

бований, предъявляемых к криптографической системе защиты навигационной информации, наличия межспутниковых каналов, способов доставки ключей до НАП и т. д.

В качестве алгоритмов асимметричной части комбинированной схемы рекомендуется использо-

вать математический аппарат эллиптических кривых, обладающий наилучшими криптографическими и скоростными характеристиками по сравнению с другими типами асимметричных алгоритмов.

## СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шнайер Б. Прикладная криптография. Протоколы, алгоритмы, исходные тексты на языке Си / пер. с англ. М.: Триумф, 2012. 816 с.

2. Столингс В. Криптография и защита сетей: принципы и практика / пер. с англ. 2-е изд. М.: Вильямс, 2001. 672 с.

3. Ростовцев А. Г., Маховенко Е. Б. Введение в криптографию с открытым ключом. СПб.: Мир и семья, 2001. 336 с.

4. Diffie W., Hellman M. E. New Directions in Cryptography // IEEE Trans. on inf. theory. 1976. Vol. IT-22, iss. 11. P. 644–654.

5. Ростовцев А. Г., Маховенко Е. Б. Теоретическая криптография. СПб.: Професионал, 2004. 479 с.

6. ГОСТ 28147–89. Системы обработки информации. Защита криптографическая. М.: Изд-во стандартов, 1996. 28 с.

7. Штанько С. В., Жукова Н. А. Схемы аутентификации данных и пользователей в распределенных информационных системах // Изв. СПбГЭТУ "ЛЭТИ". 2012. № 8. С. 46–51.

8. ГОСТ Р 34.10–2012. Информационная технология. Криптографическая защита информации. Процессы формирования и проверки электронной цифровой подписи. М.: Изд-во стандартов, 2012. 24 с.

S. V. Shtanko, D. A. Lesnyk

*Mozhaisky Military Space Academy*

### **Algorithms of the protected information exchange in radio channels of a space navigation system**

*To improve the security of information exchange through navigation space system radio channels to prevent unauthorized use of the system it is proposed to use high accuracy cryptographic methods to protect signal. This task allows to solve a cryptographic system that implements secure authentication protocols, key collection and information exchange.*

Space navigation system, inter-satellite channels, Diffie–Hellman's algorithm, cryptographic protection

Статья поступила в редакцию 29 сентября 2015 г.

УДК 621.391

А. И. Соколов, Ю. С. Юрченко

*Санкт-Петербургский государственный электротехнический университет "ЛЭТИ" им. В. И. Ульянова (Ленина)*

### **Использование пространственной информации в комплексных инерциально-спутниковых навигационных системах летательных аппаратов**

*Рассмотрены алгоритмы работы тесно связанной схемы комплексирования инерциальной системы навигации и спутниковой радионавигационной системы с последовательной обработкой наблюдений псевдодальностей и псевдоскоростей. Предложено учитывать информацию инерциальной системы навигации о положении источника сигнала относительно диаграммы направленности антенны и оказывать поиск при кратковременном отключении радиосигнала из-за маневра летательного аппарата.*

**Инерциальные навигационные системы, спутниковые радионавигационные системы, информация о пространственной ориентации летательного аппарата, комплексирование**

Перспективным направлением комплексирования навигационных систем является объединение инерциального способа навигации (ИСН) и радиотехнических способов навигации (РСН). Методам комплексирования и оценке их эффективности посвящен ряд работ [1]–[3]. Однако в известных работах при комплексировании учитываются только статистические характеристики ошибок этих способов навигации и неявно предполагается существование идеальных всенаправленных антенн в радиотехнических системах. В то же время реальные антенные системы можно считать ненаправленными лишь в некотором секторе углов. Например, антенны спутниковой радионавигационной системы (СРНС) обслуживают лишь верхнюю полусферу, и при больших углах крена летательных аппаратов сигналы ряда спутников существенно ослабляются или не принимаются. Не обладают идеальными всенаправленными свойствами также авиационные антенны дальномерной радионавигационной системы DME.

