

ИНВАРИАНТНЫЙ КОНТРОЛЬ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ В ПОЛЕТЕ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОМ ТРАЕКТОРНОМ УПРАВЛЕНИИ

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

Рассматривается применение методики инвариантного контроля инерциально-спутниковой навигационной системы (ИСНС) в полете аэробаллистического летательного аппарата (АБ ЛА) для контроля целостности спутниковой радионавигационной системы (СРНС), обнаружения воздействия на входы бортовых антенн имитационных помех и для оценки степени влияния внешних возмущений на траекторию.

Вступление. На современном этапе развития бортовых навигационных систем авиационной техники требуемая точность и надежность навигационных определений в полете АБ ЛА достигается путем комплексирования бортовой инерциальной навигационной системы, содержащей избыточное количество измерителей, построенных на различных физических принципах, аппаратурой потребителя (АП) СРНС [3].

В авиационных приемниках АП реализован автономный контроль целостности СРНС, который возможен, если наблюдается избыточное созвездие не менее чем из 6 НКА, что не всегда выполняется. При этом время предупреждения потребителя о нарушении целостности СРНС составляет от 1 до 10 с [2]. Такие значения показателей контроля целостности СРНС неприемлемы для траекторного управления высокодинамичными АБ ЛА, у которых общая продолжительность полета составляет всего несколько сотен секунд.

Опыт применения ИСНС для траекторного управления ЛА показывает, что влияние неопределенных естественных, искусственных или организованных имитационных помех, поступающих на входы антенн АП СРНС, может привести к срыву выполнения целевой задачи.

Проблемой является оперативное и достоверное обнаружение факта воздействия имитационных помех, вызывающих преднамеренное искажение внешних навигационных сигналов СРНС. Поэтому актуальной задачей является разработка интеллектуальной логики и бортовых алгоритмов в реальном масштабе времени, обеспечивающих эффективное использование бортовой аппаратуры и информационных ресурсов многоцелевого

АБ ЛА в условиях имитационных помех.

Цель статьи. Применить методику инвариантного контроля ИСНС в полете АБ ЛА для контроля целостности СРНС, оперативного обнаружения факта воздействия имитационных помех и оценки степени влияния внешних возмущений на траекторию АБ ЛА.

Основная часть. Методика инвариантного контроля ИСНС основана на вычислении и сравнении с эталонами значений инвариантов. Инвариантный контроль базируется на: 1) избыточности миниатюрных измерителей, построенных на различных физических принципах; 2) конструктивном объединении датчиков и микроконтроллеров; 3) мультипроцессорных командно-вычислительных структурах; 4) методе виртуальных стабилизированных платформ и 5) аналитическом описании участков траектории в локальном аэрогравитационном поле Земли.

В полете АБ ЛА бортовая ИСНС позволяет получать навигационную информацию о кинематических параметрах траектории одновременно от двух согласованных и синхронизированных информационно-вычислительных каналов (ИВК), избыточные измерители которых построены на различных физических принципах [3]. Непрерывно функционирующий основной ИВК построен на основе бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС), математически реализует множество виртуально стабилизированных платформ и обеспечивает заданную точность достижения цели управления в условиях радиоэлектронных помех для траекторий различных классов.

ИВК на базе АП СРНС при отсутствии внешних помех обеспечивает однократную или периодическую коррекцию навигационной информации основного канала в полете. В этом канале на основе измерений временных задержек T_i ($i = 1, 2, \dots, I$) распространения радиосигнала по трассе «НКА_{*i*} – АП», также математически реализуется множество виртуально стабилизированных платформ и проводится оценка значений $X_{ГЦ}, Y_{ГЦ}, Z_{ГЦ}$ прямоугольных координат АБ ЛА в геоцентрической системе координат $X_{ГЦ} = \{O_3; X_{ГЦ}, Y_{ГЦ}, Z_{ГЦ}\}$. Составляющие скорости $\dot{X}_{ГЦ}, \dot{Y}_{ГЦ}, \dot{Z}_{ГЦ}$ оцениваются по измерениям доплеровских сдвигов несущих частот сигналов НКА, вызываемых относительным движением АБ ЛА и НКА. Полученные в ходе навигационных определений множество значений координат и составляющих скорости пересчитываются в инерциальную начальную стартовую систему координат (НС СК) $X_0 = \{O_0; X_0, Y_0, Z_0\}$, (в которой задается цель полета), реализованную на основе спутниковых виртуально стабилизированных платформ.

