

ИНВАРИАНТНЫЙ КОНТРОЛЬ И КОРРЕКЦИЯ КОМПЛЕКСИРОВАННЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ В ЗАДАЧАХ УНИВЕРСАЛИЗАЦИИ УПРАВЛЕНИЯ АЭРОБАЛЛИСТИЧЕСКИХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

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

Предложена система инвариантов для контроля и коррекции комплексированной навигационной системы при наличии избыточных измерителей, построенных на разных физических принципах, для универсализации управления аэробаллистических летательных аппаратов (ЛА), которые имеют возможность реализовывать семейство желаемых прогнозируемых траекторий, содержащих баллистические участки.

Универсализация аэробаллистического ЛА по заданному множеству целевых задач требует разработки универсальной системы управления, которая обеспечит требуемые значения множеству показателей эффективности выполнения каждой целевой задачи этого множества. Каждая целевая задача определяет некоторую целесообразную технологию ее достижения. Эта технология реализуется с заданными точностью и надежностью некоторым классом аэробаллистических ЛА, движущихся по программным попадающим в цель траекториям.

Обеспечение надежности и точности навигационной системы связано с задачей инвариантного контроля с использованием избыточности измерителей различного типа. Особенностью инвариантного контроля является то, что реализуется контроль управляемых переменных путем формирования дискретных инвариантов, полученных на основе определенного типа тождеств.

Наличие избыточности измерителей, построенных на разных физических принципах, связано с тем, что необходимо обеспечить требуемые значения показателей надежности и точности навигационных определений при выполнении целевой задачи.

Достоинством инвариантного контроля управляемых переменных является то, что он позволяет идентифицировать неисправность не только измерителей, но и вычислителей, обрабатывающих измеренные данные. Таким образом, контролю подвергается канал измерения в целом, независимо от места отказа.

Так как управление движением осуществляется относительно расчетной попадающей траектории, то при инвариантном контроле управляемых переменных следует использовать информацию о цели полета и о программных значениях параметров, характеризующих эту траекторию.

Траекторное движение аэробаллистического ЛА характеризуется обобщенными координатами $q_i(t)$, представленными в виде:

$$\begin{aligned} \dot{q}_i(t) &= f_i(F, G, t); & q_i(t_0) &= q_{i0}; & i &= \overline{1,6}; \\ q_1(t) &:= x(t); & q_2(t) &:= y(t); & q_3(t) &:= z(t); \\ q_4(t) &:= \dot{x}(t); & q_5(t) &:= \dot{y}(t); & q_6(t) &:= \dot{z}(t). \end{aligned}$$

где F – сумма всех негравитационных сил, действующих на ЛА; G – гравитационная сила; t – текущее время полета, отсчитываемое от момента старта t_0 ; $x(t), y(t), z(t)$ – действительные координаты центра масс в начальной стартовой системе координат (НССК); $\dot{x}(t), \dot{y}(t), \dot{z}(t)$ – действительные скорости центра масс.

Так как суммарная сила F , помимо других факторов, зависит от времени, высоты и скорости движения ЛА, а гравитационная сила G от высоты ЛА над поверхностью Земли, то пространство, в котором могут располагаться всевозможные траектории аэробаллистического ЛА, целесообразно разбить на подобласти по высоте – на три диапазона с условными границами: плотные слои атмосферы (ПСА), разреженные слои воздуха и безвоздушное пространство. Максимально допустимая дальность полета также разбивается на три диапазона с условными границами: ближнего, среднего и дальнего действия.

Из некоторого семейства траекторий возможная расчетная попадающая траектория с одним баллистическим участком и относительно короткой продолжительностью полета изображена на рис. 1, где выделены следующие характерные участки: **0-1** – короткий участок движения с



Рис. 1. Участки траектории полета

работающим двигателем, проходящий в ПСА, на котором ЛА управляем; **1-2** – участок движения с выключенным двигателем в ПСА; **2-3** – участок движения в разреженных слоях воздуха; **3-4** – участок входа в ПСА; **4-5** – управляемое движение с

выключенным двигателем в ПСА при подлете к цели. Для траекторий минимальных дальностей участок **1-6** полностью проходит в ПСА. Отличительной особенностью рассматриваемого семейства траекторий является наличие участка **1-2**. Цель управления формулируется в действительных параметрах НССК и заключается в попадании в малую окрестность точки **5** в нефиксированный момент времени при выполнении совокупности параметрических и критериальных ограничений.