При исчезновении сигнала приемник радионавигационной системы переходит из режима измерения в режим поиска сигнала до тех пор, пока не обнаружит новый сигнал. При кратковременном исчезновении сигнала режим поиска является не только бесполезным, но и опасным из-за высокой вероятности захвата ложных сигналов. Кроме того, после появления сигнала система поиска окажется в случайном состоянии, в то время как поиск желательно начинать с того состояния, в котором произошла потеря сигнала. Особенно существенно предотвратить переход в поиск в системах с высокой помехоустойчивостью. Использование глубокой (тесной) интеграции позволяет повысить помехоустойчивость СРНС на 15 дБ [1]. Однако при таком росте помехоустойчивости существенно увеличивается время поиска сигнала, что иллюстрируется табл. 1, где приведено время накопления сигнала для различных отношений "сигнал/помеха" при вероятности правильного обнаружения 0.99, вероятности ложной тревоги  $10^{-3}$  и потерях из-за неоптимальной обработки 2.5 дБ [5].

Из таблицы следует, что при снижении отношения "сигнал/помеха" менее 35 дБ·Гц время накопления превышает период модуляции информационного сообщения 20 мс. Поэтому аппаратура массового применения, использующая

Таблица 1

Отношение "сигнал/помеха", дБ·Гц	35	30	25	20
Время накопления, мс	10	31.6	100	316

сигнал широкого доступа, ограничивается уровнем помехоустойчивости около 35 дБ·Гц. Однако новые спутниковые сигналы без информационной модуляции позволяют получить и большие уровни помехоустойчивости при увеличении времени на поиск и обнаружение сигналов. Вместе с тем рост времени накопления существенно увеличивает время поиска. Например, для просмотра 1000 элементов задержки с помощью 100-канального коррелятора при отношении "сигнал/помеха" 20 дБ·Гц потребуется 3.16 с. Рост времени накопления затрудняет также поиск по частоте, так как шаг такого поиска обратно пропорционален времени накопления [6].

Чтобы остановить поиск при кратковременном отключении сигнала требуется информация о положении источника сигнала относительно диаграммы направленности антенны. При наличии инерциальной навигационной системы (ИНС) такая информация существует, но обычно не используется [2]. Особенно целесообразно использовать пространственную информацию при тесной интеграции инерциальной и спутниковой навигационных систем [3]. В современных бесплатформенных инерциальных системах (БИНС) вычисляется матрица или кватернион преобразования из связанной системы координат (ССК) объекта в навигационную систему координат (НСК), используемую для вычисления координат и скорости объекта. Это преобразование необходимо, поскольку в БИНС инерциальные датчики жестко связаны с корпусом объекта и выполняют измерения векторов угловой скорости  $\omega^b$  и ускорения  $a^b$  в ССК, а вычисление координат и вектора скорости выполняется в НСК. Например, в летательных аппаратах ССК содержит оси углов крена, тангажа и рыскания, а НСК имеет начало координат в точке расположения объекта, две оси, расположенные в горизонтальной плоскости, направленные на север (N) и восток (E), а также вертикальную ось, направленную вниз (D) [4]. В примере построе-

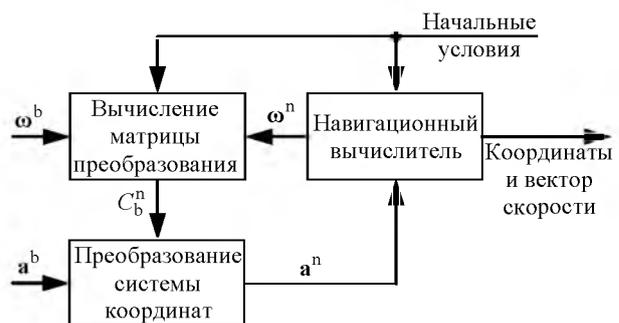


Рис. 1

ния БИНС (рис. 1) вектор измеренной угловой скорости  $\omega^b$  используется для вычисления ортогональной матрицы преобразования координат  $C_b^n$ , используемой при переходе от ССК к НСК. При этом вычислении также учитывается вектор вращения НСК  $\omega^n$ , формируемый в навигационном вычислителе. Матрица  $C_b^n$  используется далее для преобразования вектора ускорения  $a^b$ , измеренного в ССК, в вектор  $a^n$  в НСК.