ИВК БИНС на начальном этапе полета (а также при небольшой общей длительности полета) априорно обеспечивает более высокую надеж-

ность и точность вычисления дискретных значений векторов действительных ускорений $\mathbf{a}[t_n]$, скорости центра масс $\mathbf{V}[t_n]$ и местоположения $\mathbf{r}[t_n]$ в НС СК по сравнению с ИВК АП СРНС.

Состояние математической модели инвариантного контроля процесса функционирования бортовой ИСНС АБ ЛА характеризуется множеством возможных состояний Ω_I , которое рассматривается как пространство состояний математической модели инвариантного контроля. Для контроля процесса функционирования бортовой ИСНС в полете АБ ЛА в масштабе реального времени с различной глубиной и на различных участках траектории вводится множество инвариантов $\mathbf{I}_n(t_k) \in \Omega_I \left(n = \overline{1, N} \right)$, в котором выделяются 2 группы:

1) инварианты $\mathbf{I}^n(t_k) \supset \mathbf{I}_n(t_k)$, которые вычисляются в ИВК БИНС:

$$\mathbf{I}^n(t_k) = (I_1^n(t_k), I_2^n(t_k), \dots, I_{n1}^n(t_k), \dots, I_{N1}^n(t_k));$$

$$n_1 = 1, \dots, N_1; \quad k = 0, 1, \dots; \quad t_k - t_{k-1} = \tau = \text{const};$$

2) инварианты $\mathbf{I}^c(t_k) \supset \mathbf{I}_n(t_k)$, которые вычисляются в ИВК АП СРНС:

$$\mathbf{I}^c(t_k) = (I_1^c(t_k), I_2^c(t_k), \dots, I_{n2}^c(t_k), \dots, I_{N2}^c(t_k));$$

$$n_2 = 1, \dots, N_2; \quad k = 0, 1, \dots; \quad t_k - t_{k-1} = \tau = \text{const}.$$

Для оптимизации структуры множества инвариантов $\mathbf{I}_n(t_k)$ выделяется множество универсальных инвариантов $\mathbf{I}^y(t_k)$, входящих в состав обеих групп

$$\mathbf{I}^y(t_k) = \mathbf{I}^n(t_k) \cap \mathbf{I}^c(t_k).$$

Множество $\mathbf{I}^y(t_k)$ составляют: 1) модуль вектора действительного ускорения $|\mathbf{a}[t_n]|$; 2) модуль вектора действительной скорости $|\mathbf{V}[t_n]|$; 3) модуль радиус-вектора $|\mathbf{r}[t_n]|$; 4) значение текущего прогнозируемого промаха $\mathbf{R}^*[t_n]$; 5) модуль вектора абсолютной угловой скорости $|\boldsymbol{\omega}[t_n]|$ продольной оси АБ ЛА и ряд других инвариантов [3]. На множестве $\mathbf{I}^y(t_k)$ определяются три конечномерных вектора, являющиеся функциями дискретного времени

$$\mathbf{I}^{y^s}(t_k) = (I_1^{y^s}(t_k), I_2^{y^s}(t_k), \dots, I_{N_0}^{y^s}(t_k));$$

$$s := \{и, с, *\}; \quad n_0 = 1, \dots, N_0; \quad k = 0, 1, \dots; \quad t_k - t_{k-1} = \tau = \text{const},$$

\mathbf{I}^{y^n} – инварианты, вычисляемые в ИВК БИНС; \mathbf{I}^{y^c} – инварианты, вычисляемые в ИВК АП СРНС; \mathbf{I}^{y^*} – программные значения инвариантов (функционалов), соответствующих расчетной траектории и являющиеся эталонами.