Если в полете отсутствует возможность регулировать значение модуля вектора скорости, то при сохранении геометрической формы желаемой попадающей траектории будет наблюдаться значительный разброс

значений времени движения вдоль траектории между заданными опорными точками и полного времени полета. Отсутствие возможности регулировать время движения вдоль желаемой траектории обуславливает неполную управляемость ЛА при достижении цели.

Возможность приближать геометрическую форму фактической траектории к желаемой траектории аэробаллистического ЛА на участках **1-2**, **3-4-5** в значительной степени определяется располагаемым в данных условиях полета вектором $R_a(t) = (X(t), Y(t), Z(t))$ суммарной аэродинамической силы. Значения составляющих этой силы оцениваются по математической модели:

$$R_a(t) = 0.5 [c_r (M(t), H(t), \alpha(t), \beta(t)) + \Delta c_r (\{a_i\})] \times \\ \times [\rho^p (H(t)) + \Delta \rho (\{b_i\})] V^2(t) S;$$

где $c_r = (c_x, c_y, c_z)$ – вектор расчетных значений коэффициентов составляющих суммарной аэродинамической силы; $M(t)$ – число Маха; $H(t)$ – высота; $\Delta c_r (\{a_i\}) = (\Delta c_x (\{a_i\}), \Delta c_y (\{a_i\}), \Delta c_z (\{a_i\}))$ – вектор неопределенных заранее отклонений значений аэродинамических коэффициентов; $\alpha(t), \beta(t)$ – значения углов атаки и скольжения; ρ^p – расчетное значение плотности воздуха; $\Delta \rho (\{b_i\})$ – неопределенные заранее отклонения, заданные формальными математическими моделями; $a_i \in \Omega_a$ и $b_i \in \Omega_b$ – неопределенные коэффициенты, принадлежащие областям с широкими диапазонами изменения значений; $V(t)$ – воздушная скорость центра масс; S – площадь Миделя.

Желаемая попадающая траектория может быть реализована, если значения располагаемых аэродинамических сил будут превышать значения требуемых составляющих $Y_m(t)$ и $Z_m(t)$ аэродинамической силы:

$$Y(t) \geq Y_m(t); \quad Z(t) \geq Z_m(t).$$

Значения модулей соответствующих располагаемых проекций аэродинамической силы являются заранее неопределенными с широким диапазоном изменения вдоль траектории.

Анализ физических условий движения показывает, что участки **1-2** и **3-4** характеризуются слабой траекторной управляемостью аэробаллистического ЛА. На участке **2-3** управление движением центра масс не производится, так как располагаемая аэродинамическая управляющая сила очень мала. Но на этом участке может осуществляться стабилизация углового положения управляемостью аэробаллистического ЛА рулевыми реактивными двигателями малой тяги. На участке **4-5** происходит управление движением центра масс за счет аэродинамической силы. Участок **1-6** полностью проходит в ПСА, и располагаемая управляющая аэродинамическая сила обеспечивает движение в малой окрестности желаемой траектории.

Современные вычислительные средства позволяют с высокой точностью определить расчетную попадающую траекторию, для которой можно положить, что методические погрешности практически равны 0. Тогда полные отклонения параметров возмущенной траектории будут определяться действием заранее неопределенных внешних и параметрических возмущений, а также инструментальными погрешностями измерителей.

Для обеспечения требуемой точности достижения цели (точка **5**, рис. 1) следует на подлетном участке **3-4** оценить величину полных отклонений параметров возмущенной траектории, провести коррекцию навигационных параметров и коррекцию траектории.

