

Стохастическая оценка параметров пространственной ориентации подвижных комплексов радиообнаружения и наведения летательных аппаратов

Рассмотрено комплексное решение задачи стохастической оценки параметров пространственной ориентации мачтовых антенн, размещенных на подвижных комплексах радиообнаружения и наведения, и самих объектов-носителей антенн. Предложен алгоритм оценки параметров пространственной ориентации мачтовой антенны и подвижного объекта-носителя, построенный на основе применения автономных средств измерения (инерциальных и неинерциальных), при самых общих предположениях о характере помех чувствительных элементов измерительного комплекса. Установлено, что алгоритм, инвариантный к характеру движения мачты и самого объекта, обеспечивает устойчивость и точность оценивания, требуемую для подвижных комплексов радиообнаружения и наведения различного базирования в условиях отсутствия спутниковых измерений.

С.В. СОКОЛОВ,

д-р техн. наук,

Д.В. МАРШАКОВ,

канд. техн. наук,

И.В. РЕШЕТНИКОВА,

канд. техн. наук,

М.В. КУРИНЕНКО

(МТУСИ, Москва)

daniil_marshakov@mail.ru

Подвижный комплекс радиообнаружения и наведения, мачтовая антенна, нелинейное стохастическое оценивание, пространственная ориентация, параметры Родрига – Гамильтона

Повышение точности систем навигации, наведения и посадки летательных аппаратов обуславливает необходимость решения проблемы высокоточной ориентации антенн их радионавигационных комплексов. Из-за необходимости размещения данных антенн на мачтах различных конструкций неизбежно возникают погрешности их пространственной ориентации, вызванные ветровыми и сейсмическими колебаниями, тепловыми деформациями и др. Расположение подобных антенн на подвижных объектах – наземных, морских и авиационных комплексах радиообнаружения и наведения – осложняет ситуацию. В связи с этим актуальна проблема повышения точности определения ориентации антенн не только в условиях случайных колебаний мачты, но и при произвольном характере движения объекта [1–5]. Для решения этой задачи разработаны методы оценки пространственной ориентации антенны в условиях внешних возмущений и внутренних помех измерительного комплекса [6–13]. Наиболее часто применяются методы, использующие спутниковые измерения, обеспечивающие принципиальную возможность решения как задачи пространственной ориентации, так и позиционирования подвижного объекта [11–17]. В то же время при высокой интенсивности естественных и искусственных радиопомех использование методов спутниковой навигации, в том числе для решения задачи определения ориентации антенн, размещенных на подвижном основании, существенно затруднено [18–22].

В подобных условиях для комплексного решения задач пространственной ориентации антенны при одновременном высокоточном позиционировании объекта ее базирования практически безальтернативным вариантом решения является применение автономных средств измерения – инерциальных и неинерциальных. В качестве инерциальных измерителей наиболее целесообразно использовать бесплатформенные системы пространственной ориентации [7, 22–26], в качестве неинерциальных – измерители линейной скорости (доплеровские, корреляционные, газодинамические, оптические и др.).

Решение задачи определения ориентации антенны, расположенной на стационарной случайно колеблющейся мачте, было получено в работе [26]. Алгоритм оценки ориентации антенны в условиях помех измерения бесплатформенной инерциальной системы ориентации был построен в предположении, что антенна изменяет свою ориентацию относительно мачты случайным образом. При аппаратной реализации данного алгоритма использовались три датчика угловой скорости и три акселерометра. Однако в общем случае – при размещении мачтовой антенны на подвижном объекте – решить задачу ее ориентации с подобным составом чувствительных элементов и с помощью алгоритма [26] уже не представляется возможным.

В связи с этим рассмотрим далее для антенны подвижного комплекса радиобнаружения и наведения синтез алгоритма оценки параметров ее пространственной ориентации, обеспечивающего в условиях неизбежных помех измерения устойчивость и требуемую точность оценивания при самых общих предположениях о характере движения подвижного объекта-носителя антенны и мачты относительно объекта.

Для последующего решения задачи автономной ориентации мачтовой антенны, расположенной на подвижном объекте, полагаем, что ее центр масс, соединенный жестким стержнем длиной R (моделирующим мачту) с центром масс подвижного объекта, может перемещаться относительно него во всех направлениях под действием внешних возмущений (рис. 1). Вращение антенны относительно мачты осуществляется с вектором угловой скорости, изменяемым во времени по заданному закону. Также полагаем, что объект-носитель антенны произвольно перемещается по сфере Земли с изменением высоты и одновременным вращением относительно его центра масс.

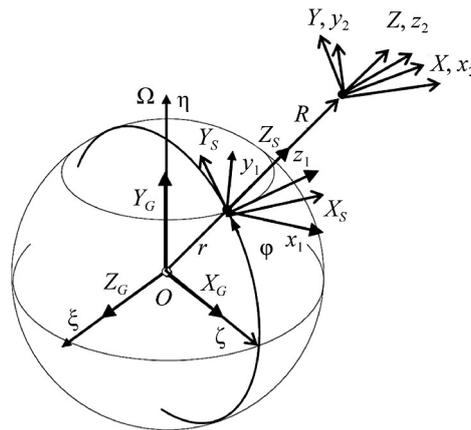


Рис. 1

Далее используем следующие системы координат (рис. 1):

- первую приборную систему координат $J_1 O x_1 y_1 z_1$ с началом в центре масс объекта, оси которой направлены по взаимно ортогональным осям чувствительности чувствительных элементов первой группы, входящих в общий состав навигационного комплекса;
- вторую приборную систему координат $J_2 O x_2 y_2 z_2$ с началом в центре масс антенны, оси которой направлены по взаимно ортогональным осям чувствительности акселерометров второй группы;
- сопровождающую систему координат $S O X_S Y_S Z_S$ с началом в центре масс объекта (одновременно в точке крепления стержня длиной R), ось OY_S которой лежит в плоскости местного меридиана и направлена на север, ось OZ_S направлена от центра Земли, а ось OX_S дополняет систему координат до правой;
- опорную систему координат $Q OXYZ$ с началом в центре масс антенны, ось OZ которой направлена вдоль стержня длиной R , направления осей OX, OY, OZ в начальный момент времени совпадают с направлениями соответствующих осей сопровождающей системы координат OX_S, OY_S, OZ_S ;
- инерциальную систему координат $I O\xi\eta\zeta$ с началом в центре Земли, ось $O\eta$ которой направлена по оси вращения Земли от ее центра, ось $O\xi$ в начальный момент времени лежит в плоскости нулевого меридиана, а ось $O\zeta$ дополняет систему координат до правой;
- геоцентрическую систему координат $G OX_G Y_G Z_G$ с началом в центре Земли, ось OY_G которой направлена по оси вращения Земли от ее центра, ось OZ_G лежит в плоскости нулевого меридиана, а ось OX_G дополняет систему координат до правой.

