mathbf{r}_2[nT], nT) = \mathbf{g}_3(\mathbf{r}_3[nT], nT),$$

что позволит вычислять вектор  $\mathbf{g}_1(\mathbf{r}_1[nT], nT)$  только для одной точки.

Инструментальные погрешности  $\Delta_{и} \mathbf{r}_k[nT]$   $k = 1, 2, 3$  нарастают с течением времени  $t - t_0$  полета и аппроксимируются функциями вида

$$\Delta_{и} \mathbf{r}_k[nT] = A_{0k} + A_{1k} nT + A_{2k} (nT)^2.$$

Одновременное вычисление значений  $\mathbf{r}_k[nT]$  в трех ИВК местоположения трех навигационных точек в НС СК позволяет скорректировать часть погрешности  $\Delta_{и} \mathbf{r}_k[nT]$ , обусловленной тем, что  $A_{01} \neq A_{02} \neq A_{03}$ ;  $A_{11} \neq A_{12} \neq A_{13}$ ;  $A_{21} \neq A_{22} \neq A_{23}$ . Для этого вычисляются разности:

$\mathbf{r}_{12}[nT] = \mathbf{r}_2[nT] - \mathbf{r}_1[nT]$ ;  $\mathbf{r}_{13}[nT] = \mathbf{r}_3[nT] - \mathbf{r}_1[nT]$ ;  $\mathbf{r}_{23}[nT] = \mathbf{r}_3[nT] - \mathbf{r}_2[nT]$  и сравниваются с эталонными значениями:

$$\begin{aligned} ||\mathbf{r}_{12}[nT]|| - |I_{12}| &\leq \Delta \mathbf{r}_d; & ||\mathbf{r}_{13}[nT]|| - |I_{13}| &\leq \Delta \mathbf{r}_d; \\ ||\mathbf{r}_{23}[nT]|| - |I_{23}| &\leq \Delta \mathbf{r}_d, \end{aligned} \quad (7)$$

где  $\Delta \mathbf{r}_d > 0$  – заданная константа, величина которой определяется допустимой навигационной погрешностью.

Если неравенства (7) выполняются, то погрешности  $\Delta_{и} \mathbf{r}_k[nT]$  одинаковы и не могут быть скорректированы в рамках рассматриваемой навигационной системы. Если одно из неравенств (7) не выполняется, то производится коррекция погрешности. Для этого определяются такие значения  $\mathbf{r}_k^0[nT]$ , при которых минимизируется сумма разностей

$$\min [(\mathbf{r}_1[nT] - \mathbf{r}_1^0[nT])^2 + (\mathbf{r}_2[nT] - \mathbf{r}_2^0[nT])^2 + (\mathbf{r}_3[nT] - \mathbf{r}_3^0[nT])^2]$$

при выполнении условий связи

$$|\mathbf{r}_2^0[nT] - \mathbf{r}_1^0[nT]| = |I_{12}|; |\mathbf{r}_3^0[nT] - \mathbf{r}_1^0[nT]| = |I_{13}|; |\mathbf{r}_3^0[nT] - \mathbf{r}_2^0[nT]| = |I_{23}|.$$

Вычисленные значения  $\mathbf{r}_k^0[nT]$  присваиваются регистрам, содержащим значения навигационных параметров  $\mathbf{r}_k[nT] := \mathbf{r}_k^0[nT]$ .

Для формирования команд траекторного управления, выдаваемых вычислительным устройством на исполнительные органы, необходимы значения навигационных параметров центра масс АБ ЛА, поэтому вектор  $\mathbf{r}[nT]$  положения центра масс в НС СК вычисляется путем осреднения  $\mathbf{r}_k[nT]$  с учетом  $\mathbf{r}_{цм}^*[nT]$  программного положения центра масс

$$\mathbf{r}[nT] = 1/3 \left( \sum_{k=1}^3 \mathbf{r}_k[nT] \right) + \mathbf{A}_{и,с}[nT] \left( \mathbf{r}_{цм}^*[nT] - 1/3 \sum_{k=1}^3 \mathbf{r}_{ck} \right), \quad (8)$$

