

# О ПОСТРОЕНИИ МОДЕЛИ БЕСПЛАТФОРМЕННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ АВИАБОМБЫ С НЕИНВАРИАНТНЫМИ АЛГОРИТМАМИ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ

А.А. Кондратов, В.А. Кривоноженков, А.Г. Щипицын

Анализ существующих тенденций развития авиационного вооружения убедительно показывает, что в настоящее время и в ближайшем будущем основное внимание специалистов должно уделяться созданию и совершенствованию высокоточного «интеллектуального» оружия, обеспечивающего эффективное «точечное» поражение целей в любых условиях, независимо от противодействия противника, в том числе с помощью активных или пассивных помех [1].

Таким образом, весь арсенал последних достижений в области решения навигационных задач, таких как GPS/ГЛОНАСС технологии, бесплатформенные инерциальные системы, микромеханика и другие могут и должны быть использованы для создания управляемых и корректируемых авиационных бомб.

В работах [1,2] приводятся различные схемы комплексирования БИНС со спутниковыми навигационными системами (СНС): раздельная, слабо-связанная, жестко связанная, глубоко интегрированная схемы. Все они имеют свои преимущества и недостатки, но потенциальная точность выходной навигационной информации в них повышается за счет применения специальных схем комплексирования и алгоритмического обеспечения.

В данной работе ставится задача на исследование метода повышения точности выходных навигационных параметров БИНС за счет использования информации о динамических свойствах объекта.

Идея оптимизации алгоритмов ИНС на основе учета динамических свойств объекта не нова. В работах [3,4] затронуты вопросы повышения эффективности навигационных алгоритмов для объектов с известной динамикой.

В настоящей работе предлагается методика построения алгоритмов для БИНС с учетом линеаризованных уравнений движения УАБ на основе расширенного фильтра Калмана. Предлагается непосредственное включение оцениваемых навигационных параметров в вектор состояния.

## 1. Постановка задачи неинвариантной обработки информации в БИНС

В настоящей работе используются следующие правые прямоугольные системы координат (СК) [5]:

- инерциальная  $O_0 X_{И} Y_{И} Z_{И}$  с началом в центре Земли, оси  $X_{И}$  и  $Z_{И}$  которой направлены в точку весеннего равноденствия и по оси мира

(вращения Земли) соответственно, ось  $Y_{И}$  образует правую ортогональную тройку (рис. 1);

- гринвичская  $O_{Г} XYZ$ , связанная с Землей, ось  $X$  которой проходит через пересечение гринвичского меридиана с экватором, ось  $Z$  совпадает с  $Z_{И}$ , а ось  $Y$  также образует правую ортогональную тройку;

- сопровождающий навигационный трехгранник  $OENU$  с началом в центре масс объекта-УАБ, оси  $E$ ,  $N$  и  $U$  которого направлены по географической параллели на восток, по меридиану на север и по местной вертикали вверх соответственно;

- связанная с объектом  $Oxyz$ , оси  $x$ ,  $y$  и  $z$  которой совпадают с главными осями инерции УАБ и направлены (относительно конструкции) вперед, вверх, и вправо соответственно.

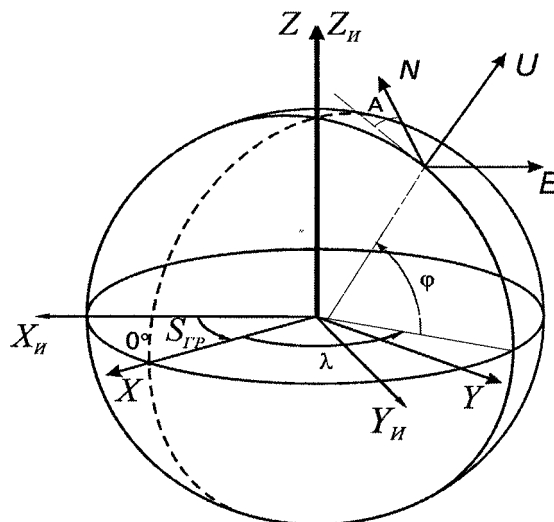


Рис. 1. Системы координат, используемые в БИНС

Задачу неинвариантной обработки информации в БИНС сформулируем следующим образом.