Антенная система спутниковой радионавигационной аппаратуры обычно жестко закреплена на корпусе объекта, и положение источника сигнала относительно диаграммы направленности определяется в ССК. С другой стороны определение азимута и угла места принимаемых навигационных спутников (НС) в приемной аппаратуре выполняется в НСК. Таким образом, для определения положения НС относительно диаграммы направленности антенны (ДНА) необходимо выполнить преобразование НСК в ССК, обратное преобразованию  $C_b^n$ .

Благодаря ортогональности матрицы  $C_b^n$  обратное преобразование находится транспонированием:  $C_n^b = [C_b^n]^T$  [4] ("T" – символ транспонирования).

Вычисление положения НС относительно ДНА в ССК производится в следующем порядке. Сначала формируются векторы положения НС в НСК с использованием углов места и азимута НС, вычисленных в спутниковом приемнике в НСК. Угол места спутника  $\gamma$  отсчитывается относительно горизонта, а угол азимута  $\alpha$  – относительно направления на север. Спутники с малым углом места (например, менее  $5^\circ$ ) маскируются. Направление на  $i$ -й спутник в НСК при этом характеризуется вектором

$$N_i^n = [\cos \gamma \cos \alpha \quad \cos \gamma \sin \alpha \quad -\sin \gamma].$$

Затем формируются векторы направлений НС в ССК с помощью матрицы  $[C_b^n]^T$ :

$$N_i^b = [C_b^n]^T N_i^n.$$

Если ДНА задана в координатах "азимут–угол места", необходимо вычислить эти углы в ССК. Например, если вектор направления имеет вид  $N_i^b = [n_{1i} \quad n_{2i} \quad n_{3i}]^T$ , то угол места  $i$ -го НС определяется как  $-\arcsin n_{3i}$ , а азимут – как  $\arctg(n_{2i}/n_{1i})$ . Далее коэффициент усиления антенны в направлении на  $i$ -й НС  $K_i^a$  сравнивается с порогом, и в принимаемом рабочем созвездии для измерений используются сигналы спутников, для которых коэффициент усиления антенны превышает порог. Для спутников, оказавшихся ниже порога, поиск сигналов не включается и выполняется экстраполяция навигационных параметров. При превышении порога выполняется контрольное обнаружение и восстановление измерений или поиск при существенных ошибках экстраполяции.

Рассмотренный алгоритм можно реализовать при использовании тесно связанной схемы комплексирования ИСН и СРНС [1]. Структура формирования сигналов и ошибок (рис. 2) содержит векторы измерений БИНС  $Z_1$ , СРНС  $Z_2$ , векторы ошибок БИНС  $V_1$  и СРНС  $V_2$ , вектор ошибок инерциальных датчиков  $U$ , вектор координат  $X$  и сдвиг шкалы времени потребителя СРНС  $\tau$ . Задача фильтрации заключается в оценке вектора ошибок ИНС  $\hat{V}_1$  с целью последующей компенсации ошибок этой системы.

Так как определение положения спутников и измерение псевдодальностей и псевдоскоростей в приемном устройстве потребителя СРНС производятся в прямоугольной геоцентрической вращающейся вместе с Землей системе координат  $OXYZ$ , вектор  $Z_1$  и вектор ошибок  $V_1$  также преобразуются в эту систему координат.

Вектор координат

$$X = [x \quad y \quad z \quad v_x \quad v_y \quad v_z \quad \alpha \quad \beta \quad \gamma]^T$$

содержит истинные значения составляющих положения  $x, y, z$ , скорости  $v_x, v_y, v_z$  и углов ориентации  $\alpha, \beta, \gamma$ .



Рис. 2

Вектор измерений БИНС

$$\mathbf{Z}_1 = [x_{\text{и}} \ y_{\text{и}} \ z_{\text{и}} \ v_{x\text{и}} \ v_{y\text{и}} \ v_{z\text{и}} \ \alpha_{\text{и}} \ \beta_{\text{и}} \ \gamma_{\text{и}}]^T$$

объединяет измеренные значения указанных величин, а вектор ошибок БИНС

$$\mathbf{V}_1 = [\delta x \ \delta y \ \delta z \ \delta v_x \ \delta v_y \ \delta v_z \ \delta \alpha \ \delta \beta \ \delta \gamma]^T$$

содержит ошибки измерений. При этом  $\mathbf{Z}_1 = \mathbf{X} + \mathbf{V}_1$ .