Обеспечение возможности реализации аэробаллистическим ЛА семейств траекторий различного типа (универсализация), требует рассмотреть комплексированную навигационную систему (КНС) (рис. 2), которая имеет в составе отдельно и непрерывно функционирующие в полете: автономную инерциальную навигационную систему (ИНС), содержащую измерители угловых скоростей и избыточное количество измерителей линейных параметров движения (ЛПД); антенное устройство спутниковой радионавигационной системы (СРНС); бортовой эталон времени и частоты (БЭВЧ); устройство синхронизации (УС); систему воздушных сигналов (СВС); соответствующие входные преобразователи (Вх Пр); и многоканальное микропроцессорное (МП) вычислительное устройство.

Интеграция бортового оборудования в единую функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанную КНС позволяет полностью использовать имеющуюся на борту динамического ЛА избыточность информации.

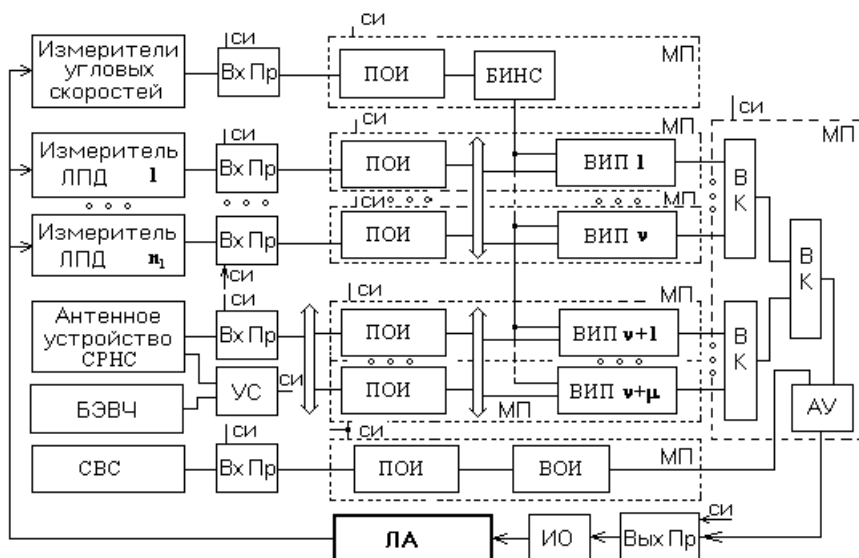


Рис. 2. Структура комплексированной навигационной системы

Появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений, и как следствие, расширение круга решаемых ЛА задач и улучшение качества их выполнения.

Физическую возможность построения такой КНС обеспечивает микроминиатюризация бортовых средств измерения, стандартные линии

информационного обмена, а также высокопроизводительная микропроцессорная элементная база, на основе которой разрабатываются многопроцессорные бортовые цифровые вычислительные управляющие системы (БЦВУС) с параллельной организацией вычислений.

Цель проведения инвариантного контроля заключается в том, чтобы установить: 1) какой из подсистем следует доверять в ходе управления движением центра масс при подлете к цели – показаниям ИНС или СРНС; 2) установить отказавший измеритель ЛПД или канал обработки информации, отключить его и провести реконфигурацию системы; 3) определить момент времени, когда следует провести коррекцию инерциальной системы.

В рассматриваемой структуре КНС выделенные элементы выполняют следующие функции. БЭВЧ формирует высокостабильную частоту f_0 и отсчет временной шкалы T_0 , измеряет текущее время полета $t - t_0$. УС обеспечивает синхронизацию БЭВЧ и СРНС, а также синхронизацию функционирования бортовых цифровых устройств путем формирования синхроимпульсов.

В каждом МП вычислителе сначала реализуются алгоритмы первичной обработки информации (ПОИ), т.е. числовые коды непосредственно измеренных параметров проходят фильтрацию, сглаживаются, из них исключаются систематические погрешности и аномальные результаты измерений. В показания измерителей вводятся поправки на их смещения относительно номинального положения, уточняются привязки измерений по времени и т.д.

Антенное устройство СРНС включает радиочастотную часть, генератор кодов, корреляторы и поисковую часть. Выходными параметрами вычислителя являются значения действительных координат в НССК и составляющих действительной скорости центра масс ЛА, поправка к шкале времени и уход частоты БЭВЧ по отношению к шкале СРНС.

