

УДК 621.396

## УПРАВЛЕНИЕ ТРАЕКТОРИЯМИ ВОЗДУШНЫХ СУДОВ В УСЛОВИЯХ ОПТИМИЗАЦИИ НАВИГАЦИОННОГО СЕАНСА ПРИ АВТОМАТИЧЕСКОМ ЗАВИСИМОМ НАБЛЮДЕНИИ

**В.В. ЕРОХИН**

Рассмотрены алгоритмы определения координат воздушного судна в интегрированной системе навигации и оптимального управления траекторией. Результаты исследований параметров навигационного сеанса и точностных характеристик оценки местоположения показали, что применение оптимального управления траекторией позволяет повысить точность навигационных определений при неполном созвездии навигационных спутников.

**Ключевые слова:** траектория, оптимальное управление, навигация.

### ВВЕДЕНИЕ

Одним из направлений повышения эффективности авиационной транспортной системы (АТС) является совершенствование системы организации и управления воздушным движением (УВД), базирующееся на внедрении разработанной Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) концепции – связь, навигация, наблюдение и организация воздушного движения (CNS/ATM), основанной на принципах автоматического зависимого наблюдения (АЗН) и его дальнейшего развития Free Flight - "свободный полёт" [1].

Концепция «свободный полет» позволяет воздушному судну (ВС) выполнять полет по выбираемой экипажем оптимальной для данных условий воздушной обстановки траектории при взаимодействии с другими ВС и объектами системы УВД – навигационными опорными точками (НОТ). При этом появляется возможность более эффективного использования структуры воздушного пространства, повышения экономичности и надежности функционирования АТС, что определяет высокие требования, предъявляемые к качеству навигационно-временного обеспечения ВС. Высокую точность определения навигационно-временных параметров (НВП) ВС при зональной навигации предполагается обеспечить путем использования спутниковых систем навигации (ССН) (рис. 1,а).

Существующие ССН второго поколения (ГЛОНАСС, GPS) создают достаточно точное глобальное навигационно-временное поле, что позволяет решать основные задачи самолетовождения на воздушных трассах и в зоне аэродромов с требуемым уровнем безопасности полетов. Между тем, ССН имеют ряд существенных недостатков – низкая помехозащищенность, нарушения целостности навигационного обеспечения и непрерывности обслуживания и др., которые не позволяют использовать их в качестве основных навигационных систем. При этом точность определения координат ВС будет в значительной степени зависеть от условий навигационного сеанса: взаимного положения и погрешностей определения координат НОТ, функции которых могут выполнять в том числе ВС [2].

Повышение точности и надежности навигационного обеспечения возможно комплексированием в составе интегрированной системы навигации (ИСН) приемника индикатора (ПИ) ССН, бортового терминала системы АЗН и инерциальной навигационной системы (ИНС). Наличие в системе объектов, имеющих степени свободы своего передвижения, определяет потенциальную возможность оптимизации условий навигационного сеанса для повышения точности навигационного обеспечения ВС (рис. 1,б). В этой связи актуальной задачей является синтез алгоритмов комплексной обработки информации (КОИ) и управления траекториями полета ВС.