Будем считать, что гироскопы и акселерометры измеряют составляющие абсолютной угловой скорости УАБ и ее кажущиеся ускорения по связанным осям. Датчики положения аэродинамических рулей позволяют измерять управляющее воздействие на бомбу: отклонение руля высоты  $\delta_B$ , элеронов  $\delta_\epsilon$  и руля направления  $\delta_H$ . Стохастическая модель движения УАБ известна.

На основе измеряемых сигналов первичной инерциальной информации, а также сигналов управляющего воздействия на объект, используе-

мых совместно с известной стохастической моделью его движения, требуется оценить параметры движения объекта.

## 2. Модель движения УАБ

Кинематические уравнения для поступательного и вращательного движения имеют вид [3, 5]:

$$\begin{cases} \dot{\lambda} = W_E / ((R+h) \cos \varphi); \\ \dot{\varphi} = W_N / (R+h); \\ \dot{h} = W_U; \end{cases} \quad (1)$$

$$\dot{C} = C \left[ \bar{\omega}_{ENU}^{xyz} \times \right] - \left[ \bar{\omega}_{ENU}^{X_i Y_i Z_i} \times \right] C. \quad (2)$$

Здесь  $\lambda$ ,  $\varphi$  и  $h$  – географические координаты УАБ (долгота, широта и высота соответственно);  $W_E, W_N, W_U$  – проекции на оси навигационного трехгранника  $\bar{W}^{ENU}$  – вектора скорости движения УАБ относительно Земли, которую в целях упрощения принимаем шаром радиуса  $R$ ;  $\Omega^{ENU} = [0; \Omega \cos \varphi; \Omega \sin \varphi]$  – угловая скорость вращения Земли в проекциях на оси навигационного трехгранника,  $\bar{\omega}_{ENU}^{XYZ} = [-\dot{\varphi}; \dot{\lambda} \cos \varphi; \dot{\lambda} \sin \varphi]$  – угловая скорость навигационного трехгранника относительно гринвичской системы координат;  $\bar{\omega}_{ENU}^{X_i Y_i Z_i} = \bar{\Omega}^{ENU} + \bar{\omega}_{ENU}^{XYZ}$  – угловая скорость навигационного трехгранника относительно инерциальной СК, определяемая вращением Земли и движением центра масс УАБ.

Поскольку из девяти элементов матрицы ориентации  $C$  независимыми являются только три, то при ее нахождении применяются различные варианты параметризации, например с помощью эйлеровых углов рыскания  $\psi$ , тангажа  $\upsilon$  и крена  $\gamma$ . Матрица  $C$  с элементами  $c_{ij}$ ,  $i, j = 1, 2, 3$  имеет следующий вид:

$$C_{3 \times 3} = \begin{cases} c_{11} = -\sin \psi \cos \upsilon; \\ c_{12} = \sin \psi \sin \upsilon \cos \gamma + \cos \psi \sin \gamma; \\ c_{13} = -\sin \psi \sin \upsilon \sin \gamma + \cos \psi \cos \gamma; \\ c_{21} = \cos \psi \cos \upsilon; \\ c_{22} = -\cos \psi \sin \upsilon \cos \gamma + \sin \psi \sin \gamma; \\ c_{23} = \cos \psi \sin \upsilon \sin \gamma + \sin \psi \cos \gamma; \\ c_{31} = \sin \upsilon; \\ c_{32} = \cos \upsilon \cos \gamma; \\ c_{33} = -\cos \upsilon \sin \gamma. \end{cases} \quad (3)$$

С учетом (3) уравнение (2) может быть записано в виде:

$$\begin{cases} \dot{\psi} = 1/\cos \upsilon (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma); \\ \dot{\upsilon} = \omega_y \sin \gamma + \omega_z \cos \gamma; \\ \dot{\gamma} = \omega_x - \operatorname{tg} \upsilon (\omega_y \cos \gamma - \omega_z \sin \gamma). \end{cases} \quad (4)$$

Вектор относительной угловой скорости вычисляется по измерениям гироскопических датчи-

ков с учетом известной скорости вращения навигационного репера:

$$\begin{aligned} \bar{\omega}_{xyz}^{ENU} &= \bar{\omega}_{xyz}^{X_i Y_i Z_i} - C \bar{\omega}_{ENU}^{X_i Y_i Z_i} = [\omega_x; \omega_y; \omega_z] + \\ &+ \dot{\varphi} [-\sin \psi \cos \upsilon; \cos \psi \cos \upsilon; \sin \psi] - (\dot{\lambda} + \Omega) \times \\ &\times [(\cos \varphi \cos \gamma - \sin \varphi \sin \gamma) \times \\ &\times [\sin \psi \sin \upsilon; -\cos \psi \sin \upsilon; \cos \upsilon] + \\ &+ (\cos \varphi \sin \gamma + \sin \varphi \cos \gamma) [\cos \psi; \sin \psi; 0]]. \end{aligned} \quad (5)$$