СВС имеет в составе барометрический датчик, сигналы которого позволяют вычислить абсолютную высоту и скорость ее изменения, воздушную скорость и число Маха на участках движения ЛА в ПСА.

Измеритель угловых скоростей формирует сигналы, позволяющие вычислить вектор абсолютной угловой скорости продольной оси ЛА.

Измерители ЛПД формируют сигналы, позволяющие вычислить вектор ускорения, скорости и значения действительных координат в НССК.

Основной является непрерывно функционирующая в полете автономная ИНС. Перед стартом она может быть автономно проверена и откалибрована путем измерения известного с высокой точностью значения модуля вектора ускорения силы тяжести Земли. В связи с тем, что условия устойчивого приема сигналов от СРНС перед пуском могут не выполняться, то на участке **0-1** траектории ИНС обеспечивает требуемую точность навигационных определений. В дальнейшем, при условии устойчивой работы аппаратуры СРНС, на участках **2-3-4-5** проводится коррекция нарастающих по времени ошибок ИНС по данным СРНС. Кроме того, в условиях реального

полета возможны влияния естественных и искусственных помех, активное маневрирование ЛА, затенение антенн, ухудшение качества навигационных сигналов НКА. Поэтому, перед проведением коррекции необходимо оценить степень доверия сигналам от СРНС.

Предположим, что в состав ИНС входит избыточное количество $n_1 > 3$ одновременно функционирующих в полете, оптимально ориентированных одноосных акселерометров, установленных на корпусе ЛА. Акселерометры образуют избыточную косоугольную систему координат $\{O; e_{a1}, \dots, e_{an1}\}$ с фиксированным относительно корпуса положением осей чувствительности e_{an1} и началом O , расположенным в точке их пересечения. Ориентация осей чувствительности выбирается из условия минимума дисперсии промаха.

Для функционирования измерителя СРНС необходимо, чтобы был прием навигационных сигналов не менее чем от 4 навигационных космических аппаратов (НКА). В области радионавигационной видимости может одновременно находиться $n_2 > 4$ НКА, (причем их количество может изменяться за время полета ЛА). В первых образцах АП решалась задача выбора наилучшего по некоторому критерию созвездия из 4 НКА. В современной аппаратуре обычно решается переопределенная система нелинейных уравнений, число которых больше четырех [2]. Используется итеративный метод взвешенных наименьших квадратов, когда ищется решение, наилучшим образом приближающееся ко всем полученным в результате измерений псевдодалностям.

Бортовое антенное устройство СРНС и наблюдаемая совокупность НКА, также образуют избыточную косоугольную систему отсчета $\{O; e_{c1}, \dots, e_{cn2}\}$, у которой направления осей e_{cn2} изменяются (и относительно ЛА и относительно НССК) в связи с взаимным движением ЛА и НКА.

Угловая стабилизация ЛА осуществляется с базовым тактом T_0 . Управление движением центра масс ЛА осуществляется с более крупным тактом $T_1 = \kappa \cdot T_0$ ($\kappa > 0$ – целое число). Современная аппаратура СРНС позволяет осуществлять выдачу результатов навигационных определений с таким же тактом T_1 [2]. Если будет обеспечена надежная синхронизация функционирования ИНС и СРНС, то появляется возможность реализовать взаимный инвариантный контроль этих систем с применением системы инвариантов, предложенной в [1].

На основе избыточных измерений в БЦВУС математически моделируется конечное множество инерциальных декартовых систем отсчета, в которых формируются сигналы траекторного управления, т.е. формируется конечное множество Q виртуальных инерциальных платформ (ВИП), описываемое обобщенными координатами:

$$Q = \{ (q_{ij}(t)) \mid q_{ij}(t) \in \Omega_{q_i}, t_0 \leq t \leq t_k, i = \overline{1,6}, j = \overline{1, \nu + \mu} \},$$

где i – номер обобщенной координаты; j – номер ВИП; t_k – нефиксированное время окончания полета; ν – количество ВИП, формируемых на основе сигналов ИНС; μ – количество ВИП, формируемых на основе сигналов СРНС.