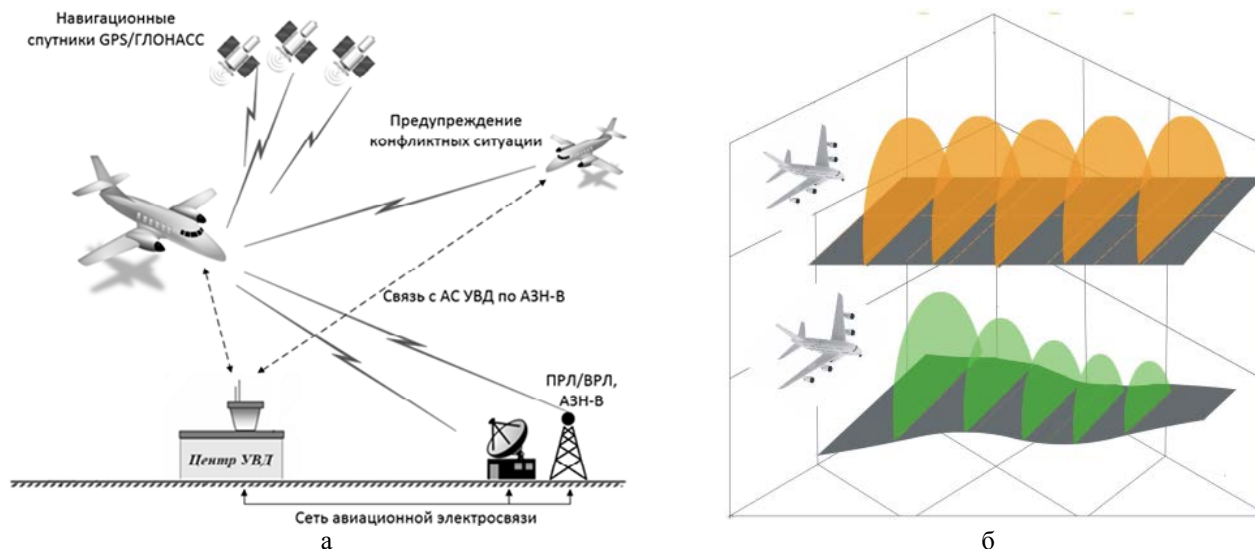


Рис. 1

- а) обобщенная структура навигации, наблюдения и организации воздушного движения;
- б) неуправляемая и управляемая траектории полета ВС

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ

Для псевдодальномерного метода уравнение наблюдения от  $i$ -го ИС (НОТ) для  $k$ -го момента времени записывается в следующем виде:

$$\xi_k^{ij} = s(t_k, \bar{x}_k^i, \bar{x}_k^j) + n_k^{ij} = cT_k^{ij} + n_k^{ij} = R_k^{ij} + c\Delta t_k^i + n_k^{ij}, \quad (1)$$

где  $T_k^{ij}$  - время распространения сигнала;  $\bar{x}_k^i, \bar{x}_k^j$  - вектора координат объектов;  $R_k^{ij} = [(x_i - x_j)^2 + (y_i - y_j)^2 + (z_i - z_j)^2]^{1/2}$  - дальность до  $j$ -го источника информации (ИИ);  $c\Delta t_k^i$  - смещение шкалы времени ВС относительно системного;  $n_k^{ij}$  - шум наблюдения, принимаемый дискретным БГШ (ДБГШ) со статистическими характеристиками:  $M\{n_k^{ij}\} = 0$  и  $M\{n_k^{ij 2}\} = \sigma_{\xi^{ij}}^2$ .

При синтезе алгоритма КОИ в ИСН считаем, что оценка вектора состояния производится на основе совместной обработки наблюдений ИНС, ССН и АЗН, используется единая шкала времени, объекты АЗН выполняют синхронизацию своих часов по сигналам ИС ССН. Для получения КОИ предлагается использовать модернизированный вариант комплексирования. Представим сигнал ИСН в виде:

$$\bar{\eta}_k = \bar{x}_k + \bar{\lambda}_k, \quad (2)$$

где  $\bar{x}^T = |x, V_x, y, V_y, z, V_z, \tau_c, f|$  - вектор НВП;  $\bar{\lambda}^T = |\delta x, \delta V_x, \delta y, \delta V_y, \delta z, \delta V_z, \delta \tau_c, \delta f|$  - вектор погрешностей определения НВП.

Динамика статистической взаимосвязи между компонентами векторов  $\bar{x}_k$  и  $\bar{\lambda}_k$  в моменты времени  $t_{k-1}$  и  $t_k$  задана стохастическими разностными уравнениями:

$$\bar{x}_k = \Phi_{X_k} \bar{x}_{k-1} + \bar{n}_{Xk}, \quad \bar{\lambda}_k = \Phi_{\lambda_k} \bar{\lambda}_{k-1} + \bar{n}_{\lambda k},$$

в которых  $\Phi_X$  и  $\Phi_\lambda$  - матрицы, описывающие динамику полета ВС и ошибок ИНС.

Несмотря на то, что входящие в наблюдение (2) величины  $\bar{x}$  и  $\bar{\lambda}$  неразделимы, поступаем формально, подставив  $\bar{x}_k = \bar{\eta}_k - \bar{\lambda}_k$  в (1), тогда:  $\bar{\xi}_k = \bar{s}(t_k, \bar{\eta}_k - \bar{\lambda}_k) + \bar{n}_k$ . Таким образом, параметром, подлежащим оценке по совокупности наблюдений, является вектор ошибок ИСН  $\bar{\lambda}_k$ . Используя методику локальной гауссовой аппроксимации на основе совокупности наблюдений на входе ИСН, синтезируем алгоритм оценки координат ВС по критерию минимума среднего квадрата ошибки (СКО):

$$\bar{\varepsilon}_{k \min}^2 = M \left\{ (\bar{\lambda}_k - \hat{\lambda}_k)^2 \right\} = \int (\bar{\lambda}_k - \hat{\lambda}_k)^2 p(\bar{\lambda}_k | \bar{\xi}_{0k}, \bar{\eta}_{0k}) d\bar{\lambda}_k.$$