В соответствии с введенными системами координат под задачей ориентации антенны, расположенной на качающейся мачте, установленной на подвижном объекте, далее понимается текущая оценка параметров разворота (в качестве которых далее рассматриваются параметры Родрига – Гамильтона [26, 27]) приборной системы координат J_2 относительно сопровождающей системы координат S при одновремен-

ном определении текущих параметров углового и линейного движения объекта-носителя антенны. При этом полагаем, что в состав бесплатформенной инерциальной системы ориентации антенного комплекса радиообнаружения и наведения входит первая группа чувствительных элементов, расположенная в центре масс объекта, состоящая из трех ортогональных акселерометров и трех ортогональных датчиков угловой скорости, измерителя линейной скорости (принцип построения которого определяется видом базирования объекта-носителя антенны) и высотомера (наличие которого также определяется видом базирования подвижного объекта), а также вторая группа чувствительных элементов, расположенная в центре масс антенны и состоящая из трех ортогональных акселерометров.

Исходя из практики использования бесплатформенной инерциальной системы ориентации, в качестве моделей помех чувствительных элементов наиболее общего вида выберем аддитивные центрированные белые гауссовские шумы с известными интенсивностями [28]. Тогда модели выходных сигналов чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной системы ориентации принимают следующий вид [23–25]:

- для акселерометров:

$$\mathbf{Z}_{ai} = \mathbf{a}_{Ji} + \mathbf{W}_{ai},$$

где $i = 1, 2$ – номер группы чувствительных элементов; $\mathbf{Z}_{ai} = [Z_{axi} \ Z_{ayi} \ Z_{azi}]^T$ – вектор выходных сигналов трех ортогональных акселерометров i -й группы; $\mathbf{a}_{Ji} = [a_{xi} \ a_{yi} \ a_{zi}]^T$ – вектор ускорений центра масс (объекта или антенны) в i -й приборной системе координат; $\mathbf{W}_{ai} = [W_{axi} \ W_{ayi} \ W_{azi}]^T$ – вектор помех измерения акселерометров i -й группы (центрированный белый гауссовский шум с матрицей интенсивностей D_{ai});

- для датчиков угловой скорости:

$$\mathbf{Z}_d = \boldsymbol{\omega}_J + \mathbf{W}_d,$$

где $\mathbf{Z}_d = [Z_x \ Z_y \ Z_z]^T$ – вектор выходных сигналов трех ортогональных датчиков угловой скорости; $\boldsymbol{\omega}_J = [\omega_x \ \omega_y \ \omega_z]^T$ – вектор абсолютной угловой скорости вращения приборной системы координат J_1 ; $\mathbf{W}_d = [W_x \ W_y \ W_z]^T$ – вектор помех измерения датчиков угловой скорости (центрированный белый гауссовский шум с матрицей интенсивностей D_d).

Таким образом, окончательно поставленную задачу можно сформулировать как задачу стохастического оценивания текущей ориентации приборной системы координат J_2 относительно сопровождающей системы координат S при одновременном определении текущих параметров углового и линейного движения объекта-носителя антенны по зашумленным измерениям чувствительных элементов бесплатформенной инерциальной системы ориентации при априори неопределенном характере изменения векторов угловой скорости центра масс антенны относительно начала центра масс объекта (точки крепления мачты длиной R) и самого объекта-носителя относительно его центра масс при неизвестных углах начального рассогласования приборной системы координат J_2 и сопровождающей системы координат S (т. е. неточно решенной задаче начальной выставки бесплатформенной инерциальной системы ориентации).

Для решения поставленной задачи в самой общей постановке проведем следующие построения.

Изменение во времени параметров движения триэдра S сопровождающей системы координат относительно трехгранника G геоцентрической системы координат описывается уравнениями общей задачи навигации [22, 24, 25, 29]

$$\begin{vmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{H} \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} (r+H)^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & ((r+H)\cos\phi)^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} \begin{vmatrix} V_{X_S} \\ V_{Y_S} \\ V_{Z_S} \end{vmatrix}, \quad (1)$$

где λ – долгота; φ – широта; H – высота объекта-носителя антенны; V_{X_S} , V_{Y_S} , V_{Z_S} – проекции линейной скорости объекта на оси сопровождающей системы координат; r – радиус Земли.

Для «замыкания» системы уравнений параметров движения объекта уравнениями проекций V_{X_S} , V_{Y_S} , V_{Z_S} используем основное уравнение инерциальной навигации [27, 29], определяющее в сопровождающей системе координат S вектор ускорений $A_S = \begin{bmatrix} A_{X_S} & A_{Y_S} & A_{Z_S} \end{bmatrix}^T$, измеряемых акселерометрами при движении объекта по сфере Земли, следующим образом:

$$A_S = \dot{V}_S + (2\Omega_S + \omega_S) \times V_S - g_S, \quad (2)$$

где $V_S = \begin{bmatrix} V_{X_S} & V_{Y_S} & V_{Z_S} \end{bmatrix}^T$; $\Omega_S = \begin{bmatrix} \Omega_{X_S} & \Omega_{Y_S} & \Omega_{Z_S} \end{bmatrix}^T$ – вектор угловой скорости вращения Земли, $\Omega_{X_S} = 0$, $\Omega_{Y_S} = \Omega \cos \varphi$, $\Omega_{Z_S} = \Omega \sin \varphi$; Ω – угловая скорость вращения Земли; $\omega_S = \begin{bmatrix} \omega_{X_S} & \omega_{Y_S} & \omega_{Z_S} \end{bmatrix}^T$ – вектор угловой скорости сопровождающей системы координат, обусловленной движением объекта относительно Земли, $\omega_{Y_S} = V_{X_S} (r+H)^{-1}$, $\omega_{X_S} = -V_{Y_S} (r+H)^{-1}$; $g_S = \begin{bmatrix} g_{X_S} & g_{Y_S} & g_{Z_S} \end{bmatrix}^T$ – вектор ускорения силы тяжести, $g_{X_S} = 0$, $g_{Y_S} = -\Omega^2 (r+H) \cos \varphi \sin \varphi$, $g_{Z_S} = \Omega^2 (r+H) \cos^2 \varphi - g$, g – гравитационное ускорение.