Каждая ВИП образуется либо на основе измерений минимально необходимых 3 акселерометров, либо по сигналам минимально необходимых 4 НКА.

Для текущей оценки возможной точности достижения промежуточной цели выбрано значение текущего прогнозируемого промаха r_{nj} – минимального расстояния между заданной опорной точкой **3** (рис. 1) с координатами (L_3, B_3, H_3) и виртуальной траекторией

$$r_{nj} = \min_t \sqrt{\Delta L_j(t)^2 + \Delta B_j(t)^2 + \Delta H_j(t)^2};$$

$$\Delta L_j(t) = L_3 - L_j(t); \Delta B_j(t) = B_3 - B_j(t); \Delta H_j(t) = H_3 - H_j(t),$$

где $L_j(t), B_j(t), H_j(t)$ – координаты точки пересечения j -й виртуальной траектории с нормалью, проведенной из точки **3** к этой траектории.

Составляющие $\Delta L_j(t), \Delta B_j(t), \Delta H_j(t)$ прогнозируемого промаха r_{nj} представляются линейными членами разложения в ряд Тейлора относительно текущего момента времени t^* :

$$\Delta S_j(t) = \sum_{i=1}^6 \frac{\partial S_j}{\partial q_i} \Big|_{t=t^*} \Delta q_{ij}(t) + \frac{\partial S_j}{\partial t_n} \Big|_{t=t^*} \Delta \tau_j + (\Delta_u S_j),$$

где символ S поочередно принимает значения L, B, H ; $\Delta \tau_j = (t^p - t_{nj})$ – отклонение прогнозируемого времени полета от расчетного значения; $\Delta_u S_j$ – инструментальная погрешность, обусловленная отброшенными нелинейными членами разложения.

Величина погрешности $\Delta_u S_j$ оценивается по величине квадратичных членов разложения $\Delta_2 S_j$:

$$(\Delta_u S_j) \approx (\Delta_2 S_j) = \frac{1}{2} \sum_{n=1}^6 \sum_{m=1}^6 \frac{\partial^2 S_j}{\partial q_n \partial q_m} \Big|_{t=t^*} \Delta q_{nj}(t) \Delta q_{mj}(t).$$

Для согласования систем координат в единой ортогональной инерциальной системе координат WGS-84, обобщенным координатам $q_{ij}(t)$ присваиваются соответствующие значения реализаций действительных координат $x_j(t), y_j(t), z_j(t)$ и скоростей $\dot{x}_j(t), \dot{y}_j(t), \dot{z}_j(t)$ в j -й ВИП.

Обобщенным координатам $q_{ij}(t)$ с индексом $j = \overline{1, \nu}$ ($\nu = C_{n_j}^3$) присваиваются значения действительных параметров траектории, вычисленных в навигационном операторе $A_l[*]$ по сигналам от измерителей ИНС:

$$q_{ij}(t) = A_l \left[\dot{\bar{w}}_j(t), \delta \dot{\bar{w}}_j(t), \bar{\omega}(t), \delta \bar{\omega}(t) \right] + \delta_l(t),$$

где $\dot{\bar{w}}_j(t)$ – оценка j -го вектора кажущегося ускорения, полученная по j -му минимальному набору измерений; $\bar{\omega}(t)$ – оценка вектора угловой скорости продольной оси ЛА, полученная по измерениям; $\delta \dot{\bar{w}}_j(t), \delta \bar{\omega}(t)$ – векторы

моделей инструментальных погрешностей; $\delta_l(t)$ – вычислительная погрешность оператора $A_l[*]$.