### АЛГОРИТМ ФИЛЬТРАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ

Применительно к данному случаю многомерной дискретной фильтрации уравнения наблюдения и сообщения имеют следующую форму записи:

$$\bar{\xi}_k = \mathbf{H}_k \bar{\lambda}_k + \bar{n}_{\xi k}, \quad \bar{\lambda}_k = \mathbf{\Phi}_k \bar{\lambda}_{k-1} + \bar{n}_{\lambda k},$$

где  $\mathbf{H}_k = \begin{bmatrix} \frac{\partial \bar{R}_k^{НС}}{\partial \bar{\lambda}_k} & \frac{\partial \bar{R}_k^{НОТ}}{\partial \bar{\lambda}_k} \end{bmatrix}^T$  - матрица направляющих косинусов (наблюдений) на  $i$ -й ИИ (НС, НОТ);  $\bar{n}_{\xi k}, \bar{n}_{\lambda k}$  - векторы ДБГШ с нулевыми математическими ожиданиями и корреляционными матрицами  $\mathbf{V}_k$  и  $\mathbf{Q}_k$ . Диагональными элементами корреляционной матрицы  $\mathbf{V}_k$  являются дисперсии определения псевдодальностей до НС и НОТ ( $\sigma_{D_i}^2, i=1..N$  - количество НС и НОТ).

Рекуррентный алгоритм оптимального оценивания вектора состояния на основе расширенного фильтра Калмана записывается в виде:

1)  $\hat{\lambda}_k = \mathbf{\Phi}_k \hat{\lambda}_{k-1} + \mathbf{K}_k (\bar{\xi}_k - \tilde{\xi}_k)$  - оценка вектора состояния;

2)  $\mathbf{R}_k = (\mathbf{I} - \mathbf{K}_k \mathbf{H}_k) \tilde{\mathbf{R}}_k$  - корреляционная матрица ошибок оценивания;

3)  $\tilde{\mathbf{R}}_k = \mathbf{\Phi}_k \mathbf{R}_{k-1} \mathbf{\Phi}_k^T + \mathbf{Q}_k$  - экстраполированная корреляционная матрица ошибок оценивания;

4)  $\mathbf{K}_k = \tilde{\mathbf{R}}_k \mathbf{H}_k^T (\mathbf{H}_k \mathbf{R}_k \mathbf{H}_k^T + \mathbf{V}_k)^{-1}$  - коэффициент усиления фильтра,

где  $\tilde{\xi}_k$  - вектор экстраполированных наблюдений, вычисленных на основе определения

координат системой счисления и переданных значениях координат ИИ.

Точность оценки НВП определяется корреляционной матрицей ошибок фильтрации вектора состояния  $\mathbf{R}$ . Диагональными элементами корреляционной матрицы  $\mathbf{R}$  являются дисперсии пространственно-временных параметров ВС:  $\sigma_x^2, \sigma_{Vx}^2, \sigma_y^2, \sigma_{Vy}^2, \sigma_z^2, \sigma_{Vz}^2, \sigma_{\Delta t}^2, \sigma_f^2$ .

### ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ УПРАВЛЕНИЯ ТРАЕКТОРИЯМИ

Применительно к задаче оптимального управления траекториями уравнения наблюдения и динамики стохастической взаимосвязи между компонентами вектора состояния запишем в виде:

$$\bar{\xi}_k = \bar{s}_k(\bar{\lambda}_k, \bar{u}_k) + \bar{n}_{\xi}, \quad \bar{\lambda}_k = \bar{g}_k(\bar{\lambda}_{k-1}, \bar{u}_k) + \bar{n}_{\lambda k}, \quad (3)$$

где  $\bar{s}_k(\bar{\lambda}_k, \bar{u}_k)$  -  $m$ -мерная функция, зависящая от  $\bar{\lambda}_k$  и  $\bar{u}_k$ ;  $\bar{g}_k(\bar{\lambda}_{k-1}, \bar{u}_k)$  -  $n$ -мерная функция, зависящая от  $\bar{\lambda}_k$  и приложенного управления  $\bar{u}_k$ .