Трансформируя уравнение (2) соответствующим образом, имеем искомые уравнения вектора линейной скорости $V_S = \begin{bmatrix} V_{X_S} & V_{Y_S} & V_{Z_S} \end{bmatrix}^T$:

$$\left. \begin{aligned} \dot{V}_{X_S} &= A_{X_S} + \left(2\Omega \sin \varphi + V_{X_S} \operatorname{tg} \varphi (r+H)^{-1} \right) V_{Y_S} - \\ &\quad - \left(2\Omega \cos \varphi + V_{X_S} (r+H)^{-1} \right) V_{Z_S} \\ \dot{V}_{Y_S} &= A_{Y_S} - \left(2\Omega \sin \varphi + V_{X_S} \operatorname{tg} \varphi (r+H)^{-1} \right) V_{X_S} - \\ &\quad - V_{Y_S} (r+H)^{-1} V_{Z_S} - \Omega^2 (r+H) \cos \varphi \sin \varphi \\ \dot{V}_{Z_S} &= A_{Z_S} + \left(2\Omega \cos \varphi + V_{X_S} (r+H)^{-1} \right) V_{X_S} + \\ &\quad + V_{Y_S}^2 (r+H)^{-1} + \Omega^2 (r+H) \cos^2 \varphi - g \end{aligned} \right\}. \quad (3)$$

Выражая неизвестный вектор ускорений A_S через вектор выходных сигналов акселерометров первой группы Z_{a1}

$$A_S = C^T (Z_{a1} - W_{a1}), \quad (4)$$

где $C = DB^T$ – матрица поворота приборной системы координат J_1 относительно сопровождающей системы координат, D – матрица поворота [25, 29] приборной системы координат J_1 относительно инерциальной системы координат, B – матрица текущей ориентации сопровождающей системы координат относительно инерциальной системы координат

$$B = B(\lambda, \varphi, t) = \begin{bmatrix} \cos(\lambda + \Omega t) & 0 & -\sin(\lambda + \Omega t) \\ -\sin(\lambda + \Omega t) \sin \varphi & \cos \varphi & -\cos(\lambda + \Omega t) \sin \varphi \\ \sin(\lambda + \Omega t) \cos \varphi & \sin \varphi & \cos(\lambda + \Omega t) \cos \varphi \end{bmatrix},$$

окончательно получаем дифференциальные уравнения вектора линейной скорости V_S , «замыкающие» систему параметров движения объекта, в стохастической форме Ланжевена:

$$\begin{bmatrix} \dot{V}_{X_S} \\ \dot{V}_{Y_S} \\ \dot{V}_{Z_S} \end{bmatrix} = C^T Z_{a1} + \left(\begin{bmatrix} 0 \\ 2\Omega \cos \varphi + (r+H)^{-1} \\ \Omega \sin \varphi \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -V_{Y_S} \\ V_{X_S} \\ V_{X_S} \operatorname{tg} \varphi \end{bmatrix} \right) \times \begin{bmatrix} V_{X_S} \\ V_{Y_S} \\ V_{Z_S} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ -\Omega^2 (r+H) \cos \varphi \sin \varphi \\ \Omega^2 (r+H) \cos^2 \varphi - g \end{bmatrix} - C^T W_{a1}. \quad (5)$$

Для описания углового движения подвижного объекта изменение текущей ориентации трехгранника приборной системы координат J_1 относительно трехгранника I инерциальной системы координат зададим, используя параметры Родрига – Гамильтона $\mu_1, \mu_2, \mu_3, \mu_4$, определяющие матрицу $D = D(\mu)$:

$$D = D(\mu) = \begin{vmatrix} 2\mu_1^2 + 2\mu_2^2 - 1 & 2(\mu_2\mu_3 + \mu_1\mu_4) & 2(\mu_2\mu_4 - \mu_1\mu_3) \\ 2(\mu_2\mu_3 - \mu_1\mu_4) & 2\mu_1^2 + 2\mu_3^2 - 1 & 2(\mu_4\mu_3 + \mu_1\mu_2) \\ 2(\mu_2\mu_4 + \mu_1\mu_3) & 2(\mu_4\mu_3 - \mu_1\mu_2) & 2\mu_1^2 + 2\mu_4^2 - 1 \end{vmatrix};$$

$$\dot{\mu} = \frac{1}{2} \Phi(\mu) \omega_J, \quad (6)$$

где $\mu = [\mu_1 \ \mu_2 \ \mu_3 \ \mu_4]^T$; $\Phi(\mu) = \begin{vmatrix} -\mu_2 & -\mu_3 & -\mu_4 \\ \mu_1 & -\mu_4 & \mu_3 \\ \mu_4 & \mu_1 & -\mu_2 \\ -\mu_3 & \mu_2 & \mu_1 \end{vmatrix}$; ω_J – вектор абсолютной угловой скорости вращения

трехгранника приборной системы координат J_1 , который может быть выражен через вектор измерений Z_d трех датчиков угловой скорости:

$$\omega_J = Z_d - W_d. \quad (7)$$

С учетом выражения (7) динамика углового движения объекта (6) относительно инерциальной системы координат может быть описана следующей системой стохастических уравнений:

$$\dot{\mu} = \frac{1}{2} \Phi(\mu) (Z_d - W_d).$$

Окончательно полную систему уравнений навигационных параметров объекта-носителя антенны можно представить в виде

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mu} &= \frac{1}{2} \Phi(\mu) (Z_d - W_d) \\ \begin{vmatrix} \dot{\phi} \\ \dot{\lambda} \\ \dot{H} \end{vmatrix} &= \begin{vmatrix} (r+H)^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & ((r+H)\cos\phi)^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} V_S \\ \dot{V}_S &= C^T Z_{a1} + \left(\begin{pmatrix} 0 \\ 2\Omega\cos\phi \\ \Omega\sin\phi \end{pmatrix} + (r+H)^{-1} \begin{pmatrix} -V_{Y_S} \\ V_{X_S} \\ V_{X_S}\operatorname{tg}\phi \end{pmatrix} \right) \times V_S + \begin{vmatrix} 0 \\ -\Omega^2(r+H)\cos\phi\sin\phi \\ \Omega^2(r+H)\cos^2\phi - g \end{vmatrix} - C^T W_{a1} \end{aligned} \right\}, \quad (8)$$

где $C = C(\mu, \lambda, \phi, t) = D(\mu)B^T(\lambda, \phi, t)$.

Текущая ориентация антенны, вращающейся относительно мачты с известным вектором угловой скорости ω_{JQ} (т. е. разворот приборной системы координат J_2 относительно опорной системы координат Q), также описывается уравнениями параметров Родрига – Гамильтона $\eta = [\eta_1 \ \eta_2 \ \eta_3 \ \eta_4]^T$ [26, 27]:

$$\dot{\eta} = \frac{1}{2} \Phi(\eta) \omega_{JQ}. \quad (9)$$

Подобным образом описывается и динамика поворота мачты относительно объекта (разворота опорной системы координат Q относительно приборной системы координат J_1):

$$\dot{\vartheta} = \frac{1}{2} \Phi(\vartheta) \omega_Q, \quad (10)$$

где $\mathfrak{S} = |\vartheta_1 \ \vartheta_2 \ \vartheta_3 \ \vartheta_4|^\top$ – вектор параметров Родрига – Гамильтона; $\omega_Q = |\omega_X \ \omega_Y \ 0|^\top$ – вектор угловой скорости вращения опорной системы координат Q относительно приборной системы координат J_1 .