Поступательное движение УАБ в инерциальной системе координат подчиняется основному закону динамики, который в проекциях векторов на оси навигационного трехгранника имеет вид:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{W}}^{ENU} &= 1/M \cdot C \bar{F}^{xyz} + \bar{g}^{ENU} - \\ &- (2[\bar{\Omega}^{ENU} \times] + [\bar{\omega}_{ENU}^{XYZ}]) \bar{W}^{ENU}, \end{aligned} \quad (6)$$

где  $M$  – масса объекта,  $\bar{F}^{xyz}$  – аэродинамическая сила, действующая на объект, в проекциях на оси связанной СК.

Вращательное движение УАБ также описывается дифференциальным уравнением, вытекающим из основного закона динамики вращательного движения. Для УАБ, главные оси инерции которой совпадают с осями связанной СК, наиболее простой вид это уравнение имеет в проекциях на эти оси [3]:

$$\dot{\bar{\omega}}_{ENU}^{xyz} = (\bar{J}^{xyz})^{-1} (\bar{m}^{xyz} - [\bar{\omega}_{ENU}^{xyz} \times] \bar{J}^{xyz} \bar{\omega}_{ENU}^{xyz}), \quad (7)$$

где

$$\bar{J}^{xyz} = \operatorname{diag}_{3 \times 3} (J_x, J_y, J_z) \quad (8)$$

матрица моментов инерции,  $J_x, J_y, J_z$  – моменты инерции УАБ относительно осей связанной СК (главные моменты инерции УАБ).

Аэродинамическая сила  $\bar{F}^{xyz}$ , действующая на УАБ, определяется конфигурацией бомбы и характером обтекания ее воздушным потоком. В проекциях на оси связанной СК она может быть представлена в виде [3]:

$$\bar{F}^{xyz} = qS[c_x; c_y; c_z] + \bar{w}_f. \quad (9)$$

Здесь  $q = \rho V_{\text{возд}}^2 / 2$  – скоростной напор;  $\rho$  – плотность воздуха, зависящая от высоты полета;  $V_{\text{возд}}$  – величина воздушной скорости;  $S$  – характерная площадь УАБ;  $c_x, c_y, c_z$  – безразмерные аэродинамические коэффициенты, получаемые в результате испытаний изделия в аэродинамической трубе и аппроксимируемые в соответствии с моделью:

$$\begin{cases} c_x = c_x(\alpha) + c_x^{\delta_B}(\alpha) \delta_B; \\ c_y = c_y(\alpha) + c_y^{\delta_B}(\alpha) \delta_B; \\ c_z = c_z^{\beta}(\alpha) \beta + c_z^{\delta_H}(\alpha) \delta_H. \end{cases} \quad (10)$$

где  $\alpha$  и  $\beta$  – углы атаки и скольжения УАБ,  $\delta_B, \delta_H$  – величины, характеризующие управляющее воздействие отклонения руля высоты и руля

направления соответственно,  $\bar{w}_f$  – трехмерный вектор взаимно некоррелированных белых шумов, интенсивность которых определяется степенью неточности модели (10).

Таким образом,

$$\bar{F}^{ENU} = C\bar{F}^{xyz}(\rho, V_{\text{возд}}, \alpha, \beta, \delta_B, \delta_H, w_{f_x}, w_{f_y}, w_{f_z}). \quad (11)$$

Аэродинамический момент сил, определяющий вращательное движение УАБ, в проекциях на оси связанной СК имеет представление, аналогичное (9):

$$\bar{m}^{xyz} = qSl \text{diag}(1, 1, 1)[m_x; m_y; m_z] + \bar{w}_m, \quad (12)$$