где  $\mathbf{r}_{цм}^*[nT]$  – программный вектор расположения виртуальной точки **цм** в Ст СК. Вектор  $\mathbf{V}[nT]$  скорости центра масс также вычисляется путем осреднения значений  $\mathbf{V}_k[nT]$  следующим образом:

$$\mathbf{V}[nT] = 1/3 \left( \sum_{k=1}^3 \mathbf{V}_k[nT] \right) + \boldsymbol{\omega}[nT] \times \left( \mathbf{r}_{\text{цм}}^*[nT] - 1/3 \sum_{k=1}^3 \mathbf{r}_{\text{ck}} \right). \quad (9)$$

Расчеты показывают, что для маневренного тактического АБ ЛА погрешность  $\Delta \mathbf{a}_1(t)$  в момент  $t_k$  окончания активного участка в диапазоне  $t_k \in [18 \text{ с}; 30 \text{ с}]$  приведёт к погрешности  $\Delta_{\text{н1}} \mathbf{V}(t_k) \in [-2,2 \text{ м/с}; 3,65 \text{ м/с}]$ . В течение последующих 200 с полета это приведет к неопределенности вычисления значения  $\Delta_{\text{н1}} \mathbf{r}(t) \in [-440 \text{ м}; 730 \text{ м}]$ . Вычисление местоположения АБ ЛА по (8) позволяет уменьшить диапазон неопределенности  $\Delta_{\text{н1}} \mathbf{r}(t)$  до величины неопределенности  $\Delta \mathbf{r}_{\text{цм}}(t_k)$ .

**Выводы.** 1. В качестве модели твердого тела, совершающего поступательно-вращательное движение, целесообразно использовать систему трех навигационных точек, неподвижных относительно корпуса АБ ЛА и отстоящих друг от друга на максимально возможные расстояния, допустимые конструкцией летательного аппарата.

2. Одновременное решение навигационных задач в МП ВчУ трех идентичных ИВК для системы трех навигационных точек, позволяет уменьшить диапазон неопределенности вычисления в полете местоположения центра масс АБ ЛА в НС СК.

## ЛИТЕРАТУРА

1. Егер С.М., Матвиенко А.М., Шаталов И.А. Основы авиационной техники / Под ред. И.А. Шаталова. – М.: Машиностроение, 2003. – 720 с.
2. Ишлинский А.Ю. Механика относительного движения и силы инерции. – М.: Наука, 1981. – 191 с.
3. Колесников К.С. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 2003. – 520 с.
4. Системы управления летательными аппаратами (баллистическими ракетами и их головными частями) / Г.Н. Разоренов, Э.А. Бахрамов, Ю.Ф. Гитов; Под ред. Г.Н. Разоренова. – М.: Машиностроение, 2003. – 584 с.
5. Статистическая динамика и оптимизация управления летательных аппаратов / А.А. Лебедев, М.Н., В.Т. Бобронников, Красильщиков, В.В. Малышев. – М.: Машиностроение, 1985. – 280 с.
6. Фоменко О.Н., Журавлев А.А. Инвариантный контроль инерциально спутниковой навигационной системы в полете аэробаллистического летательного аппарата при интеллектуальном траекторном управлении // Системы обробки інформації. – Х. : ХВУ. – 2004. – Вип. 4. – С. 207 – 215.
7. Журавлев А.А. Инвариантный контроль и диагностика избыточного инерциального измерительно-вычислительного комплекса в полете аэробаллистических летательных аппаратов // Моделювання та інформаційні технології. – К.: НАНУ, ІПМЕ. – 2004. – Вип. 26. – С. 60 – 66.

Поступила 9.08.2004



**ЖУРАВЛЕВ Александр Александрович**, канд. техн. наук доцент, докторант ХВУ. В 1984 году закончил ХВВКИУ. Область научных интересов – методы и математические модели универсализации систем интеллектуального траекторного управления АБ ЛА.

---