Выражение вектора ω_Q получим из уравнения вектора ускорения, возникающего при движении материальной точки по сфере радиуса R , в опорной системе координат Q :

$$A_Q = \dot{V}_Q + (2\Omega_Q + \omega_Q) \times V_Q - g_Q, \quad (11)$$

где $A_Q = |A_X \ A_Y \ A_Z|^\top$ – вектор ускорений материальной точки в опорной системе координат Q ; $V_Q = |V_X \ V_Y \ V_Z|^\top$ – вектор скорости материальной точки в опорной системе координат; $\Omega_Q = |\Omega_X \ \Omega_Y \ \Omega_Z|^\top$ – вектор угловой скорости вращения Земли в опорной системе координат; $g_Q = |g_X \ g_Y \ g_Z|^\top$ – вектор ускорения силы тяжести в опорной системе координат.

При этом проекции векторов g_Q , Ω_Q на оси опорной системы координат Q определяются следующим образом:

$$\Omega_Q(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) = |\Omega_X \ \Omega_Y \ \Omega_Z|^\top = D(\mathfrak{S})C(\mu, \lambda, \varphi, t) \begin{vmatrix} 0 \\ \Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{vmatrix};$$

$$g_Q(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) = |g_X \ g_Y \ g_Z|^\top = D(\mathfrak{S})C(\mu, \lambda, \varphi, t) \begin{vmatrix} 0 \\ -\Omega^2(r+H) \cos \varphi \sin \varphi \\ \Omega^2(r+H) \cos^2 \varphi - g \end{vmatrix},$$

где $D(\mathfrak{S})$ – матрица поворота (направляющих косинусов) опорной системы координат Q относительно приборной системы координат J_1 .

Система уравнений (11) в проекциях на оси опорной системы координат с учетом равенств

$$\omega_X = -V_Y R^{-1}; \quad \omega_Y = V_X R^{-1},$$

а также выражений векторов g_Q , Ω_Q трансформируется к виду

$$\left. \begin{aligned} A_X &= \dot{\omega}_Y R - 2\Omega_Z(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) R \omega_X - g_X(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) \\ A_Y &= -\dot{\omega}_X R - 2\Omega_Z(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) \omega_Y R - g_Y(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) \\ A_Z &= (2\Omega_Y(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) + \omega_Y) R \omega_Y + \\ &+ (2\Omega_X(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) + \omega_X) R \omega_X - g_Z(\mu, \mathfrak{S}, \lambda, \varphi, t) \end{aligned} \right\}. \quad (12)$$

Вторая группа акселерометров измеряет проекции вектора ускорений A_Q на оси приборной системы координат J_2 $D(\eta)A_Q$ и проекции вектора ускорений центра масс объекта, измеряемые первой группой акселерометров в приборной системе координат J_1 (т. е. $Z_{a1} - W_{a1}$), на оси приборной системы координат J_2 $D(\eta)D(\mathfrak{S})(Z_{a1} - W_{a1})$. Таким образом, справедливо равенство

$$D(\eta)A_Q + D(\eta)D(\mathfrak{S})(Z_{a1} - W_{a1}) + W_{a2} = Z_{a2},$$

где Z_{a2} , W_{a2} – векторы выходных сигналов акселерометров второй группы и их помех.

Отсюда получаем выражение вектора ускорений A_Q :

$$A_Q = D^\top(\eta)(Z_{a2} - W_{a2}) - D(\mathfrak{S})(Z_{a1} - W_{a1}). \quad (13)$$

С помощью полученного выражения в совокупности с уравнениями (12) построим стохастические уравнения, описывающие вектор ω_Q угловой скорости движения опорной системы координат относительно приборной системы координат J_1 и полностью инвариантные к характеру динамики движения мачты:

$$\begin{aligned} \dot{\omega}_Q = \begin{vmatrix} \dot{\omega}_X \\ \dot{\omega}_Y \end{vmatrix} = -R^{-1} \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix} (D^T(\eta)Z_{a2} - D(\vartheta)Z_{a1}) + \\ + 2\Omega_Z(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \begin{vmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{vmatrix} \omega_Q + R^{-1} \begin{vmatrix} -g_Y(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \\ g_X(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \end{vmatrix} - R^{-1} \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix} D(\vartheta) \dot{\omega}_Q - D^T(\eta) \begin{vmatrix} W_{a1} \\ W_{a2} \end{vmatrix}. \end{aligned} \quad (14)$$

Объединяя системы уравнений (8) – (10), (14), стохастические уравнения полного вектора параметров пространственной ориентации мачтовой антенны на подвижном объекте получаем в следующем виде:

$$\dot{Y} = F(Y, t) + F_1(Y, t)W, \quad (15)$$

где

$$\begin{aligned} Y = \begin{vmatrix} \mu^T & \varphi & \lambda & H & V_S & \eta^T & \vartheta^T & \omega_Q^T \end{vmatrix}^T; \quad W = \begin{vmatrix} W_d^T & W_{a1}^T & W_{a2}^T \end{vmatrix}^T, \\ F(Y, t) = \begin{vmatrix} \frac{1}{2} \Phi(\mu) Z_d \\ \begin{vmatrix} (r+H)^{-1} & 0 & 0 \\ 0 & ((r+H)\cos\varphi)^{-1} & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix} V_S \\ C^T Z_{a1} + \left(\begin{vmatrix} 0 \\ 2 \begin{vmatrix} \Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{vmatrix} \end{vmatrix} + (r+H)^{-1} \begin{vmatrix} -V_{Y_S} \\ V_{X_S} \\ V_{X_S} \tan \varphi \end{vmatrix} \right) \times V_S \\ \begin{vmatrix} 0 \\ -\Omega^2 (r+H) \cos \varphi \sin \varphi \\ \Omega^2 (r+H) \cos^2 \varphi - g \end{vmatrix} \\ \frac{1}{2} \Phi(\eta) \omega_{JQ} \\ \frac{1}{2} \Phi(\vartheta) \omega_Q \\ -R^{-1} \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix} (D^T(\eta)Z_{a2} - D(\vartheta)Z_{a1}) + 2\Omega_Z(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \begin{vmatrix} 0 & -1 \\ 1 & 0 \end{vmatrix} \omega_Q + R^{-1} \begin{vmatrix} -g_Y(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \\ g_X(\mu, \vartheta, \lambda, \varphi, t) \end{vmatrix} \end{vmatrix}, \\ F_1(Y, t) = \begin{vmatrix} -\frac{1}{2} \Phi(\mu) \dot{\omega}_Q \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ -R^{-1} \begin{vmatrix} 0 & 1 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \end{vmatrix} D(\vartheta) \dot{\omega}_Q - D^T(\eta) \begin{vmatrix} W_{a1} \\ W_{a2} \end{vmatrix} \end{vmatrix}, \end{aligned}$$

где 0 – нулевой матричный блок соответствующей размерности.