Обобщенным координатам $q_{ij}(t)$ с индексом $j = \overline{v+1, v+\mu}$ ($\mu = C_{n_2}^4$) присваиваются значения действительных параметров траектории, вычисленных в навигационном операторе $A_2[*]$ по сигналам от измерителей СРНС

$$q_{ij}(t) := A_2 \left[\bar{s}_j(t), \delta \bar{s}_j(t), \dot{\bar{s}}_j(t), \delta \dot{\bar{s}}_j(t) \right] + \delta_2(t),$$

где $\bar{s}_j(t)$ и $\dot{\bar{s}}_j(t)$ – оценки j -го вектора псевдодальностей и псевдоскоростей соответственно, полученные по j -му минимальному созвездию НКА; $\delta \bar{s}_j(t)$, $\delta \dot{\bar{s}}_j(t)$ – векторы инструментальных погрешностей; $\delta_2(t)$ – вычислительная погрешность оператора $A_2[*]$.

Следует отметить, что различная физическая природа инструментальных погрешностей $\delta \dot{w}_j(t)$, $\delta \bar{w}(t)$ и $\delta \bar{s}_j(t)$, $\delta \dot{\bar{s}}_j(t)$ вызывает существенные различия в законах их изменения с течением времени полета. Также, существенные различия в содержании операторов $A_1[*]$, $A_2[*]$, обуславливают различия в законах изменения по времени погрешностей $\delta_l(t)$ и $\delta_2(t)$. Это приводит к тому, что множество значений обобщенных координат $\{q_{ij}(t)\}$ с одинаковым порядковым номером i , и значения r_{nj} , вычисленные для одного и того же момента времени t , будет иметь разброс.

Для текущего инвариантного контроля ВИП на участке **0-1** используется инварианта I_s [1], представленная в обобщенном виде:

$$I_s = \sum_{j=1}^3 \lambda_s^j V_j - V_s \leq \varepsilon_l; \quad V_j = \sqrt{\sum_{i=4}^6 q_{ij}^2}; \quad V_s = V_j(e^j \times e_s); \quad \varepsilon_l > 0;$$

$$\lambda_s^j = \begin{cases} \frac{e_{ak} \times e_{um}}{e_{aj1} (e_{aj2} \times e_{aj3})}, & \text{при } j = \overline{1, v}; \text{ для ИНС;} \\ \frac{e_{ck} \times e_{cm}}{e_{cj1} (e_{cj2} \times e_{cj3})}, & e_{ci} = \frac{R_i - R}{|R_i - R|}; \text{ при } j = \overline{v+1, v+\mu}; \text{ для СРНС;} \end{cases}$$

$$k, m \in \{1, 2, \dots, n_1\}; j_1 \neq j_2 \neq j_3 \neq s, s = \overline{1, n_1},$$

где V_s, V_j – контравариантные координаты вектора действительной скорости \vec{V} , вычисленные в навигационном алгоритме; R и R_i – радиус-векторы центров масс ЛА и НКА соответственно; $\varepsilon_l = \varepsilon(L)$ – заданная точность вычислений, определяемая дальностью стрельбы.

На каждом такте T_l вычислений на участке полета **0-1** из множества виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{1, v}$ алгоритм выбора канала (ВК) производит селекцию одной виртуальной платформы, для которой

наблюдается минимум значения инварианта I_{su} : $I_{su} = \min_{I \leq s \leq \nu} I_s$. Выбор одного минимального набора инерциальных измерителей ЛПД, обеспечивающих I_{su} , позволяет исключить избыточные инерциальные измерители и соответствующие им ВИП. На основе выбранной ВИП вычисляется значение прогнозируемого промаха r_{nu} .

Из виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{\nu + I, \nu + \mu}$ алгоритм ВК производит отбор одной виртуальной платформы, обеспечивающей минимум значения инварианта I_{sc} : $I_{sc} = \min_{\nu + I \leq s \leq \nu + \mu} I_s$. Выбор одного минимального набора НКА, обеспечивающих I_{sc} , позволяет исключить избыточные НКА и соответствующие им ВИП. На основе выбранной ВИП вычисляется значение прогнозируемого промаха r_{nc} .