где  $l$  – длина корпуса УАБ;  $m_x, m_y, m_z$  – безразмерные коэффициенты аэродинамических моментов, аппроксимируемые в соответствии с моделью:

$$\begin{cases} m_x = m_x(\alpha, \beta) + m_x^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\bar{\omega}_x + m_x^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\bar{\omega}_y + \\ + m_x^{\bar{\beta}}(\alpha)\bar{\beta} + m_x^{\delta_\Delta}(\alpha)\delta_\Delta + m_x^{\delta_H}(\alpha)\delta_H; \\ m_y = m_y(\alpha, \beta) + m_y^{\bar{\omega}_x}(\alpha)\bar{\omega}_x + m_y^{\bar{\omega}_y}(\alpha)\bar{\omega}_y + \\ + m_y^{\bar{\beta}}(\alpha)\bar{\beta} + m_y^{\delta_\Delta}(\alpha)\delta_\Delta + m_y^{\delta_H}(\alpha)\delta_H; \\ m_z = m_z(\alpha) + m_z^{\bar{\omega}_z}(\alpha)\bar{\omega}_z + m_z^{\bar{\alpha}}(\alpha)\bar{\alpha} + \\ + m_z^{\delta_B}(\alpha)\delta_B. \end{cases} \quad (13)$$

где  $\delta_\Delta$  – управляющее воздействие в виде отклонения элеронов;  $\bar{w}_m$  – трехмерный вектор взаимно некоррелированных белых шумов, интенсивность которых определяется степенью неточности (13); чертой обозначены безразмерные угловые скорости:

$$\begin{cases} \bar{\omega}_x = l\omega_x / (2V_{\text{возд}}); \\ \bar{\omega}_y = l\omega_y / (2V_{\text{возд}}); \\ \bar{\omega}_z = l\omega_z / (2V_{\text{возд}}); \\ \bar{\alpha} = l\dot{\alpha} / V_{\text{возд}}; \\ \bar{\beta} = l\dot{\beta} / V_{\text{возд}}. \end{cases} \quad (14)$$

Таким образом,

$$\bar{m}^{xyz} = \bar{m}^{xyz}(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \omega_x, \omega_y, \omega_z, \delta_\Delta, \delta_B, \delta_H, w_{m_x}, w_{m_y}, w_{m_z}). \quad (15)$$

Параметры движения УАБ относительно воздушных масс – воздушная скорость  $V_{\text{возд}}$ , а также углы атаки и скольжения  $\alpha$  и  $\beta$  – могут определяться по проекциям вектора воздушной скорости на оси связанной СК:

$$\begin{cases} \bar{V}_{\text{возд}}^{xyz} = C(\bar{W}^{ENU} - \bar{U}^{ENU}); \\ V_{\text{возд}} = \sqrt{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2 + V_{\text{возд}_z}^2}; \\ \alpha = \arctg(V_{\text{возд}_y} / V_{\text{возд}_x}); \\ \beta = \arctg(V_{\text{возд}_z} / \sqrt{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2}). \end{cases} \quad (16)$$

Скорость нарастания аэродинамических углов может быть определена дифференцированием выражений (16):

$$\begin{cases} \dot{\alpha} = \frac{-\dot{V}_{\text{возд}_x} V_{\text{возд}_y} + \dot{V}_{\text{возд}_y} V_{\text{возд}_x}}{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2}; \\ \dot{\beta} = \frac{-\dot{V}_{\text{возд}_x} V_{\text{возд}_z} V_{\text{возд}_y}}{(V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2 + V_{\text{возд}_z}^2) \sqrt{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2}} + \\ + \frac{\dot{V}_{\text{возд}_y} V_{\text{возд}_y} V_{\text{возд}_z}}{(V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2 + V_{\text{возд}_z}^2) \sqrt{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2}} + \\ + \frac{\dot{V}_{\text{возд}_z} (V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2)}{(V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2 + V_{\text{возд}_z}^2) \sqrt{V_{\text{возд}_x}^2 + V_{\text{возд}_y}^2}}. \end{cases} \quad (17)$$

где

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{\text{возд}_x} \\ \dot{V}_{\text{возд}_y} \\ \dot{V}_{\text{возд}_z} \end{bmatrix} = \bar{V}_{\text{возд}}^{xyz} = -[\bar{\omega}_{xyz}^{ENU} \times] C \times \\ \times (\bar{W}^{ENU} - \bar{U}^{ENU}) + C(\bar{W}^{ENU} - \bar{U}^{ENU}). \quad (18)$$

Ветровое возмущение будем описывать как марковский процесс:

$$\begin{aligned} \dot{\bar{U}}^{ENU} &= -\tau_U^{-1} \bar{U}^{ENU} + \\ &+ \text{diag}(\sigma_{U_E}, \sigma_{U_N}, \sigma_{U_U}) \sqrt{2/\tau_U} \bar{w}_U, \end{aligned} \quad (19)$$

где  $\sigma_{U...}$  – среднеквадратическое значение составляющей скорости ветра в соответствующем направлении;  $\tau_U$  – период корреляции ветрового возмущения;  $\bar{w}_U$  – трехмерный вектор взаимно некоррелированных белых шумов единичной интенсивности.