Для стохастической оценки состояния нелинейных динамических систем вида (15) наиболее эффективным является применение методов стохастической фильтрации [28, 30], в частности расширенный фильтр Калмана. Однако для его использования необходим предварительный синтез информационной модели сигнала наблюдения, явно зависящей от компонентов вектора Y .

В рассматриваемом случае в качестве данной модели может быть выбрана полученная в уравнениях (12) z -компонента вектора ускорения центра масс антенны при колебаниях мачты относительно объекта:

$$A_Z = (2\Omega_Y(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_Y)R\omega_Y + (2\Omega_X(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_X)R\omega_X - g_Z(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t).$$

Физическое измерение данной z -компоненты может быть осуществлено любым акселерометром второй группы Z_{a2} . Исходя из этого и учитывая выражение (13) вектора A_Q , синтез искомой модели наблюдателя компонентов вектора Y осуществим следующим образом. Так как $A_Z = \mathbf{e}_3 A_Q$, где $\mathbf{e}_3 = [0 \ 0 \ 1]^T$, то из выражения (13) имеем:

$$\mathbf{e}_3 A_Q + \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})(Z_{a1} - W_{a1}) + \mathbf{e}_3 D^T(\boldsymbol{\eta})W_{a2} = \mathbf{e}_3 D^T(\boldsymbol{\eta})Z_{a2},$$

или

$$A_Z + \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})Z_{a1} - \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})W_{a1} + \mathbf{e}_3 D^T(\boldsymbol{\eta})W_{a2} = d_{13}(\boldsymbol{\eta})Z_{ax2} + d_{23}(\boldsymbol{\eta})Z_{ay2} + d_{33}(\boldsymbol{\eta})Z_{az2}.$$

Возвращаясь к информационной модели A_Z (12) и выбирая в качестве сигнала измерения, например, выходной сигнал акселерометра Z_{ax2} , получаем требуемую модель наблюдателя компонентов вектора Y :

$$Z_{ax2} = d_{13}^{-1}(\boldsymbol{\eta}) \left\{ (2\Omega_Y(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_Y)R\omega_Y + (2\Omega_X(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_X)R\omega_X - g_Z(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})Z_{a1} - d_{23}(\boldsymbol{\eta})Z_{ay2} - d_{33}(\boldsymbol{\eta})Z_{az2} \right\} - d_{13}^{-1}(\boldsymbol{\eta}) \left\{ \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})W_{a1} - \mathbf{e}_3 D^T(\boldsymbol{\eta})W_{a2} \right\},$$

или в компактной форме:

$$\left. \begin{aligned} Z_{ax2} &= h(\mathbf{Y}, t) + h_0(\mathbf{Y}, t) \begin{vmatrix} W_{a1} \\ W_{a2} \end{vmatrix}; \\ h(\mathbf{Y}, t) &= d_{13}^{-1}(\boldsymbol{\eta}) \left\{ \begin{aligned} &(2\Omega_Y(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_Y)R\omega_Y + \\ &(2\Omega_X(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \omega_X)R\omega_X - g_Z(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \lambda, \varphi, t) + \\ &+ \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta})Z_{a1} - d_{23}(\boldsymbol{\eta})Z_{ay2} - d_{33}(\boldsymbol{\eta})Z_{az2} \end{aligned} \right\}; \\ h_0(\mathbf{Y}, t) &= -d_{13}^{-1}(\boldsymbol{\eta}) \left| \mathbf{e}_3 D(\boldsymbol{\vartheta}) : -\mathbf{e}_3 D^T(\boldsymbol{\eta}) \right| \end{aligned} \right\}. \quad (16)$$

Несмотря на то что в случае полученного наблюдателя (16) в явном виде наблюдается подавляющее большинство компонентов вектора состояния Y , особенностью наблюдателя (16) является невозможность наблюдения вектора линейной скорости V_S и высоты объекта H , что существенно влияет на сходимость и устойчивость процесса оценивания всего вектора состояния.

В случае наземных и морских комплексов радиообнаружения и наведения высокоточная оценка высоты не представляет значительной сложности: для морских систем данной величины можно пренебречь, а в наземных системах ее определение возможно на основе полученных оценок долготы и широты с использованием электронных карт. Вместе с тем для авиационных комплексов обязательным является применение физического измерителя высоты (баровысотомер, радиовысотомер и др.), выходной сигнал которого

$$Z_H = H + W_H, \quad (17)$$

где W_H – помеха измерения высоты, аппроксимируемая центрированным белым гауссовским шумом с известной интенсивностью D_H , должен быть включен в общую структуру наблюдателя.

В свою очередь, для формирования сигнала наблюдения вектора скорости объекта V_S можно использовать одно- или многоканальные измерения доплеровского датчика скорости Z_V :

$$Z_V = C(\boldsymbol{\mu}, \boldsymbol{\vartheta}, \varphi, t) V_S + W_V$$

или измерения хронометрического одометра (лага) – для наземных и морских комплексов радиобнаружения и наведения:

$$Z_V = \sqrt{V_{X_S}^2 + V_{Y_S}^2 + V_{Z_S}^2} + W_V,$$

где W_V – помеха измерения вектора (модуля) скорости, аппроксимируемая центрированным белым гауссовским шумом с известной матрицей интенсивности (интенсивностью) D_V .

В общей форме приведенные скоростные измерения можно записать следующим образом:

$$Z_V = \Psi(V_S, t) + W_V, \quad (18)$$

где $\Psi(V_S, t)$ – известная нелинейная функция.

Объединяя полученные сигналы наблюдения параметров движения объекта и антенны (16) – (18), общие уравнения наблюдателя вектора состояния Y можно представить следующим образом:

$$\left. \begin{aligned} Z &= \begin{bmatrix} Z_{ax2} \\ Z_H \\ Z_V \end{bmatrix} = H(Y, t) + H_1(Y, t)W_Z \\ H(Y, t) &= \begin{bmatrix} h(Y, t) \\ H \\ \Psi(V_S, t) \end{bmatrix}, \quad H_1(Y, t) = \begin{bmatrix} h_0(Y, t) & 0 \\ 0 & E \end{bmatrix}, \quad W_Z = \begin{bmatrix} W_{a1} \\ W_{a2} \\ W_H \\ W_V \end{bmatrix} \end{aligned} \right\}, \quad (19)$$

где E – единичная матрица соответствующей размерности.