При формировании вектора ошибок БИНС используется вектор ошибок инерциальных датчиков  $\mathbf{U}$ , содержащий погрешности трех акселерометров и трех датчиков угловой скорости:

$$\mathbf{U} = [\delta a_{x_1} \ \delta a_{y_1} \ \delta a_{z_1} \ \delta \omega_{x_1} \ \delta \omega_{y_1} \ \delta \omega_{z_1}]^T.$$

Эти погрешности представлены в ССК, содержащей оси  $x_1$ ,  $y_1$  и  $z_1$ .

Формирование вектора  $\mathbf{V}_1$  описывается дифференциальным уравнением

$$\dot{\mathbf{V}}_1 = F_{\text{и}} \mathbf{V}_1 + C_{\text{и}} \mathbf{U}, \quad (1)$$

где  $F_{\text{и}}$  – матрица системы дифференциальных уравнений;  $C_{\text{и}}$  – матрица преобразования.

Матрица  $F_{\text{и}}$  определяется известным способом [4] (из-за сложности не приводится). Матрица  $C_{\text{и}}$  содержит матрицы  $C_{\text{б}}^x$  преобразования ошибок инерциальных датчиков из ССК в систему OXYZ:

$$C_{\text{и}} = \begin{bmatrix} 0_{3 \times 3} & C_{\text{б}}^x & 0_{3 \times 3} \\ 0_{3 \times 3} & 0_{3 \times 3} & -C_{\text{б}}^x \end{bmatrix}^T.$$

При цифровой обработке выполняется переход от системы дифференциальных уравнений в непрерывном времени (1) к системе разностных уравнений в дискретном времени  $i$ :

$$\mathbf{V}_1(i+1) = \Phi_{\text{и}} \mathbf{V}_1(i) + C_{\text{и}} \mathbf{U}(i),$$

где  $\Phi_{\text{и}} = I + F_{\text{и}} \Delta t$ , причем  $I$  – единичная матрица;  $\Delta t$  – интервал временной дискретизации.

Сигналы СРНС представляют собой псевдодальности и псевдоскорости, зависящие от положения, скорости и шкалы времени потребителя. Размерность вектора  $\mathbf{Z}_2$  зависит от количества принимаемых спутников. Вектор ошибок измерений СРНС  $\mathbf{V}_2$  моделируется с помощью белого шума.

Полагая, что ошибки инерциальных датчиков моделируются с помощью системы дифференциальных уравнений первого порядка (например,

как экспоненциально-коррелированные процессы), образуем новый вектор состояния

$$\mathbf{Y}(i) = [\mathbf{V}_1^T(i) \ \mathbf{U}^T(i) \ \tau(i) \ v_{\tau}(i)]^T,$$

дополнив векторы  $\mathbf{V}_1(i)$  и  $\mathbf{U}(i)$  переменными сдвига шкалы времени  $\tau(i)$  и скорости ухода часов  $v_{\tau}(i)$  потребителя. Далее составим систему разностных уравнений ошибок (уравнение состояния формирующего фильтра для расширенного фильтра Калмана):

$$\mathbf{Y}(i+1) = \Phi \mathbf{Y}(i) + \mathbf{W}(i), \quad (2)$$

где  $\Phi = \begin{bmatrix} \Phi_{\text{и}} & C_{\text{и}} & 0_{9 \times 8} \\ 0_{6 \times 9} & \Phi_{\text{д}} & 0_{6 \times 2} \\ 0_{2 \times 9} & 0_{2 \times 6} & \Phi_t \end{bmatrix}$ , причем  $\Phi_{\text{д}}$  – матрица размером  $6 \times 6$ , соответствующая выбранной модели ошибок инерциальных датчиков;

$$\Phi_t = \begin{bmatrix} 1 & \Delta t \\ 0 & 1 \end{bmatrix}.$$

Предполагается известной корреляционная матрица  $\mathbf{Q}$  дискретного белого шума  $\mathbf{W}(i)$ .

Затем составим вектор наблюдаемой величины

$$\mathbf{Z}_2(i) = [\mathbf{z}_{\text{пд}}^T(i) \ \mathbf{z}_{\text{пс}}^T(i)]^T, \quad (3)$$

где  $\mathbf{z}_{\text{пд}}(i)$  и  $\mathbf{z}_{\text{пс}}(i)$  – векторы измеренных псевдодальностей и псевдоскоростей.