Считаем, что измерение гироскопов и акселерометров искажено смещением нулей, ошибками масштабных коэффициентов и ориентации измерительных осей, а также имеет бел шумную составляющую:

$$\bar{s}_{\text{измер}} = \begin{pmatrix} 1 + \kappa_{s_x} & \epsilon_{s_{xy}} & \epsilon_{s_{xz}} \\ \epsilon_{s_{yx}} & 1 + \kappa_{s_y} & \epsilon_{s_{yz}} \\ \epsilon_{s_{zx}} & \epsilon_{s_{zy}} & 1 + \kappa_{s_z} \end{pmatrix} \bar{s} + \Delta \bar{s} + \bar{w}_s. \quad (20)$$

Здесь  $\bar{s}$  и  $s$  заменяют индексы  $\bar{\omega}^{xyz}$  и  $\omega$  для гироскопов,  $\bar{\alpha}^{xyz}$  и  $a$  для акселерометров,  $\bar{w}_s$  – трехмерные белые шумы. При этом все составляющие инструментальных погрешностей будем считать марковскими:

$$\dot{\bar{X}}_{Err} = -\tau_{Err}^{-1} \bar{X}_{Err} + \sigma_{Err} 2/\tau_{Err} \bar{w}_{Err}. \quad (21)$$

Здесь  $Err$  заменяет необходимые индексы  $\Delta \bar{\omega}^{xyz}$ ,  $\Delta \bar{\alpha}^{xyz}$ ,  $\bar{\kappa}_\omega$ ,  $\bar{\kappa}_\alpha$  ( $\bar{w}_s$  – трехмерные векторы взаимно некоррелированных белых шумов единичной интенсивности),  $\bar{\epsilon}_\omega$ ,  $\bar{\epsilon}_\alpha$  ( $\bar{w}_s$  – шестимерные векторы взаимно некоррелированных белых шумов единичной интенсивности).

Особенность измерения ускорения состоит в том, что собственно ускорение в вектор состояния не входит. Однако, в соответствии с (9), (10) величина ускорения связана с параметрами движения УАБ относительно воздушных масс и с управлением. Поэтому для сигналов акселерометров в (20), с учетом (10), подставляем выражение:

$$\bar{\alpha}^{xyz} = 1/M \cdot qS [c_x; c_y; c_x]. \quad (22)$$

### 3. Вектор состояния

#### в задаче обработки информации

Вектор состояния в задаче синтеза инвариантного алгоритма для БИНС современной УАБ представим в виде набора векторных компонент, в числе которых:

- вектор  $\bar{X}_{\lambda\varphi h} = [\lambda; \varphi; h]$ , включающий географические координаты УАБ;
- вектор  $\bar{X}_{\psi\upsilon\gamma} = [\psi; \upsilon; \gamma]$  параметров угловой ориентации УАБ;
- вектор  $\bar{X}_{\bar{W}ENU} = [W_E; W_N; W_U]$  земной скорости УАБ;
- вектор  $\bar{X}_{\bar{\omega}^{xyz} \bar{\gamma}_{H} Z_H} = [\omega_x; \omega_y; \omega_z]$  скорости углового движения УАБ относительно инерциальной системы координат;

• вектор  $\bar{X}_{\bar{U}ENU} = [U_E; U_N; U_U]$  скорости ветра, характеризующий возмущающее воздействие на УАБ;