На основании уравнений (3) требуется определить такое оптимальное управление  $\bar{u}_v = \bar{u}(t_v)$  траекторией движения на основе всей располагаемой совокупности НС и НОТ, при котором достигается экстремум среднего значения некоторого функционала текущих потерь при нахождении управления в текущий момент времени (локальный критерий) или в конечный момент времени с учетом всего переходного процесса (интегральный критерий) [3].

Уравнение, характеризующее траекторию движения ВС, имеет вид:

$$\bar{x}_{вск} = \Phi_k \bar{x}_{вск-1} + \mathbf{B}_k \bar{u}_{вск} + \bar{n}_{вск}$$

где  $\Phi_k$  – матрица взаимосвязи координат ВС в соседние моменты времени  $t_k$  и  $t_{k-1}$ ;  $\bar{u}_{вск}^T = |u_1, u_2, \dots, u_r|$  – вектор траекторией ВС размерности  $r$ ;  $\mathbf{B}_k$  – матрица коэффициентов вектора управления размерности  $n \times r$ ;  $r$  – число реализуемых каналов управления определяющимся ВС.

Выбор вида функционала во многом определяет характер решения и структуру оптимального закона управления  $\bar{u}_{вск}^T = |u_1, u_2, \dots, u_r|$ . В инженерной практике и современной теории оптимальных систем широкое применение находит обобщенный квадратичский функционал ошибки управления. Квадратичная функция потерь имеет вид:

$$C_k(\bar{\lambda}_k, \bar{u}_k) = (\bar{\lambda}_k - \bar{\lambda}_k^{\text{зад}})^T \Theta_k (\bar{\lambda}_k - \bar{\lambda}_k^{\text{зад}}) + \bar{u}_k^T \mathbf{K}_k \bar{u}_k, \quad (4)$$

где  $\bar{\lambda}^{\text{зад}}$  – заданная траектория;  $\Theta_k$  и  $\mathbf{K}_k$  – неотрицательно определенные весовые матрицы штрафов.

Первое слагаемое характеризует потери за ошибку (отклонение от заданной траектории), второе слагаемое – затраты на управление. Функционалы потерь для интегрального и локального критериев оптимизации имеют вид:

$$J_k = \mathbf{M} \left\{ C_k(\bar{\lambda}_k, \hat{\lambda}_k, \bar{u}_k) \right\}, J = \mathbf{M} \left\{ \sum_{v=1}^N C_k(\bar{\lambda}_k, \hat{\lambda}_k, \bar{u}_k) \right\}, \quad (5)$$

где  $J_k$  – функционал текущих потерь, отражающий качество навигационных определений в текущий момент времени;  $J$  – суммарный функционал потерь, характеризующий условия навигационного сеанса на всей траектории;  $C_k(\bar{\lambda}_k, \hat{\lambda}_k, \bar{u}_k)$  – заданная функция, характеризующая условия навигационного сеанса [4].

Критерий оптимизации (5) должен обеспечивать максимальную точность оценивания параметров вектора состояния ВС. Поэтому функцию стоимости в (5) при использовании квадратичного критерия оптимизации (4) можно представить в виде:

$$C_k(\bar{\lambda}_k, \hat{\lambda}_k, \bar{u}_k) = (\bar{\lambda}_k - \hat{\lambda}_k)^T \Theta_k (\bar{\lambda}_k - \hat{\lambda}_k), \quad (6)$$

где  $\bar{\lambda}_k$  – истинное значение вектора состояния ВС в момент времени  $t_v$ ,  $\hat{\lambda}_k$  – оценка вектора состояния, формируемая в результате комплексной оптимальной обработки информации.

Математическое ожидание данной функции по  $\bar{\lambda}_v$  равно:

$$\mathbf{M} \left\{ C_k \left( \bar{\lambda}_k, \hat{\lambda}_k, \bar{u}_k \right) \right\} = tr \{ \Theta \mathbf{R}_k \}, \quad (7)$$

где  $\mathbf{R}_k$  - значение корреляционной матрицы ошибок фильтрации;  $tr$  - математическая операция нахождения следа матрицы, т.е. суммы диагональных элементов матрицы.