Вектор  $\mathbf{z}_{\text{пд}}(i)$  содержит  $m$  элементов вида

$$z_{\text{ид}}(i, k) = h_{\text{кд}}[\mathbf{Y}(i), \mathbf{Z}_1(i)] + n_k(i), \quad (4)$$

где  $k = 1, 2, \dots, m$  – порядковый номер спутника;  $h_{\text{кд}}(\cdot)$  – нелинейная функция;  $n_k(i)$  – дискретный белый шум с известной дисперсией и нулевым средним.

При формировании псевдодальностей используется нелинейная зависимость вида

$$\begin{aligned} h_{\text{кд}}[\mathbf{Y}(i), \mathbf{Z}_1(i)] = & \\ = & \left\{ [x_k(i) - x(i)]^2 + [y_k(i) - y(i)]^2 + \right. \\ & \left. + [z_k(i) - z(i)]^2 \right\}^{0.5} + c\tau(i), \end{aligned}$$

где  $x_k(i)$ ,  $y_k(i)$ ,  $z_k(i)$  – координаты  $k$ -го спутника;  $x(i) = x_{\text{и}}(i) - \delta x(i)$ ;  $y(i) = y_{\text{и}}(i) - \delta y(i)$ ;  $z(i) = z_{\text{и}}(i) - \delta z(i)$ ;  $c$  – скорость света, причем  $x_{\text{и}}(i)$ ,  $y_{\text{и}}(i)$ ,  $z_{\text{и}}(i)$  – элементы вектора  $\mathbf{Z}_1(i)$ , соответствующие измеренным в ИНС координатам.

Вектор  $\mathbf{z}_{\text{Пс}}(i)$  содержит  $m$  элементов вида

$$z_{\text{Пс}}(i, k) = \mathbf{h}_{\text{кс}} \mathbf{Y}(i) + \mathbf{h}_{\text{И}} \mathbf{Z}_1(i) + \mathbf{S}_k(i) + n_{\text{vk}}(i), \quad (5)$$

где

$$\mathbf{h}_{\text{кс}} = [0_{3 \times 1} \quad \cos_{kx} \quad \cos_{ky} \quad \cos_{kz} \quad 0_{1 \times 10} \quad 1];$$

$$\mathbf{h}_{\text{И}} = -[0_{1 \times 3} \quad \cos_{kx} \quad \cos_{ky} \quad \cos_{kz} \quad 0_{1 \times 3}];$$

$$\mathbf{S}_k(i) = v_{kx}(i) \cos_{kx} + v_{ky}(i) \cos_{ky} + v_{kz}(i) \cos_{kz};$$

$n_{\text{vk}}(i)$  – дискретный белый шум с известной дисперсией и нулевым средним, причем  $\cos_{kx}$ ,  $\cos_{ky}$ ,  $\cos_{kz}$  – направляющие косинусы  $k$ -го спутника;  $v_{kx}(i)$ ,  $v_{ky}(i)$ ,  $v_{kz}(i)$  – составляющие вектора скорости  $k$ -го спутника.

Выполнив в (5) математические преобразования, для элемента вектора псевдоскоростей получим

$$z_{\text{Пс}}(i, k) = -\left\{ [v_x(i) - v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_x(i)] \cos_{kx} + [v_y(i) - v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_y(i)] \cos_{ky} + [v_z(i) - v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_z(i)] \cos_{kz} + c v_{\tau}(i) \right\} + n_{\text{vk}}(i),$$

где  $v_x(i) = v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_x(i)$ ;  $v_y(i) = v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_y(i)$ ;  $v_z(i) = v_{\text{кИ}}(i) - \delta v_z(i)$ , причем  $v_{\text{кИ}}(i)$ ,  $v_{\text{кИ}}(i)$ ,  $v_{\text{кИ}}(i)$  – элементы вектора  $\mathbf{Z}_1(i)$ , соответствующие измеренным в ИНС составляющим вектора скорости.

Элементы вектора скорости спутников и направляющие косинусы находятся после обработки эфемеридных данных.