С помощью полученных уравнений (15), (19) – «объект – наблюдатель», – можно построить оценку вектора состояния Y в виде расширенного фильтра Калмана – наиболее эффективного алгоритма оценивания для динамических нелинейных стохастических систем. Особенностью является наличие корреляции шумов объекта (15) и наблюдателя (19), которую необходимо далее учитывать при последующем построении фильтра.

Расширенный фильтр Калмана, построенный по уравнениям «объект – наблюдатель» (15), (19) и обеспечивающий принципиальное решение поставленной задачи, имеет следующий вид [25, 28]:

$$\begin{aligned} \dot{\hat{Y}} &= F(\hat{Y}, t) + K(\hat{Y}, t)[Z - H(\hat{Y}, t)]; \\ K(\hat{Y}, t) &= \left(R(\hat{Y}, t) \frac{\partial H^T(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} + L(\hat{Y}, t) \right) \left(H_1(\hat{Y}, t) D_Z H_1^T(\hat{Y}, t) \right)^{-1}; \\ \dot{R}(\hat{Y}, t) &= \left\{ \frac{\partial F(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} - L(\hat{Y}, t) \left(H_1(\hat{Y}, t) D_Z H_1^T(\hat{Y}, t) \right)^{-1} \frac{\partial H(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} \right\} R(\hat{Y}, t) + \\ &+ R(\hat{Y}, t) \left\{ \frac{\partial F(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} - L(\hat{Y}, t) \left(H_1(\hat{Y}, t) D_Z H_1^T(\hat{Y}, t) \right)^{-1} \frac{\partial H(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} \right\}^T + F_1(\hat{Y}, t) D_0 F_1^T(\hat{Y}, t) - \\ &- R(\hat{Y}, t) \frac{\partial H^T(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} \left(H_1(\hat{Y}, t) D_Z H_1^T(\hat{Y}, t) \right)^{-1} \frac{\partial H(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} R(\hat{Y}, t) - \\ &- L(\hat{Y}, t) \left(H_1(\hat{Y}, t) D_Z H_1^T(\hat{Y}, t) \right)^{-1} L^T(\hat{Y}, t), \end{aligned}$$

где \hat{Y} – вектор текущей оценки вектора состояния $Y(t)$; $R(\hat{Y}, t)$ – апостериорная ковариационная матрица

$$D_0 = \begin{vmatrix} D_d & 0 \\ 0 & D_{a1} & 0 \\ & 0 & D_{a2} \end{vmatrix}; D_Z = \begin{vmatrix} D_{a1} & 0 \\ 0 & D_{a2} & 0 \\ & 0 & D_H & 0 \\ & & 0 & D_V \end{vmatrix}; L(\hat{Y}, t) = F_1(\hat{Y}, t) \begin{vmatrix} 0 \\ D_{a1} & 0 \\ 0 & D_{a2} & 0 \\ 0 & 0 \end{vmatrix} H_1^T(\hat{Y}, t).$$

Возможность эффективной практической реализации предложенного подхода была проиллюстрирована численным экспериментом.

Рассматривалось движение авиационного комплекса радиобнаружения и наведения вдоль местного меридиана из точки с долготой 30° , широтой 45° на постоянной высоте 2000 м на временном интервале $[0; 1000]$ с. Проекция скорости объекта-носителя антенны, м/с, на плоскость меридиана задавалась в функции времени следующим образом:

$$V_Y = 120 + 10 \sin 0,02t,$$

проекция вектора угловой скорости ω_L , рад/с:

$$\omega_x = 10^{-5} \cos 4t; \omega_y = 10^{-3} \cos 3t; \omega_z = 1,5 \cdot 10^{-4} \cos 7t.$$

Эталонные текущие навигационные параметры объекта формировались интегрированием приведенных проекций скорости в соответствии с уравнениями (1), (6) методом Рунге – Кутты четвертого порядка с шагом 0,01 с.

Угловое движение антенны относительно мачты моделировалось вращением с постоянной угловой скоростью $\omega_{z2} = 0,1\pi$ рад/с, угловые скорости, рад/с, определяющие динамику движения мачты относительно объекта, задавались в функции времени:

$$\omega_x = 0,35 \cos(2,5t); \omega_y = 0,4 \cos(2,2t).$$

Окончательное определение истинного углового положения антенны осуществлялось интегрированием уравнений (9), (10).

Компоненты векторов помех измерения акселерометров W_{ai} , датчиков угловой скорости W_d , измерителя линейной скорости W_V и высотомера W_H моделировались аддитивными центрированными случайными гауссовскими последовательностями со следующими среднеквадратическими отклонениями, соответствующими чувствительным элементам бесплатформенной инерциальной системы ориентации средней точности: $\sigma_{ai} = 1,1 \cdot 10^{-4}$ м/с²; $\sigma_d = 0,5 \cdot 10^{-7}$ рад/с; $\sigma_V = 0,05$ м/с, $\sigma_H = 0,4$ м.

На рис. 2 показаны погрешности оценки параметров движения центра масс объекта-носителя антенны.

При выбранном уровне помех измерителей ошибки определения широты φ после 400-й секунды не превысили $8 \cdot 10^{-7}$ рад, а ошибки оценки долготы $\lambda - 2 \cdot 10^{-7}$ рад. При этом ошибка по высоте H (на рис. 2 не показана) не превышала 0,3 м.

На рис. 3 приведены погрешности оценивания ориентации приборной системы координат J_1 относительно инерциальной системы координат, выраженные в углах Эйлера после соответствующего пересчета вектора параметров Родрига – Гамильтона μ . Погрешности оценивания угловой ориентации объекта-носителя антенны в установившемся режиме (после 300-й секунды) варьируются в следующих интервалах: для курсового угла $\Delta\alpha_1 [-6 \cdot 10^{-4} \dots 2 \cdot 10^{-4}]$ рад, угла тангажа $\Delta\beta_1 [-1,5 \cdot 10^{-4} - 1,9 \cdot 10^{-4}]$ рад, угла крена $\Delta\gamma_1 [-3,8 \cdot 10^{-5} \dots 4,5 \cdot 10^{-5}]$ рад.