Минимизация функционала текущих потерь, исходя из выражения (6), достигается при минимуме значения корреляционной матрицы ошибок фильтрации в текущий момент  $\mathbf{R}_k$ , которая для исследуемой системы удовлетворяет рекуррентному уравнению:

$$\mathbf{R}_k^{-1} = (\Phi \mathbf{R}_{k-1} \Phi^T + \Psi_k)^{-1} + \mathbf{H}_k (\bar{u}_k)^T \mathbf{V}_k^{-1} \mathbf{H}_k (\bar{u}_k). \quad (8)$$

Таким образом, для решения поставленной задачи необходимо определить оптимальное управление для системы (3), которое минимизирует значение корреляционной матрицы ошибок фильтрации (8). Особенность данной задачи состоит в том, что поиск оптимального управления выполняется на основе стохастической теории управления.

Вектор управления  $\bar{u}_k$  в выражении (8) влияет только на значение второго слагаемого. Следовательно, минимизация корреляционной матрицы ошибок фильтрации за счет организации оптимального управления траекторией ВС в момент времени  $t_k$  достигается при максимуме выражения  $\mathbf{H}(\bar{u}_k)^T \mathbf{V}_k^{-1} \mathbf{H}(\bar{u}_k)$ , которое выбирается в качестве функции стоимости.

В задачах оценивания динамических стохастических систем точность численного решения зависит от состава, количества наблюдаемых сигналов и продолжительности времени наблюдения. Характеристикой указанной точности является «мера наблюдаемости»  $\Gamma = \mathbf{H}(t)^T \mathbf{H}(t) \Delta t$  [4]. Для практического использования вводят понятие детерминанта матрицы Грама («мера наблюдаемости»), который численно характеризует площадь, «охватываемую» фазовой траекторией вектора наблюдений на интервале оценивания  $(t_0, t_k)$  и определяемую выражением:

$$\det \Gamma = \det \int_{t_0}^{t_k} \mathbf{H}(t)^T \mathbf{H}(t) dt = \mathbf{H}(t)^T \mathbf{H}(t) \Delta t.$$

Чем больше величина  $\det \Gamma$ , т.е. величина «меры наблюдаемости», тем лучше наблюдаемость и управляемость системы, следовательно, тем выше точность оценки переменных вектора состояния, в нашем случае – вектора состояния ВС.

При заданных стохастических характеристиках шумов наблюдения решающее правило оптимизации примет следующий вид:

$$\hat{\bar{u}}_k = \arg \max_{\bar{u}_k} (\det(\mathbf{H}(\bar{u}_k)^T \mathbf{H}(\bar{u}_k))). \quad (9)$$

Функция  $\det(\mathbf{H}(\bar{u}_k)^T \mathbf{H}(\bar{u}_k))$  в выражении (8) определяет зависимость точности навигационных определений от взаимного расположения потребителей и источников информации и определяется как «мера наблюдаемости»  $\Gamma = \mathbf{H}^T \mathbf{H} \Delta t$ . При  $\Delta t=1$  мера наблюдаемости непосредственно входит в выражение для определения геометрического

фактора (ГФ)  $K_T = \left( \text{tr} \left[ \left( \mathbf{H}^T \mathbf{H} \right)^{-1} \right] \right)^{1/2}$ . Поэтому в качестве критериев оптимизации траектории ВС принимается минимум коэффициента геометрии и максимум «меры наблюдаемости».

Оптимальное управление  $\hat{u}_k$  при локальной оптимизации находится из условия максимума  $\det(H(\bar{u}_k)^T H(\bar{u}_k))$  на каждом шаге, т.е. максимума меры наблюдаемости, в соответствии с выражением (8) [4].

Для практической реализации оптимальные траектории должны аппроксимироваться траекториями с ограничениями. Так как существуют ограничения на управление в виде неравенств  $|u_k| \leq U_m$ , то в качестве управления на объект подаются значения, являющиеся проекцией закона управления оптимизирующий выбранный критерий  $u_k$  на множество допустимых значений:

$$\bar{u}_k = \begin{cases} u_k, & \text{если } |u_k| \leq U_m \\ U_m \text{sign}(u_k), & \text{если } |u_k| > U_m. \end{cases}$$