Из двух возможных ВИП выбирается обеспечивающая минимальное значение прогнозируемого промаха r_n . Значения $q_i(t)$ выбранной таким образом одной ВИП, на участке **1-2** используются в алгоритмах управления (АУ) для формирования программного значения угла тангажа $\mathcal{A}(r_n)$, где:

$$r_n = (I - A_2)[A_1 r_{nu} + (I - A_1) r_{nc}] + A_2[r_{nu} + r_{nc}] / 2;$$

$$A_1 = \begin{cases} 1, & \text{если } r_{nu} < r_{nc} - \varepsilon_r; \\ 0, & \text{если } r_{nu} > r_{nc} - \varepsilon_r, \end{cases} \quad A_2 = \begin{cases} 1, & \text{если } |r_{nu} - r_{nc}| \leq \varepsilon_r; \\ 0, & \text{если } |r_{nu} - r_{nc}| > \varepsilon_r, \end{cases} \quad \varepsilon_r > 0,$$

где $\varepsilon_r = \varepsilon_r(L^P)$ – заданная точность, определяемая дальностью полета.

На рис. 3 схематично изображен характер изменения значений текущего прогнозируемого промаха r_n в функции от текущего времени полета для ВИП с различными номерами j . На неопределенном временном интервале $[t_0, t_1]$, где выполняется неравенство $r_{nu} < r_{nc} - \varepsilon_r$, сигналы управления формируются по измерениям от ИНС.

На неопределенном временном интервале $[t_1, t_2]$ следует организовать совместную обработку сигналов ИНС и СРНС. При выполнении неравенства $r_{nu} > r_{nc} - \varepsilon_r$, необходимо провести коррекцию ИНС по сигналам СРНС.

Если двигатель ЛА может быть выключен в требуемый момент времени, то выражение прогнозируемого промаха относительно точки **5** (рис. 1), вычисляемого в момент выключения двигателя τ , представляется как:

$$r_{nj} = \sqrt{\Delta L_j(\tau)^2 + \Delta B_j(\tau)^2 + \Delta H_j(\tau)^2};$$

$$\Delta S_j(\tau) = \sum_{i=1}^6 \left. \frac{\partial S}{\partial q_i} \right|_{t=\tau} * \Delta q_{ij} + \left. \frac{\partial S}{\partial t} \right|_{t=\tau} * \Delta \tau_j + (\Delta_m S_j); \quad \Delta \tau_j = \tau - \tau_j^*,$$

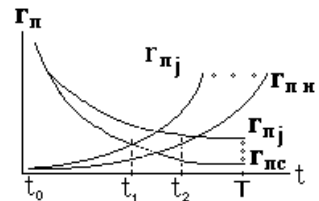


Рис. 3. Характер изменения прогнозируемого промаха

где символ S поочередно принимает значения L, B, H ; $\Delta L_j(\tau)$, $\Delta B_j(\tau)$, $\Delta H_j(\tau)$ – прогнозируемые в момент времени $t = \tau$ значения отклонения по дальности, бокового отклонения и превышения относительно точки **5**; τ_j^* – расчетное значение момента выключения двигателя.

Разброс значений физических параметров, характеризующих состояние твердого топлива и параметров его закона горения в камере сгорания вызывает заранее неопределенный разброс в широком диапазоне значений секундного массового расхода продуктов сгорания топлива через критическое сечение сопла и значения полного времени выгорания топлива. Если двигатель ЛА выключается только после полного выгорания топлива, то значение момента времени его выключения τ является заранее неопределенным и изменяется в широком диапазоне. Для обеспечения заданного прогноза промаха требуется знать точное значение момента времени выключения двигателя. Это неопределенное событие идентифицируется, когда после окончания переходных процессов в двигателе и измерителе, сигналы акселерометров без изменения знака будут иметь отрицательные значения. Дополнительно, используя линейную аппроксимацию, вычисляется уточненное значение момента τ .