Для множества $\mathbf{I}^y(t_k)$ вводится метрическое пространство, в котором расстояния $\rho[\mathbf{I}^{y^n}(t_k), \mathbf{I}^{y^c}(t_k)]$, $\rho[\mathbf{I}^{y^n}(t_k), \mathbf{I}^{y^*}(t_k)]$, $\rho[\mathbf{I}^{y^c}(t_k), \mathbf{I}^{y^*}(t_k)]$ между элементами $\mathbf{I}^{y^n}(t_k) \in \Omega_I$, $\mathbf{I}^{y^c}(t_k) \in \Omega_I$, $\mathbf{I}^{y^*}(t_k) \in \Omega_I$ определяются действительной функцией

$$\rho\left(\mathbf{I}^{y^s}(t_k), \mathbf{I}^{y^{s+1}}(t_k)\right) = \left[\sum_{i=1}^{N_0} \left(\beta_i \left| I_i^{y^s}(t_k) - I_i^{y^{s+1}}(t_k) \right| \right)^p \right]^{1/p}, \quad (1)$$

где $\beta_i > 0$ – заданные вещественные положительные коэффициенты; $p \geq 1$ – действительное число.

Вводятся $\Delta_{s+1}(t_k)$ показатели инвариантного контроля ИСНС

$$\Delta_{s+1}(t_k) = \begin{cases} 0, & \rho(\mathbf{I}^{y^s}(t_k), \mathbf{I}^{y^{s+1}}(t_k)) \leq \Delta(t_k); \\ 1, & \rho(\mathbf{I}^{y^s}(t_k), \mathbf{I}^{y^{s+1}}(t_k)) > \Delta(t_k), \end{cases} \quad (2)$$

где $\Delta(t_k) > 0$ – действительное число, определяемое допустимым промахом. Возможные комбинации значений показателей и оценка качества функционирования ИСНС при инвариантном контроле представлены в табл. 1.

Таблица 1

Оценка качества функционирования ИВК ИСНС при различных комбинациях значений показателей

№ п/п	$\Delta_{ic}(t_k)$	$\Delta_{i*}(t_k)$	$\Delta_{c*}(t_k)$	Оценка качества функционирования ИВК ИСНС
1	0	0	0	ИСНС функционирует нормально. Движение АБ ЛА происходит в допустимой окрестности программной траектории
2	0	0	1	Отклон. сигналов СРНС от прогр. значений. Инструментальная погрешность ИВК СРНС высокая
3	0	1	0	Отклон. сигналов БИНС от прогр. значений. Инструментальная погрешность ИВК БИНС высокая
4	0	1	1	Одновременное отклон. сигналов БИНС и СРНС от прогр. значений. ИВК ИСНС функционируют нормально при значительном отклонении фактической траектории АБ ЛА от программной траектории
5	1	0	0	Отклон. сигналов СРНС от сигналов БИНС. ИСНС функционирует нормально. Движение АБ ЛА происходит в допустимой окрестности программной траектории
6	1	0	1	Одновременное отклон. сигналов СРНС от сигналов БИНС и от прогр. значений. Сбой в ИВК СРНС
7	1	1	0	Одновременное отклон. сигналов БИНС от сигналов СРНС и от прогр. значений. Сбой в ИВК БИНС
8	1	1	1	Аварийная ситуация

Для увеличения глубины инвариантного контроля ИСНС разрабатываются локальные инварианты, которые применяются только на отдельных участках траектории АБ ЛА. Так в [5] введены локальные статистические инварианты: локальное математическое ожидание, локальная дисперсия и др.

В основу получения локальных инвариантов кладутся фундаментальные

законы механики, описывающие движение управляемого объекта на различных участках полета. Известно [1], что свободное невозмущенное движение материальной точки в центральном гравитационном поле происходит в неподвижной плоскости, проходящей через центр притяжения. Поэтому, учитывая, что в ИВК АП СРНС формируются оценки действительных значений скорости \mathbf{V} и местоположения \mathbf{r} АБ ЛА в НС СК, показателем влияния возмущающих сил на изменение плоскости траектории АБ ЛА выберем единичный вектор \mathbf{b} , нормальный к мгновенной соприкасающейся с траекторией плоскости, в которой с точностью до членов 2-го порядка малости расположены векторы \mathbf{r} – радиус-вектор и \mathbf{V} – вектор скорости центра масс АБ ЛА

$$\mathbf{b} = \mathbf{r} \times \mathbf{V} / |\mathbf{r} \times \mathbf{V}|, \quad (3)$$