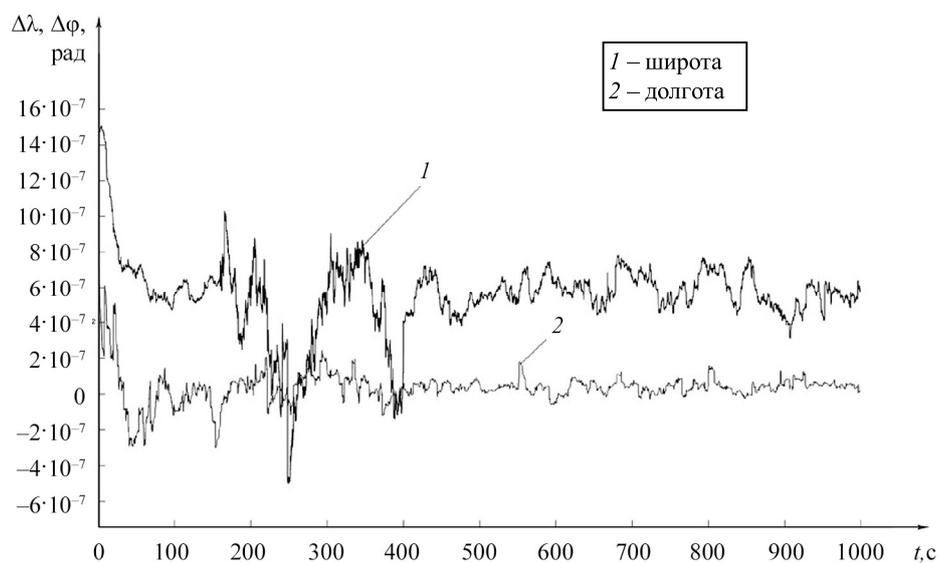


Рис. 2

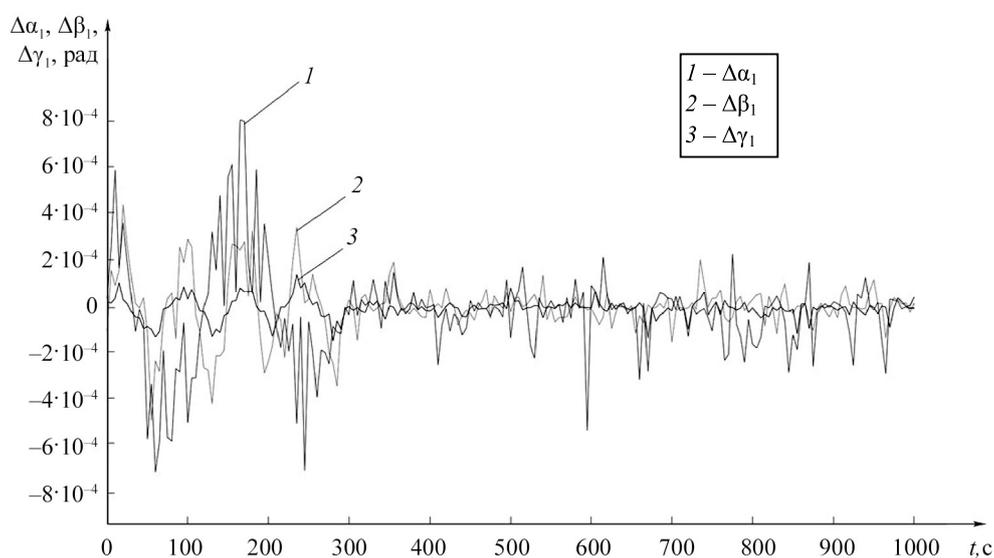


Рис. 3

На рис. 4 приведены погрешности оценивания ориентации опорной системы координат относительно приборной системы координат J_1 , также выраженные в углах Эйлера после пересчета вектора параметров Родрига – Гамильтона \mathfrak{R} . Данные погрешности оценки углов ориентации в установившемся режиме определяются в следующих интервалах: для курсового угла $\Delta\alpha_2$ $[-1,1 \cdot 10^{-4} \dots 1,8 \cdot 10^{-4}]$ рад, для угла тангажа $\Delta\beta_2$ $[-1,3 \cdot 10^{-4} \dots 1,4 \cdot 10^{-4}]$ рад, угла крена $\Delta\gamma_2$ $[-1,8 \cdot 10^{-4} \dots 1,9 \cdot 10^{-4}]$.

Согласно общему анализу результатов моделирования предложенный алгоритм оценки параметров движения центра масс объекта-носителя антенны и угловой ориентации антенны обеспечивает быструю сходимость процесса оценивания (не более 300 с) и его устойчивость в течение длительного времени (до 1000 с). Погрешности оценивания углового положения антенны по окончании переходного процесса по всем углам ориентации не превысили $2 \cdot 10^{-4}$ рад, объекта – $6 \cdot 10^{-4}$ рад, что соответствует не только современным требованиям, но и требованиям к системам ориентации подвижных комплексов радиобнабужения и наведения в перспективе.