- векторы, описывающие погрешности гироскопов и акселерометров: смещение сигнала  $\bar{X}_{\Delta\omega^{yz}} = [\Delta\omega_x; \Delta\omega_y; \Delta\omega_z]$  и  $\bar{X}_{\Delta\alpha^{yz}} = [\Delta\alpha_x; \Delta\alpha_y; \Delta\alpha_z]$ , ошибки масштабных коэффициентов  $\bar{X}_{\bar{\kappa}_\omega} = [\kappa_{\omega_x}; \kappa_{\omega_y}; \kappa_{\omega_z}]$  и  $\bar{X}_{\bar{\kappa}_\alpha} = [\kappa_{\alpha_x}; \kappa_{\alpha_y}; \kappa_{\alpha_z}]$ , ориентации измерительных осей  $\bar{X}_{\bar{\epsilon}_\omega} = [\epsilon_{\omega_{xy}}; \epsilon_{\omega_{xz}}; \epsilon_{\omega_{yx}}; \epsilon_{\omega_{yz}}; \epsilon_{\omega_{zx}}; \epsilon_{\omega_{zy}}]$ ,  $\bar{X}_{\bar{\epsilon}_\alpha} = [\epsilon_{\alpha_{xy}}; \epsilon_{\alpha_{xz}}; \epsilon_{\alpha_{yx}}; \epsilon_{\alpha_{yz}}; \epsilon_{\alpha_{zx}}; \epsilon_{\alpha_{zy}}]$ .

Таким образом, имеем 39-мерный вектор состояния:

$$\bar{X} = \left( \bar{X}_{\lambda\varphi h}^T; \bar{X}_{\psi\upsilon\gamma}^T; \bar{X}_{\bar{W}ENU}^T; \bar{X}_{\bar{\omega}^{xyz} \bar{\gamma}_{H} Z_H}^T; \bar{X}_{\bar{U}ENU}^T; \bar{X}_{\Delta\omega^{yz}}^T; \bar{X}_{\Delta\alpha^{yz}}^T; \bar{X}_{\bar{\kappa}_\omega}^T; \bar{X}_{\bar{\kappa}_\alpha}^T; \bar{X}_{\bar{\epsilon}_\omega}^T; \bar{X}_{\bar{\epsilon}_\alpha}^T \right). \quad (23)$$

Вектор состояния (23) определяет погрешности БИНС и не поддается непосредственному измерению. Однако имеется косвенная возможность его наблюдения при получении информации от спутникового приемника. Считая его измерения достаточно точными, предполагаем, что разница между параметрами, измеренными приемником и вычисленными БИНС определяет погрешности инерциальной системы.

Далее синтезируем оптимальный дискретный фильтр Калмана, на выходе которого получаем оценку вектора состояния  $X$  [6]. На основании оценки вектора состояния  $X$  осуществляется коррекция выходных параметров БИНС. Следует подчеркнуть, что коррекции подвергаются только выходные параметры, поступающие потребителям.

### Заключение

С переносом акцентов при построении БИНС в сторону более дешевых датчиков образуется ситуация, когда погрешности инерциального измерителя становятся сопоставимыми с достижимой точностью описания динамических свойств объекта навигации. Эффективным путем оптимизации алгоритмов инерциальной системы становится учет динамики объекта [3,4].

В ходе работы на основе калмановской фильтрации необходимо разработать алгоритм обработки сигналов акселерометров и гироскопов для оценки навигационных параметров УАБ.

Для оценки возможностей по повышению точности выходных параметров БИНС необходимо провести численное исследование.

В целях сопоставительной оценки точности алгоритмов, получаемых при инвариантном и неинвариантном подходах необходимо выполнить решение соответствующих уравнений для дисперсионных матриц вектора состояния.

### Литература

1. Управление и наведение беспилотных маневренных летательных аппаратов на основе современных информационных технологий / под ред. М. Н. Красильщикова, Г. Г. Себрякова. - М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. - 279 с.
2. Плаксин, П. Л. Построение системы навигации авиационной бомбы с коррекцией ее движения от орбитальных спутников Земли / П. Л. Плаксин // Авиакосмическое приборостроение. - 2006. - №9. - С. 34-48.
3. Федоскин, О. И. Неинвариантные алгоритмы обработки информации для БИНС летательного аппарата / О. И. Федоскин // Гироскопия и навигация. - 2003. - №4. - С. 15-28.
4. Дмитриев, С. П. Неинвариантные алгоритмы обработки информации инерциальных навигационных систем / С. П. Дмитриев, О. А. Степанов // Гироскопия и навигация. - 2000. - №1. - С. 12-23.
5. Бабич, О. А. Обработка информации в навигационных комплексах / О. А. Бабич. - М.: Машиностроение, 1991. - 512 с.
6. Ривкин, С. С. Статическая оптимизация навигационных систем / С. С. Ривкин, Р. И. Ивановский, А. В. Костров. - Л.: Судостроение, 1976. - 280 с.