$$\text{где } \mathbf{r} = x \mathbf{i} + y \mathbf{j} + z \mathbf{k}; \quad \mathbf{V} = V_x \mathbf{i} + V_y \mathbf{j} + V_z \mathbf{k}; \quad \mathbf{b} = b_x \mathbf{i} + b_y \mathbf{j} + b_z \mathbf{k},$$

$$b_x = (yV_z - zV_y) / C; \quad b_y = (zV_x - xV_z) / C; \quad b_z = (xV_y - yV_x) / C;$$

$$C = [(yV_z - zV_y)^2 + (zV_x - xV_z)^2 + (xV_y - yV_x)^2]^{1/2};$$

$\mathbf{i}, \mathbf{j}, \mathbf{k}$ – орты осей X_0, Y_0, Z_0 инерциальной НС СК.

Обозначим единичные векторы $\mathbf{b}[t_{n-1}]$ и $\mathbf{b}[t_n]$, вычисленные в последовательные дискретные моменты времени t_{n-1} и $t_n = t_{n-1} + \Delta t_{n-1}$ как:

$$\mathbf{b}[t_{n-1}] = \mathbf{b}_{n-1} = b_{x_{n-1}} \mathbf{i} + b_{y_{n-1}} \mathbf{j} + b_{z_{n-1}} \mathbf{k}; \quad \mathbf{b}[t_n] = \mathbf{b}_n = b_{x_n} \mathbf{i} + b_{y_n} \mathbf{j} + b_{z_n} \mathbf{k}.$$

Приращение $\Delta \mathbf{b}_{n-1}$ вектора \mathbf{b}_{n-1} , за время Δt_{n-1} определяется как

$$\Delta \mathbf{b}_{n-1} = \mathbf{b}_n - \mathbf{b}_{n-1} = \Delta b_{x_{n-1}} \mathbf{i} + \Delta b_{y_{n-1}} \mathbf{j} + \Delta b_{z_{n-1}} \mathbf{k}, \quad (4)$$

$\Delta b_{x_{n-1}} = b_{x_n} - b_{x_{n-1}}$ и текущего влияния возмущающих сил на изменение плоскости траектории АБ ЛА введем критерий

$$\Lambda_{b_{n-1}}^s = \max \{ \Lambda_x^s(\Delta b_{x_{n-1}}), \Lambda_y^s(\Delta b_{y_{n-1}}), \Lambda_z^s(\Delta b_{z_{n-1}}) \}; \quad (5)$$

$$\Lambda_{b_{n-1}}^s(\Delta b_{d_{n-1}}) = \begin{cases} 0, & |\Delta b_{d_{n-1}}| \leq \varepsilon_0; \\ 1, & \varepsilon_0 < |\Delta b_{d_{n-1}}| \leq \varepsilon_1; \\ 2, & \varepsilon_1 < |\Delta b_{d_{n-1}}| \leq \varepsilon_2; \\ 3, & \varepsilon_2 < |\Delta b_{d_{n-1}}|, \end{cases}$$

$$d := \{x, y, z\}; \quad \varepsilon_0 > 0; \quad \varepsilon_1 > 0; \quad \varepsilon_2 > 0; \quad \varepsilon_2 > \varepsilon_1 > \varepsilon_0.$$

На различных участках траектории АБ ЛА возможны в зависимости от значений $\Lambda_{b_{n-1}}^s$ следующие случаи.

1. При $\Lambda_{b_{n-1}}^s = 0$, ввиду малой степени влияния возмущающих сил на изменение плоскости траектории, возмущениями можно пренебречь. Движение АБ ЛА происходит в фиксированной плоскости безвоздушного приземного пространства (участок 3 – 4 рис. 1 – плоская кривая).

2. При $\Lambda_{b_{n-1}}^s = 1$, действуют допустимые внешние возмущения, которые приведут только к допустимому значению бокового промаха при

дальнейшем управляемом полете АБ ЛА с нулевыми значениями углов атаки и скольжения. Движение происходит либо в разреженных слоях воздуха (участки 2 – 3 и 4 – 5 траектории рис. 1), либо в плотных слоях при малом уровне возмущений (участки 1 – 2 и 5 – 6 траектории рис. 1). На этих участках траектория обладает кривизной и кручением.