### ОГРАНИЧЕНИЯ НА ПАРАМЕТРЫ УПРАВЛЕНИЯ

Управление траекторией движения ВС может быть реализовано по каналам угла атаки, скоростного угла крена и тяги двигателя (по направлению и по скорости). Совокупность управлений  $\bar{u}$  должна учитывать ограничения на управление, параметры траектории, фазовые координаты, время маневра и оптимизировать выбранный критерий качества управления. Ограничения на параметры управления (ПУ) сведены в систему неравенств следующего вида:

$$U_m^{ПУ} = \begin{cases} \alpha_{\min}(p) \leq \alpha \leq \alpha_{\max}(p), |\dot{\alpha}| \leq \dot{\alpha}_{\max}(p), |\gamma| \leq \gamma_{\max}(p), |\dot{\gamma}| \leq \dot{\gamma}_{\max}(p), \\ V_{\min} \leq |V| \leq V_{\max}, 0 \leq |a| \leq a_{\max}, \\ q_{\max} - q_{\text{доп}} \leq 0, n_{x_{\max}} - n_{x_{\text{доп}}} \leq 0, n_{y_{\max}} - n_{y_{\text{доп}}} \leq 0, \\ m_T - m_{T_{\text{доп}}} \leq 0, \end{cases}$$

где  $p$  - вектор параметров траектории, от которых зависят конкретные значения ограничений на управляющие воздействия;  $a_{\max}$  - максимально допустимое ускорение ВС;  $V_{\min}$  и  $V_{\max}$  - минимально и максимально возможные скорости движения ВС;  $q$  - скоростной напор;  $n_x$  и  $n_y$  - проекции вектора перегрузки на продольную и нормальную оси связанной системы координат.

Помимо ограничений, связанных с возможностями ВС и экипажа при решении задачи оптимизации, накладываются траекторные ограничения (ТО), определяемые целевой задачей полёта, связанные с ограничениями на текущие и конечные значения фазовых координат центра масс ВС. Эти ограничения имеют вид неравенств:

$$U_m^{ТО} = \begin{cases} V(t) - V_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \varphi(t) - \varphi_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, |\gamma| \leq \gamma_{\max}(p), H(t) - H_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \\ \Delta V(t) - \Delta V_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \Delta \varphi(t) - \Delta \varphi_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \Delta H(t) - \Delta H_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \\ T - T_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \Delta T - \Delta T_{\text{доп}} \leq (\geq) 0, \end{cases}$$

где  $T$  - продолжительность манёвра;  $n$  - количество траекторных ограничений;  $V$  - скорость ВС относительно Земли;  $\varphi$  - угол курса;  $H$  - высота над поверхностью Земли;

$$\Delta T = T - T_{\text{треб}}.$$

### МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛЬ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Математическая модель траекторного движения динамического управляемого объекта (ВС) в горизонтальной плоскости стандартной нормальной системы координат описывается следующей системой дифференциальных уравнений (рис. 2):

$$\begin{cases} x' = V \cos \psi, \\ z' = V \sin \psi, \\ \psi' = \omega_{\max} u, \\ \omega_{\max} = k / V, \end{cases} \quad (10)$$

где  $x$  – ордината положения ВС по оси  $OX$  в стандартной нормальной системе координат;  $z$  – абсцисса положения ВС по оси  $OZ$  в стандартной нормальной системе координат;  $\psi$  – направление вектора скорости или угол поворота траектории (угол отсчитывается от оси  $OX$  по часовой стрелке);  $\omega_{\max}$  – максимальная величина допустимой угловой скорости;  $k > 0$  – максимальная величина допустимого бокового ускорения ВС;  $V = \text{const} > 0$  – приборная скорость самолета в отсутствие возмущений;  $u$  – управление, удовлетворяющее ограничению  $|u| \leq 1$ .

Система уравнений (10) с достаточной точностью описывает процесс разворота и движения на прямолинейных участках и используется для стандартных навигационных расчетов.