Используя (4) и (5), представим (3) в виде

$$\mathbf{Z}_2(i) = \mathbf{H}[\mathbf{Y}(i), \mathbf{Z}_1(i)] + \mathbf{V}_2(i),$$

где  $\mathbf{H}(\cdot)$  – нелинейная функция;  $\mathbf{V}_2(i)$  – вектор дискретного белого шума, содержащий  $m$  элементов  $n_k(i)$  и  $m$  элементов  $n_{\text{vk}}(i)$ . Шумы  $n_k(i)$  и  $n_{\text{vk}}(i)$  полагаем некоррелированными, т. е. вектор шума  $\mathbf{V}_2(i)$  имеет диагональную корреляционную матрицу  $R$ , причем диагональ состоит из  $2m$  элементов  $r(j)$ .

Оптимальная оценка вектора состояния формирующего фильтра (2)  $\hat{\mathbf{Y}}(i)$  строится с помощью алгоритма расширенного фильтра Калмана:

$$\hat{\mathbf{Y}}(i) = \hat{\mathbf{Y}}^-(i) + K(i) \left\{ \mathbf{Z}_2(i) - \mathbf{H}[\hat{\mathbf{Y}}^-(i), \mathbf{Z}_1(i)] \right\}, \quad (6)$$

где  $\hat{\mathbf{Y}}^-(i) = \Phi \hat{\mathbf{Y}}(i-1)$ ;  $K(i)$  – оптимальный коэффициент усиления – матрица с размерами  $2m \times 2m$ .

В общем случае расчет оптимального коэффициента фильтра Калмана  $K(i)$  требует обращения матрицы, размер которой при отключении части спутников должен изменяться. Однако при диагональной форме корреляционной матрицы шума  $\mathbf{V}_2(i)$  можно использовать более удобную с точки зрения вычислений последовательную обработку наблюдений псевдодальностей и псевдоскоростей, которая исключает обращение матриц [7]. При этом обработка последовательности отсчетов псевдодальностей и псевдоскоростей для  $i$ -го момента времени выполняется с помощью двух циклов из  $m$  шагов – цикла нелинейной обработки псевдодальностей  $z_{\text{Пд}}(i, k)$

$$\hat{\mathbf{Y}}(i, j) = \hat{\mathbf{Y}}(i, j-1) + \mathbf{K}(i, j) \times \left\{ z_{\text{Пд}}(i, k) - h_{\text{кд}}[\hat{\mathbf{Y}}^-(i)] \right\}, j = k = \overline{1, m} \quad (7)$$

и цикла линейной обработки псевдоскоростей  $z_{\text{Пс}}(i, k)$ :

$$\hat{\mathbf{Y}}(i, j) = \hat{\mathbf{Y}}(i, j-1) + \mathbf{K}(i, j) \times \left[ z_{\text{Пс}}(i, k) - \mathbf{h}_{\text{кс}} \hat{\mathbf{Y}}^-(i) \right], j = m + k = \overline{m+1, 2m}, \quad (8)$$

где  $\hat{\mathbf{Y}}(i, 0) = \hat{\mathbf{Y}}^-(i)$ ;  $\hat{\mathbf{Y}}(i) = \hat{\mathbf{Y}}(i, 2m)$ .

Коэффициент усиления  $\mathbf{K}(i, j)$  (вектор) определяется как

$$\mathbf{K}(i, j) = P(i, j) \mathbf{h}^T(j) \left[ \mathbf{h}(j) P(i, j) \mathbf{h}^T(j) + r(j) \right]^{-1}, \quad (9)$$

где

$$P(i, j) = [I - \mathbf{K}(i, j) \mathbf{h}(j)] P(i, j-1), \quad (10)$$

причем  $P(i, 0) = P^-(i)$ ;  $(P^-(i) = \Phi P(i-1) \Phi^T + Q)$  и  $P(i-1) = P(i-1, 2m)$  – корреляционные матрицы ошибок фильтрации и экстраполяции соответственно;

$$\mathbf{h}(j) = \left( \frac{\partial h_{\text{кд}}}{\partial \mathbf{Y}} \right) \Big|_{\hat{\mathbf{Y}}^-(i)} = [\cos_{kx} \quad \cos_{ky} \quad \cos_{kz} \quad 0_{1 \times 12} \quad c \quad 0]$$

при  $j = \overline{1, m}$  и  $\mathbf{h}(j) = \mathbf{h}_{\text{кс}}$  при  $j = \overline{m+1, 2m}$ .