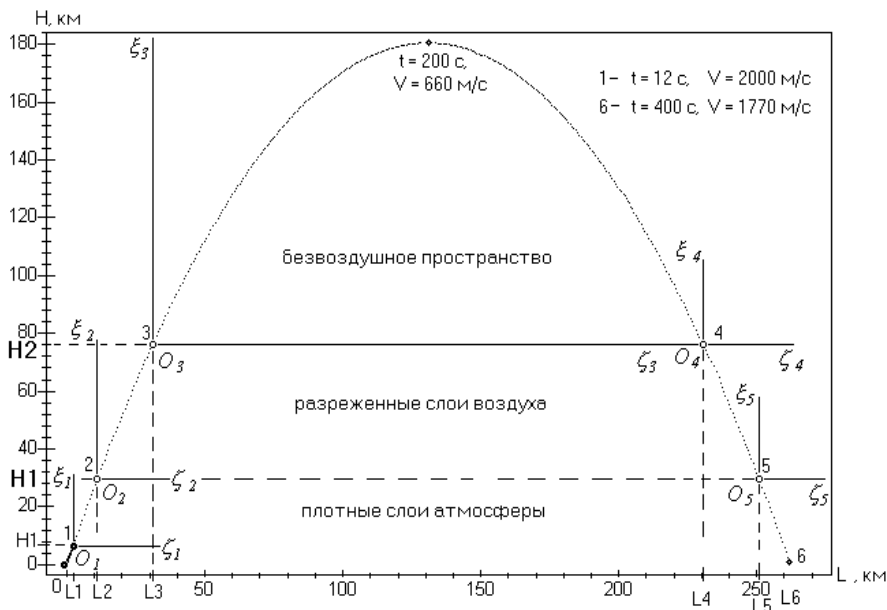


Рис. 1. Основные участки возможной аэробаллистической траектории АБ ЛА

3. При $\Lambda_{b_{n-1}}^s = 2$, действуют допустимые внешние возмущения, которые приведут к допустимому значению бокового промаха при дальнейшем управляемом полете АБ ЛА. Движение происходит в плотных слоях атмосферы (участки 1 – 2 и 5 – 6 рис. 1).

4. При $\Lambda_{b_{n-1}}^s = 3$, действуют недопустимые внешние возмущения, которые приведут к недопустимому значению бокового промаха. Это сигнализирует об аварийной ситуации.

При полете АБ ЛА в безвоздушном пространстве (участок 3 – 4 рис. 1), неравенство $|\Delta b_{d_{n-1}}| \leq \varepsilon_0$ является локальным инвариантом и используется для оперативного инвариантного контроля целостности СРНС и обнаружения момента начала воздействия на АП имитационных помех. Для этого вводится критерий $R_{СРНС 1}$ целостности радионавигационного поля СРНС на основе сравнения между собой значений $\Lambda_{b_{n-1}}^s$:

$$P_{\text{СРНС } 1} = \begin{cases} 0, & \Lambda^c_{b_{n-1}} = \Lambda^u_{b_{n-1}}; \\ 1, & \Lambda^c_{b_{n-1}} \neq \Lambda^u_{b_{n-1}}, \end{cases} \quad (6)$$

Необходимым условием целостности СРНС на этапе движения АБ ЛА в безвоздушном пространстве является $P_{\text{СРНС } 1} = 0$, который формируется при совпадении значений

$$\Lambda^c_{b_{n-1}} = \Lambda^u_{b_{n-1}} = 0. \quad (7)$$

Началом воздействия на АП СРНС организованных помех можно считать дискретный момент времени t_n , когда на этапе движения АБ ЛА в безвоздушном пространстве появляется признак $P_{\text{СРНС } 1} = 1$, который формируется, если

$$\Lambda^c_{b_{n-1}} \neq 0 \text{ и } \Lambda^u_{b_{n-1}} = 0. \quad (8)$$

Это будет означать: 1) либо нарушена целостность СРНС; 2) либо произошел сбой в канале АП СРН. Вторая причина может быть установлена путем тестового самоконтроля канала без использования внешних навигационных сигналов.

Отметим, что значение показателя $\Delta \mathbf{b}_{n-1}$ вычисляется по выражениям (3), (4) в канале АП СРН с использованием двух последовательных оценок кинематических параметров траектории: 1) \mathbf{r}_{n-1} и \mathbf{r}_n , которые формируются по псевдодальностям и 2) \mathbf{V}_{n-1} , \mathbf{V}_n , которые формируются по псевдоскоростям; т.е., одновременно контролируются и дальномерный, и доплеровский каналы АП СРНС.