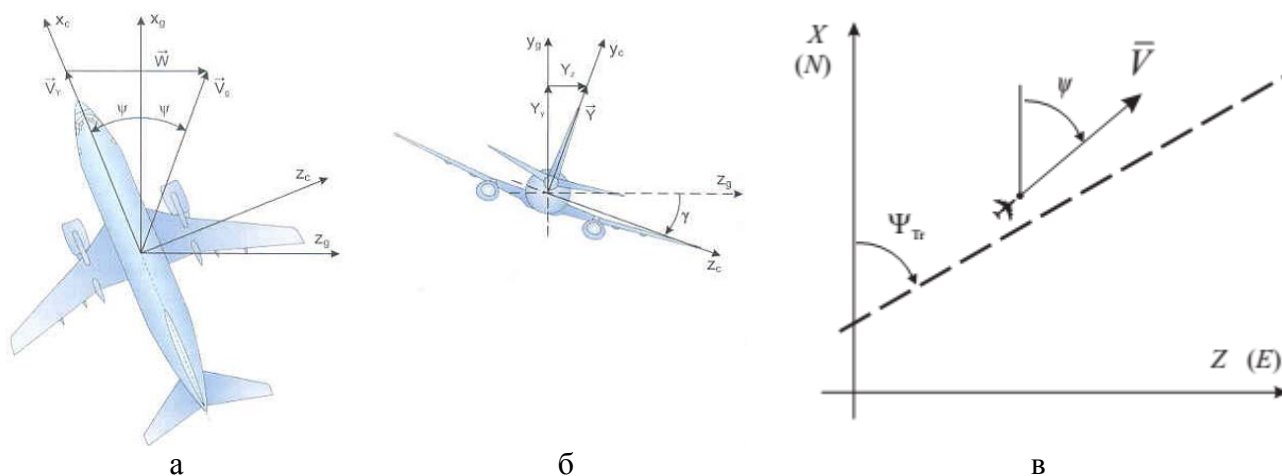


Рис. 2

а, б) параметры траектории полета ВС; в) стандартная нормальная система координат

### МОДЕЛИРОВАНИЕ, ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК, ОБСУЖДЕНИЕ РЕЗУЛЬТАТОВ

Исследования параметров навигационного сеанса и точностных характеристик НВО проводились на основе разработанной модели движения НС орбитальной группировки. На рис. 3 представлены погрешности оценки координат и местоположения (МП) ВС, обеспечиваемые ИСН при 2 НС с инерциальной поддержкой (а), в качестве дополнительных источников навигационной информации использовались 2 НОТ АЗН (наземная и воздушная)

(б). При этом радиальная погрешность на выходе ИСН снижается с 36 м (ошибка системы числения) до 20 м.

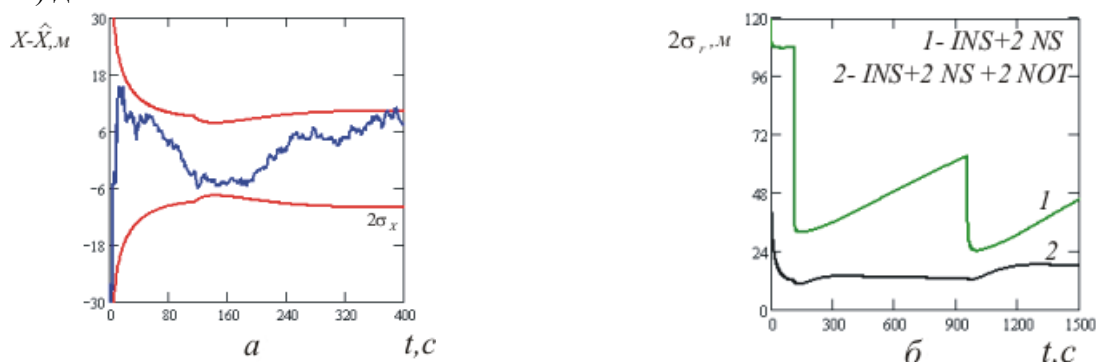


Рис. 3. Погрешность определения координат ВС в ИСН при работе по неполному созвездию НС:  
 а) погрешность определения координаты X; б) радиальная погрешность определения МП ВС

На рис. 4,а показана динамика изменения «меры наблюдаемости» и ГФ в горизонтальной плоскости: кривые 1, 2 – мера наблюдаемости и горизонтальный ГФ без управления, кривые 3, 4 – при оптимальном управлении, соответственно. На рис. 4,б представлены результаты исследования точностных характеристик ИСН при различных конфигурациях ИИ с применением оптимального управления траекторий ВС: кривая 1 - динамика радиальной погрешности при работе ИСН по 2 НС с инерциальной поддержкой; кривая 2 - радиальная погрешность при работе ИСН по 2 НС и 2 НОТ АЗН (наземная и воздушная); кривая 3 - радиальная погрешность МП для 2 НС и 2 НОТ АЗН (наземная и воздушная) при оптимальном управлении траекторией ВС; кривая 4 – радиальная погрешность МП при работе по 4-м НС с инерциальной поддержкой.

Сравнительный анализ показывает, что применение оптимального управления траекторией ВС позволяет повысить точность навигационных определений по данным ИСН при неполном созвездии НС СНС до  $2\sigma_r \approx 10$  м (в зависимости от геометрического фактора) и приблизить ее к точностным характеристикам системы при работе по 4-м НС.