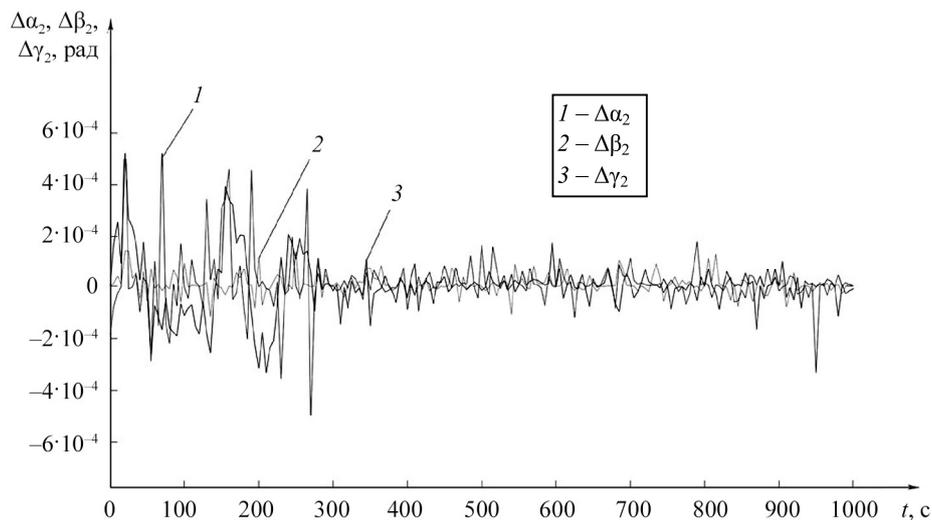


Рис. 4

Таким образом, по результатам численного эксперимента можно сделать вывод о возможности практического применения предложенного подхода для решения задач текущей пространственной ориентации подвижных комплексов радиобнаружения и наведения различного базирования в отсутствие спутниковых измерений, причем с использованием недорогих среднеточных автономных средств измерения – инерциальных и неинерциальных.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Satellite and Terrestrial Radio Positioning Techniques: A Signal Processing Perspective / Eds. D. Dardari, E. Falletti, M. Luise. Academic Press, 2012. 458 p.
2. Зайцев Д.В. Многопозиционные радиолокационные системы. Методы и алгоритмы обработки информации в условиях помех. М.: Радиотехника, 2007. 96 с.
3. Коновалов А.А. Основы траекторной обработки радиолокационной информации. Часть 1. СПб.: Изд-во СПбГЭТУ «ЛЭТИ», 2013. 164 с.
4. Гайнутдинова Т.Ю. и др. Оценка работоспособности алгоритма позиционирования беспилотного летательного аппарата относительно движущейся платформы с использованием компьютерного зрения // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 4. С. 54–61.
5. Гайнутдинова Т.Ю. и др. Модель формирования стаи для автономных летательных аппаратов // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 3. С. 134–138.
6. Кочкаров А.А. и др. Комплексный метод управления информационными ресурсами при обеспечении безопасности телекоммуникационных систем авиационных комплексов мониторинга // Изв. вузов. Авиационная техника. 2020. № 2. С. 158–166.
7. Соколов С.В., Погорелов В.А., Шаталов А.Б. Общее решение задачи нелинейной фильтрации параметров ориентации антенного комплекса по инерциальным измерениям // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 1. С. 124–132.
8. Rapoport L. et al. Octopus: Multi Antennae GPS/GLONASS RTK System // Proc. of the 12th International Technical Meeting of the Satellite Division of the Institute of Navigation, Sept. 14–17, 1999, Nashville, USA. P. 797–804.
9. Gebre-Egziabher D., Hayward R.C., Powell J.D. Design of Multi-Sensor Attitude Determination Systems // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2004. Vol. 40. Iss. 2. P. 627–649.
10. Современные информационные технологии в задачах навигации и наведения беспилотных маневренных летательных аппаратов / Под ред. М.Н. Красильщикова, Г.Г. Себрякова. М.: Физматлит, 2009. 556 с.
11. Соколов С.В., Погорелов В.А. Нелинейная динамическая оценка углов ориентации подвижного объекта по распределенным спутниковым измерениям // Измерительная техника. 2019. № 3. С. 30–36.
12. Лукасевич В.И., Погорелов В.А., Соколов С.В. Алгоритм оценки параметров вращения распределенной антенны по спутниковым измерениям // Радиотехника. 2015. № 6. С.122–132.
13. Hirokawa R., Ebinuma T. A Low-Cost Tightly Coupled GPS/INS for Small UAVs Augmented with Multiple GPS Antennas // Navigation: Journal of the Institute of Navigation. 2009. Vol. 56. Iss. 1. P. 35–44.
14. Grewal M.S., Andrews A.P., Bartone C.G. Global Navigation Satellite Systems, Inertial Navigation, and Integration. Wiley, 2013. 608 p.

15. *Tijing Cai et al.* A Multimode GNSS/MIMU Integrated Orientation and Navigation System // Proc. of the 26th International Conference on Integrated Navigation Systems, May 27–29, 2019, St. Petersburg, Russia. P. 1–4.
16. *Емельянец Г.И., Степанов А.П., Блажнов Б.А.* О начальной выставке и оценке погрешностей измерительного модуля БИНС с использованием спутниковых фазовых измерений // Гироскопия и навигация. 2019. № 1. С. 47–60.
17. *Кинкулькин И.Е.* Глобальные навигационные спутниковые системы. Алгоритмы функционирования аппаратуры потребителя. М.: Радиотехника, 2018. 325 с.
18. *Jahromi A.J. et al.* GPS Vulnerability to Spoofing Threats and a Review of Anti-Spoofing Techniques // International Journal of Navigation and Observation. 2012. Vol. 2012. Article № 127072.
19. *Baziar A.R., Moazedi M., Mosavi M.R.* Analysis of Single Frequency GPS Receiver Under Delay and Combining Spoofing Algorithm // Journal of Wireless Personal Communications. 2015. Vol. 83. № 3. P. 1955–1970.
20. *Bhatti J., Humphreys T.E.* Hostile Control of Ships via False GPS Signals: Demonstration and Detection // Journal of the Institute of Navigation. Vol. 64. Iss. 1. P. 51–66.
21. *Psiaki M.L. et al.* GNSS Lies, GNSS Truth: Spoofing Detection with Two-Antenna Differential Carrier Phase // GPS World. 2014. Vol. 25. № 11. P. 36–44.
22. *Salychev O.S.* Verified Approaches to Inertial Navigation. Moscow: BMSTU Press, 2017. 368 p.
23. *Матвеев В.В., Распопов В.Я.* Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации на МЭМС датчиках. Тула: ТулГУ, 2017. 225 с.
24. *Розенберг И.Н. и др.* Теоретические основы тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем. М.: Физматлит, 2018. 305 с.
25. *Емельянец Г.И., Степанов А.П.* Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации / Под общей ред. В.Г. Пешехонова. СПб.: ГИЦ РФ АО «Концерн ЦНИИ “Электроприбор”», 2016. 394 с.
26. *Соколов С.В., Погорелов В.А., Шаталов А.Б.* Решение задачи автономной начальной ориентации бесплатформенных инерциальных навигационных систем на возмущенном основании с использованием параметров Родрига – Гамильтона // Изв. вузов. Авиационная техника. 2019. № 1. С. 39–47.
27. *Челноков Ю.Н.* Кватернионные модели и методы динамики, навигации и управления движением. М.: Физматлит, 2011. 560 с.
28. *Синицын И.Н.* Фильтры Калмана и Пугачева. М.: Университетская книга, Логос, 2006. 640 с.
29. *Ишлинский А.Ю.* Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. М.: Наука, 1976. 672 с.
30. *Миллер Б.М., Колосов К.С.* Робастное оценивание на основе метода наименьших модулей и фильтра Калмана // Автоматика и телемеханика. 2020. № 11. С. 72–92.

Поступила в редакцию 25.09.24

После доработки 28.01.25

Принята к публикации 28.01.25

Stochastic Estimation of Spatial Orientation Parameters of Mobile Complexes of Aircraft Radio Detection and Guidance

S.V. SOKOLOV, D.V. MARSHAKOV, I.V. RESHETNIKOVA, AND M.V. KURINENKO
MTUCI, Moscow

The paper deals with the complex solution of the problem of stochastic estimation of spatial orientation parameters of mast antennas placed on mobile complexes of radio detection and guidance, and the very objects-carriers of antennas. The algorithm is proposed for estimating the spatial orientation parameters of the mast antenna and the mobile object-carrier based on the use of autonomous measuring instruments (inertial and non-inertial) with the most general assumptions about the nature of interference sensitive elements of the measuring complex. It is established that the algorithm invariant to the nature of the mast and object motion provides stability and accuracy of estimation required for mobile radio detection and guidance complexes of different base type in the absence of satellite measurements.

Mobile radio detection and guidance complex, mast antenna, nonlinear stochastic estimation, spatial orientation, Rodrigues–Hamilton parameters