Для увеличения глубины инвариантного контроля целостности СРНС целесообразно использовать систему локальных инвариантов, вычисляемых на безвоздушном участке траектории: 1) по сигналам только доплеровского канала АП

$$\mathbf{b}_{\mathbf{V}_{n-1}} = \mathbf{V}_n \times \mathbf{V}_{n-1} / |\mathbf{V}_n \times \mathbf{V}_{n-1}|; \quad (9)$$

2) только по сигналам дальномерного канала:

$$\mathbf{b}_{\mathbf{r}_{n-1}} = \mathbf{r}_n \times \mathbf{r}_{n-1} / |\mathbf{r}_n \times \mathbf{r}_{n-1}|; \quad (10)$$

$$\mathbf{b}_{\Delta \mathbf{r}_{n-1}} = \Delta \mathbf{r}_n \times \Delta \mathbf{r}_{n-1} / |\Delta \mathbf{r}_n \times \Delta \mathbf{r}_{n-1}|. \quad (11)$$

Участки траектории, проходящие в вертикальных плоскостях $O_k \zeta_k \xi_k$ $k = 1, 2, 3, 4, 5$ с достаточной для практики точностью, описываются полиномами третьей степени [4]:

$$\zeta_k = a_{0k} + a_{1k} \zeta_k + a_{2k} \zeta_k^2 + a_{3k} \zeta_k^3; \quad (12)$$

$$a_{0k} = \xi_{k0}; \quad a_{1k} = \text{tg } \theta_{k0}; \quad a_{2k} = g_{ck} / 2V_{k0}^2 \cos^2 \theta_{k0}; \quad a_{3k} = 2a_{2k} b_k / 3;$$

$$b_k = \rho_{ck} S_M c_k / m,$$

где S_M – площадь миделя; c_k – коэффициент; m – масса АБ ЛА; g_{ck} – среднеинтегральное по высоте значение ускорения силы земного тяготения, соответствующее локальной подобласти $O_k \zeta_k \xi_k$; ρ_{ck} – среднеинтегральное по высоте значение плотности воздуха, соответствующее ло-

кальной подобласти $O_k \zeta_k \xi_k$.

Значения $a_{m k}$ ($m = 0, 1, 2, 3$) коэффициентов полинома (12) могут быть определены по значениям координат $(x_{n-3}, y_{n-3}, z_{n-3})$, $(x_{n-2}, y_{n-2}, z_{n-2})$, $(x_{n-1}, y_{n-1}, z_{n-1})$, (x_n, y_n, z_n) четырех последовательных точек $R_{n-3}, R_{n-2}, R_{n-1}, R_n$ участка траектории

$$a_{m k} = a_{m k}(x_{n-3}, y_{n-3}, z_{n-3}, x_{n-2}, y_{n-2}, z_{n-2}, x_{n-1}, y_{n-1}, z_{n-1}, x_n, y_n, z_n). \quad (13)$$

Приравнявая соответствующие выражения для коэффициентов в полиноме (12) и (13), получим выражение для локальной инварианты на k -м участке траектории

$$\Lambda_{a k}^s = \max \{ \Lambda_{0 k}^s(\Delta a_{0 k}), \Lambda_{1 k}^s(\Delta a_{1 k}), \Lambda_{2 k}^s(\Delta a_{2 k}), \Lambda_{3 k}^s(\Delta a_{3 k}) \}, \quad (14)$$

где

$$\Lambda_{m k}^s(\Delta a_{m k}) = \begin{cases} 0, & |\Delta a_{m k}| \leq \delta_k; \\ 1, & |\Delta a_{m k}| > \delta_k; \end{cases} \quad \delta_k > 0;$$

$$\begin{aligned} \Delta a_{0 k} &= \xi_{k0} - a_{0 k}; & \Delta a_{1 k} &= \text{tg} \theta_{k0} - a_{1 k}; \\ \Delta a_{2 k} &= V_{k0}^2 \cos^2 \theta_{k0} - g_{ck} / 2 a_{2 k}; & \Delta a_{3 k} &= V_{k0}^2 \cos^2 \theta_{k0} - g_{ck} b_k / 3 a_{3 k}. \end{aligned}$$