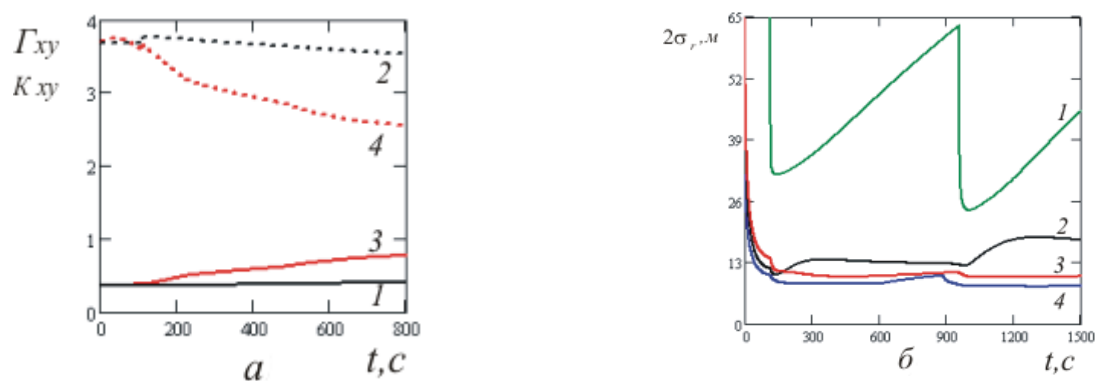


Рис. 4

- а) геометрические условия навигационного сеанса: мера наблюдаемости  $\Gamma_{xy}$ , горизонтальный геометрический фактор  $K_{xy}$  (а);  
 б) радиальная погрешность определения МП

## ВЫВОДЫ

Из анализа полученных результатов следует, что организация оптимального управления траекторией ВС по выбранному критерию привела к улучшению условий навигационного



сеанса и повышению точности определения МП ВС. Применение синтезированных алгоритмов фильтрации и оптимального управления траекториями позволяет повысить точности местоопределения ВС в среднем на 28%. Таким образом, совместное применение ССН, ИНС и системы АЗН в составе интегрированной системы навигации позволит повысить точность определения координат ВС на различных этапах полета.

## ЛИТЕРАТУРА

1. **Крыжановский Г.А.** Концепция и системы CNS/ATM в гражданской авиации. - М.: ИКЦ Академкнига, 2003.
2. Руководство по требуемым навигационным характеристикам (RNP). Doc 9613-AN/937, ICAO, 1994.
3. **Сейдж Э.П., Уайт Ч.С.** Оптимальное управление системами. - М.: Радио и связь, 1982.
4. **Скрыпник О.Н., Ерохин В.В., Слепченко А.П.** Оптимизация условий навигационного сеанса для повышения точности навигационно-временных определений в локальной системе координат // Научный вестник МГТУ ГА. 2010. № 159. С. 55-62.

## CONTROL OF AIRCRAFT TRAJECTORIES IN THE CONDITIONS OF THE NAVIGATION SESSION OPTIMIZATION AT AUTOMATIC DEPENDENT SURVEILLANCE

**Erokhin V.V.**

Algorithms of determination of coordinates of the aircraft in the integrated system of navigation and optimum control of a trajectory are considered. Results of researches of parameters of a navigation session and precision characteristics of an assessment of location showed that application of optimum control of a trajectory allowyuv to increase the accuracy of navigation definitions in case of incomplete constellation of navigation satellites.

**Key words:** trajectory, optimal control, navigation.

## REFERENCES

1. **Kryzhanovsky G.A.** Konceptsiya I sistemi CNS/ATM v grazhdanskoj aviacii (The concept and CNS/ATM systems in civil aviation). - М.: IKTs of Akademkniga, 2003. (In Russian).
2. Performance-based Navigation (PBN) Manual Doc. 9613-AN/937, ICAO, 1994.
3. **Sage E.P., White J.S.** Optimum systems' control. - М.: Radio and communication, 1982.
4. **Skrypnik O.N., Yerokhin V.V., Slepchenko A.P.** Optimization of conditions of a navigation session for increase of accuracy of navigation and time definitions in local system of coordinates // Nauchniy vestnik MGTU GA. 2010. No. 159. Pp. 55-62. (In Russian).

## СВЕДЕНИЯ ОБ АВТОРЕ

**Ерохин Вячеслав Владимирович**, 1975 г.р., окончил Иркутское ВВАИУ (1998), доцент, кандидат технических наук, доцент кафедры АРЭО ИФ МГТУ ГА, автор 39 научных работ, область научных интересов – спутниковые системы навигации, комплексная обработка навигационной информации.