Несмотря на большое количество циклических шагов, последовательный алгоритм не требует существенного увеличения количества вычислений, так как коэффициент  $\mathbf{K}(i, k)$  является

Таблица 2

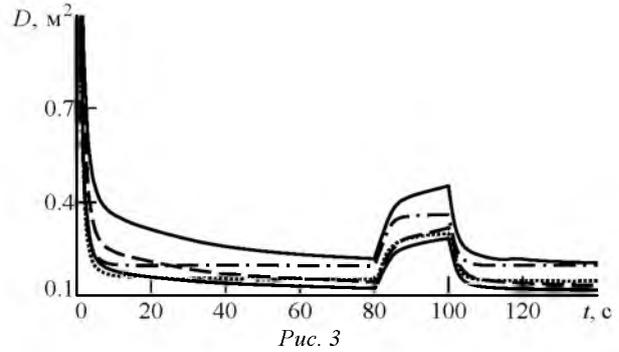
Идентификатор спутника		1	2	4	10	13	16	20	23	30	31	32
Азимут	Начало	76	320	282	294	240	106	144	172	88	46	126
	Конец	68	314	270	294	244	100	144	116	80	44	128
Угол места	Начало	23	20	42	19	50	13	50	82	22	24	27
	Конец	26	26	41	28	59	20	41	79	26	17	19

вектором, а оптимальный коэффициент усиления  $K(i)$  (6) при параллельной обработке всех отсчетов является матрицей с  $2m$  столбцами.

Последовательный алгоритм удобен при обработке сигналов с кратковременными отключениями спутников. Если сигнал спутника номер  $l$  не принимается, то необходимо пропустить операции (7)–(10) при  $j = l$  и  $j = m + l$ .

Было выполнено моделирование влияния кратковременного отключения сигналов части спутников в тесно связанной схеме комплексирования ИСН и СРНС в предположении, что используется ИСН тактического класса и в матрице  $F_{и}$  уравнения ошибок (1) не учитывается ускорение Кориолиса, возникающее из-за вращения Земли [4]. Для моделирования выбран двадцатиминутный сеанс работы приемника СРНС с созвездием системы GPS, содержащим 11 спутников. Идентификаторы спутников, а также их азимуты и углы места в начале и в конце сеанса приведены в табл. 2.

Дисперсии ошибок измерений в СРНС составляли:  $4 \text{ м}^2$  – для псевдодальностей,  $0.25 \text{ м}^2/\text{с}^2$  – для псевдоскоростей. В ходе моделирования предполагалось, что сигналы пяти спутников (с идентификаторами 1, 16, 30, 31 и 32) временно не принимались из-за маневра летательного аппарата и наклона приемной антенны. На рис. 3 показаны зависимости дисперсий ошибок экстраполяции псевдодальностей  $D = h_{кд}^T P^-(i) h_{кд}$  отключаемых спутников (на интервале времени 80...100 с сигналы указанных спутников не принимались).



Благодаря комплексированию СРНС и ИСН достигается существенное снижение дисперсии флуктуационной ошибки. Возрастание дисперсии на интервале отключения сигналов спутников соответствует потере примерно половины принимаемой энергии сигналов, однако, несмотря на рост, ошибка экстраполяции в комплексной системе остается меньше апертуры дискриминационной характеристики системы слежения за задержкой в СРНС, составляющей от нескольких десятков (при узком корреляторе) до нескольких сотен метров [7]. При этом подтверждается известный результат о возможности ускорения ввода в слежение при появлении сигнала в комплексной системе [1], однако для реализации этого свойства необходимо иметь надежную информацию об отключении и появлении сигналов, основанную на использовании пространственной информации [3]. При отсутствии такой информации невозможно предупредить переход приемного устройства СРНС в поиск несуществующих или ненадежных сигналов и появление аномальных ошибок в СРНС.

### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования / под ред. А. И. Перова, В. Н. Харисова. 3-е изд. М.: Радиотехника, 2005. 688 с.
2. Pat. US 20100106416 A1. Int. Cl. G01C 21/00, G06F 17/00. Aircraft navigation using the global positioning system, inertial reference system and distance measurements / T. E. Yochum. Pub. Date 29.04.2010.
3. Пат. РФ 2536768 С1. МПК G01C 21/00, G01C 23/00. Способ инерциально-спутниковой навигации летательных аппаратов / В. И. Бабуров, А. И. Соколов, Ю. С. Юрченко и др.; опубл. 27.12.2014. Бюл. № 36.
4. Titterton D. H., Weston J. L. Strapdown Inertial Navigation Technology. 2<sup>nd</sup> ed. Cambridge: MIT Press, 2007. 558 p.
5. Бартон Д. Радиолокационные системы. М.: Воен. изд-во, 1967. 488 с.
6. Радиосистемы управления / В. А. Вейцель, А. С. Волковский, С. А. Волковский и др.; под ред. В. А. Вейцеля. М.: Дрофа, 2005. 416 с.
7. Grewal M. S., Weill L. S., Andrews A. P. Global Positioning Systems, Inertial Navigation, and Integration. 2<sup>nd</sup> ed. New York: John Wiley & Sons, 2007. 525 p.

A. I. Sokolov, Yu. S. Yurchenko  
Saint Petersburg Electrotechnical University "LETI"

### Use spatial information in integrated inertial-satellite navigation systems of aircraft

*The tightly coupled integration with serial measurement processing of the pseudo ranges and carrier Doppler measurements is investigated. The spatial information of inertial navigation systems is used for determination satellite attitude relative to directional diagram and for signal search stoppage at the time of the flight maneuver.*

Inertial Navigation Systems, Global Navigation Satellite Systems, Spatial Aircraft Information, Integration

Статья поступила в редакцию 10 сентября 2015 г.

УДК 621.396.96

В. М. Кутузов, В. Н. Попов  
Санкт-Петербургский государственный электротехнический  
университет "ЛЭТИ" им. В. И. Ульянова (Ленина)

## Теория обнаружения в приложении к автоколебательным РЛС с обратной связью

*Рассмотрены физическая и математическая модели РЛС с обратной связью через пространство и цель, работающей по принципу автоколебательной системы. Проанализирован линейный режим установления колебаний. Найдены рабочие статистики обнаружения и построены характеристики обнаружения обычной РЛС и РЛС с обратной связью. Выполнено сравнение полученных характеристик с аналогичными характеристиками обычных когерентных РЛС. Оценена энергетическая скрытность работы РЛС в режиме ожидания и в режиме возникновения автоколебаний.*

**РЛС с пространственной обратной связью, автогенератор с запаздыванием, коэффициент усиления петли обратной связи, излучаемая мощность, характеристики обнаружения и энергетической скрытности**

В радиолокации режим автоколебаний или автогенерации в замкнутой системе "РЛС – пространство – цель" первоначально использовался для точного измерения дистанции или ее изменений в системах ближней локации [1]. Физической моделью подобной радиолокационной системы является автогенератор с задержанной положительной обратной связью (ОС) (рис. 1). При выполнении баланса амплитуд, когда суммарный коэффициент усиления замкнутой системы  $K > 1$ , баланс фаз выполняется для целой сетки частот

$$f_i = i/T \quad (1)$$

( $i$  – целое положительное число;  $T$  – задержка сигнала в петле ОС), на которых, при попадании хотя бы одной из частот в полосу прозрачности фильтра  $\Delta F$ , возможно возникновение автоколебаний [2].

Измеряя смещение между частотами  $\Delta f = f_{i+1} - f_i$  (например, с помощью перестройки фильтра

при последовательном возбуждении автоколебаний на соседних частотах  $f_i$  и  $f_{i+1}$ ), можно достаточно точно определять дистанцию до одиночной цели. При радиальном перемещении цели меняется задержка  $T$ , что изменяет сетку частот (1). Это дает возможность оценивать изменение дистанции и движение цели. Однако измерение дистанции происходит в режиме установившихся автоколебаний при условии, что цель одиночная, а отраженный от нее сигнал достаточно мощный. Это означает, что в таких системах задачи обнаружения и разрешения нескольких целей не рассматриваются, что определяет возможные области их применения в системах ближней радиолокации, таких, как РЛС швартовки судов или посадки летательных аппаратов.

Задачи обнаружения и разрешения сигналов по дальности (задержке) в РЛС с ОС впервые подробно исследовались в работе [3], в которой показано, что для обнаружения целей необходимо