Вводится дополнительный критерий $P_{\text{СРНС}2}$ целостности радионавигационного поля СРНС на основе сравнения между собой значений $\Lambda_{a k}^s$, вычисленных в различных ИВК

$$P_{\text{СРНС}2} = \begin{cases} 0, & \Lambda_{a k}^c = \Lambda_{a k}^n; \\ 1, & \Lambda_{a k}^c \neq \Lambda_{a k}^n. \end{cases} \quad (15)$$

Необходимым условием целостности СРНС при движении в безвоздушном пространстве является признак $P_{\text{СРНС}2} = 0$, который формируется при совпадении значений

$$\Lambda_{a k}^c = \Lambda_{a k}^n = 0. \quad (16)$$

Началом воздействия на АП СРНС организованных помех можно считать дискретный момент времени t_n , когда при движении АБ ЛА в безвоздушном пространстве признак $P_{\text{СРНС}2} = 1$, который формируется при

$$\Lambda_{a k}^c = 0 \text{ и } \Lambda_{a k}^n \neq 0. \quad (17)$$

Это означает, что, либо 1) нарушилось качество радионавигационного поля СРНС, либо 2) ИВК АП СРНС дает сбой. В этом случае необходимо провести дополнительный контроль АП СРНС без использования внешних навигационных сигналов.

Выводы. 1. Предлагается расширить область применения методики инвариантного контроля ИСНС в полете АБ ЛА для решения актуальных задач оперативной и непрерывной изоляции отказа СРНС при наличии минимально необходимого созвездия из 4 НКА, обнаружения факта воздействия на входы приемников АП имитационных помех и оценивания степени влияния внешних возмущений на траекторию.

2. При инвариантном контроле ИСНС в полете АБ ЛА в качестве эталонов используются вычисленные с малыми методическими погрешностями значения функционалов, соответствующих расчетной траектории. При сравнении инвариантов СРНС и инвариантов БИНС с эталонами большее доверие придается инерциальной системе.

3. Группа универсальных инвариантов пригодна для инвариантного контроля как ИВК БИНС, так и ИВК АП СРНС на всех участках траекторий различных классов.

4. Увеличение глубины инвариантного контроля ИСНС в полете АБ ЛА достигается применением системы локальных инвариантов, изменение значений которых позволяет оценивать степень влияния на траекторию АБ ЛА внешних возмущений.

5. Разработанная методика инвариантного контроля ИСНС в полете АБ ЛА позволяет получать дополнительную текущую информацию об условиях полета и является основой для интеллектуализации бортовых алгоритмов траекторного управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. *Аппазов Р.Ф., Сытин О.Г. Методы проектирования траекторий носителей и спутников Земли.* – М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1987. – 440 с. – (Механика космического полета).
2. *Соловьев Ю.А. Спутниковая навигация и ее приложения.* – М.: Эко-Трендз, 2003. – 325 с.
3. *Фоменко О.Н., Макаренко В.Г., Журавлёв А.А. Инвариантный контроль и коррекция комплексированных навигационных систем в задачах универсализации управления аэробаллистических летательных аппаратов // Системы обработки информации.* – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, 2002. – Вып. 6(22). – С. 83 – 93.
4. *Фоменко О.Н., Журавлёв А.А. Аналитические модели траекторий аэробаллистических летательных аппаратов при универсализации терминального управления // Системы обработки информации.* – Х.: ХВУ. – 2003. – Вып. 4. – С. 157 – 165.
5. *Фоменко О.Н. Исследование точности нелинейных систем автоматического управления со случайными параметрами. Техническая кибернетика.* – М.: Изв. АН СССР, 1967. – № 1. – С. 18 – 20.

Поступила 1.02.2004

ФОМЕНКО Олег Николаевич, д.т.н., проф., проф. кафедры ХВУ. Область научных интересов – управление в условиях неопределенности, цифровые управляющие вычислительные системы, методы и математические модели универсализации систем управления движением беспилотных аэробаллистических летательных аппаратов.

ЖУРАВЛЁВ Александр Александрович, к.т.н., доцент, докторант ХВУ. В 1984 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов – методы и математические модели универсализации систем управления движением беспилотных аэробаллистических летатель-

ных аппаратов.