В качестве другого инварианта при управлении движением центра масс ЛА используется целое число n_{mj} – количество целых тактов длительностью T_l , отсчитываемых счетчиком относительного времени в БЦВУС, между двумя последовательными опорными точками расчетной попадающей траектории. Каждой опорной точке в соответствие ставится расчетное значение функционала $J_m^p(q_{ij}^*(t), t)$ и определяется n_m^p расчетное количество тактов длительностью T_l между соседними опорными точками. В каждый базовый такт T_l работы БЦВУС рассчитывается множество текущих значений функционалов $\{J_{mj}(q_{ij}(t), t)\}$ и осуществляется подсчет n_{mj} количества базовых тактов T_l , прошедших при движении ЛА от предыдущей опорной точки до текущего момента времени. Попадание в заданную $\varepsilon_m(L^p) > 0$ окрестность очередной опорной точки определяется выполнением неравенства

$$J_{mj}(q_{ij}(t), t) - J_m^p \leq \varepsilon_m(L^p).$$

При выполнении этого неравенства фиксируется количество n_{mj} и сравнивается с заданным расчетным значением n_m^p .

Вводится критерий оценки интервала времени движения между двумя последовательными опорными точками $\Delta n_{mj} = n_{mj} - n_m^p$. Показатель критерия оценки, который может принимать значения 0 или 1 :

$$Pn_j = 1, \text{ если } \Delta n_{mj} > \Delta n_{\text{дон}}, \text{ иначе } Pn_j = 0.$$

Отказ j -й ВИП устанавливается тогда, когда показатель принимает значение 1 . Это соответствует случаю, когда j -й вычисленный разброс времени движения между опорными точками превышает допустимое значение.

Для увеличения точности момента выдачи управляющего сигнала внутри такта T_l , на каждом такте осуществляется вычисление множества

текущих значений $\{\Delta t_{эj}\}$ времени экстраполяции, например, с использованием линейной экстраполяции по выражению

$$\Delta t_{эj} = T_l \frac{J_m^p - J_{mj}[nT_l]}{J_{mj}[nT_l] - J_{mj}[(n-1)T_l]},$$

где $J_{mj}[nT_l]$ – значение функционала, вычисленное в дискретный момент времени nT_l .

Вычисленное значение $\Delta t_{эj}$ сравнивается с величиной базового такта T_l и в момент времени, когда выполняется неравенство $\Delta t_{эj} < T_l$, осуществляется определение множества значений $\{\tau_{mj}\}$ точного момента времени выдачи управляющего сигнала по выражению

$$\tau_{mj} = n_{mj} T_l + \Delta t_{эj} - \Delta t_{эj} - \Delta t_{э3},$$

где $\Delta t_{эj}$ – промежуток времени, затраченный на проведение вычислений в базовом такте; $\Delta t_{э3}$ – время запаздывания при прохождении сигнала на исполнительное устройство.

Для обеспечения возможности оперативного вычисления значения текущего прогнозируемого промаха r_{nj} требуются конечные аналитические выражения. Такие выражения получены на основе описания прогнозируемой траектории ЛА (проходящей как в ПСА, так и в сильно разреженных слоях воздуха) сплайнами полиномов третьей степени. Причем, коэффициенты этих полиномов вычисляются в силу уравнений движения центра масс ЛА. Такое представление прогнозируемой траектории обеспечивает заданную точность и возможность вычисления по аналитическим выражениям значений частных производных функции прогнозируемого промаха по действительным параметрам движения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Фоменко О.Н., Макаренко В.Г. Инвариантный контроль, диагностика и коррекция комплексированных навигационных систем летательных аппаратов // Системы обработки информации. – Х.: НАНУ, ПАНМ, ХВУ. – 2001. – Вып. 4(14). – С. 188 – 199.
2. Соловьев Ю.А. Системы спутниковой навигации. – М.: Эко-Трендз, 2000. – 267 с.

Поступила 4.10.2002

ФОМЕНКО Олег Николаевич, доктор техн. наук, профессор, профессор 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.

МАКАРЕНКО Владимир Григорьевич, ст. преподаватель кафедры ХВУ. В 1993 году окончил ВИКИ им. А.Ф. Можайского. Область научных интересов – методы и математические модели инвариантного контроля ИСНК аэробаллистических ЛА.

ЖУРАВЛЁВ Александр Александрович, канд. техн. наук доцент, докторант ХВУ. В 1984 году окончил ХВВКИУ. Область научных интересов – методы и математические модели универсализации систем управления движением беспилотных аэробаллистических ЛА.