

УДК 627.71

**АЛЬ ДАХЕРИ АЛИ МОХАМЕД<sup>1</sup>, И. В. БУНЯЕВА<sup>2</sup>,  
В. О. ЧЕРАНОВСКИЙ<sup>2</sup>, В. В. ПИСКОРЖ<sup>3</sup>**<sup>1</sup> *ОАЭ группа компаний АДКОМ, г. Абу-Даби*<sup>2</sup> *Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Украина*<sup>3</sup> *Научно-исследовательский институт радиоизмерений, г. Харьков*

## ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ УГЛОВОЙ ОРИЕНТАЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПО СИГНАЛАМ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ

*Методом максимального правдоподобия выполнен синтез оптимального алгоритма обработки сигналов навигационных спутников в задаче определения параметров угловой ориентации платформы. Алгоритм ориентирован на его реализацию с помощью недорогих приемников GPS, «сырые» данные (фазы навигационных сигналов, эфемериды навигационных спутников и некоторая другая информация), с выходов которых поступают на специализированный вычислитель. Оптимизация обработки сигналов позволила вдвое уменьшить рассеивание оценок параметров угловой ориентации по сравнению с типовыми алгоритмами обработки вторых разностей фаз навигационных сигналов.*

**Ключевые слова:** *параметры угловой ориентации, GPS, спутниковые системы глобального позиционирования.*

### Введение

Традиционно, системы управления летательного аппарата (ЛА) используют различные типы датчиков для определения положения и ориентации объекта в пространстве. Для получения информации о положении, скорости и времени используются приемники GPS, в то время как ориентация платформы определяется с помощью инерциальных датчиков. Инерциальные датчики формируют угловую информацию в высоком темпе и с приемлемой кратковременной стабильностью. Однако высокая стоимость качественных инерциальных датчиков, а также присущие им непредсказуемые медленные уходы показаний ограничивает их использование для определения угловой ориентации ЛА.

Несмотря на то, что спутниковые системы глобального позиционирования (GPS, например) создавались для обеспечения потребителей, оснащенных соответствующей аппаратурой, информацией о их положении и времени, в последние 10 – 15 лет они используются для определения ориентации спутников, самолетов, кораблей и других платформ [1-3].

Принимая и обрабатывая сигналы от нескольких разнесенных в пространстве антенн, жестко связанных с платформой, система определения ее угловой ориентации по сигналам GPS с не зависящей от времени высокой точностью определяет ориентацию платформы в пространстве.

При определении параметров угловой ориента-

ции объекта используется возможность высокоточного определения относительных координат элементов антенной решетки по данным подключенных к ним GPS приемников. Относительные координаты антенн находятся в топоцентрической системе координат. Вместе с тем, координаты фазовых центров этих антенн определены в системе отсчета, связанной с объектом. Сопоставление координат антенн в различных системах отсчета позволяет найти соответствующую матрицу разворота, элементы которой характеризуют параметры угловой ориентации объекта.

Для определения относительных координат элементов антенной решетки используются измерения соответствующих разностей фаз навигационных сигналов.

Характерной особенностью фазовых измерений является их неоднозначность – разность хода сигналов соответствующего навигационного космического аппарата (НКА), принятых разнесенными антеннами, содержит (в метрической мере) кроме точно измеренной, т. н. дольной фазы (интервал ее изменения – длина волны принимаемого колебания), еще и неизвестное число целых длин волн. Поэтому типовые алгоритмы обработки фазовых измерений в угломерных системах включают два последовательных этапа – этап разрешения неоднозначности фазовых измерений и этап формирования оценки параметров угловой ориентации. Вместе с тем, как показано ниже, процедура разрешения неоднознач-

ности фазовых измерений весьма затратная с точки зрения вычислительных и временных ресурсов, также она не вытекает из условий задачи.

**Целью данной статьи** является выполнение синтеза алгоритма оптимальной обработки навигационных сигналов при определении параметров угловой ориентации платформы. Синтезированный алгоритм приведет к решениям, отличающимся от типовых вдвое лучшей точностью измерений.

### Постановка задачи исследования

На летательном аппарате (ЛА) размещены три приемных антенны GPS – основная антенна и две вынесенных. Все три антенны ориентированы одинаково, так, чтобы их диаграммы направленности обеспечивали прием сигналов навигационных спутников из верхней полусферы. Эти антенны образуют две базы так, что соединяющие их фазовые центры вектора неколлинеарны.

К антеннам подключены приемники GPS, принимающие сигналы одних и тех же навигационных спутников. Помимо результатов навигационных определений эти приёмники формируют и передают для последующей обработки т.н. «сырые данные» - оценки параметров всех принимаемых навигационных сигналов: задержки, доплеровского сдвига и начальной фазы, а также эфемериды НКА, привлекаемых к измерениям. Основная антенна размещена в начале связанной с ЛА системой координат (ССК), а вынесенные – в точках с координатами  $\mathbf{r}=\mathbf{r}_1$  и  $\mathbf{r}=\mathbf{r}_2$ . Требуется по наблюдению навигационных сигналов на выходах антенн определить ориентацию ССК относительно топоцентрической или нормальной (в терминах [4]) системы координат (ТПСК).

Начало ТПСК удобно совместить с фазовым центром основной (центральной) антенны антенной решетки системы определения угловой ориентации. Ось U направлена вверх вдоль нормали к земному эллипсоиду. Оси E и N направлены на восток и север соответственно в плоскости, касательной к эллипсоиду (система отсчета восток-север-верх (East-North-Up)). Ортогональная ССК жестко связана с ЛА так, что ось X ее направлена вдоль продольной оси ЛА, ось Z – в направлении правого борта, а ось Y – вверх. Начала ТПСК и ССК совпадают друг с другом и фазовым центром основной антенны антенной решетки. Координаты остальных антенн антенной решетки должны быть точно определены в ССК в процессе изготовления системы.

Угловая ориентация ЛА характеризуется [4] углом курса  $\psi_c$  – угол между направлением на север и проекцией продольной оси X на горизонтальную плоскость, углом тангажа  $\theta_c$  – угол между про-

дольной осью X и горизонтальной плоскостью и углом крена  $\varphi_c$  – угол поперечной осью Z ССК и горизонтальной плоскостью.

### Модель сигналов и помех

На выходе k - го канала обработки GPS приемника, подключенного к i-й антенне ( $k = \overline{1, M}, i = \overline{0, 1, 2}$ ) в некоторый момент времени  $t_n$  формируются комплексные отсчеты  $\dot{u}_{ik}(t_n)$ , представляющие собой сумму полезных сигналов  $\dot{s}_{ik}(\bar{\chi}_c, \varphi_{ci}, \alpha_{ck})$  и помех  $\dot{n}_{ik}$ . Здесь  $\bar{\chi}_c = (\psi_c, \theta_c, \varphi_c) \in \Omega$  – вектор оцениваемых параметров угловой ориентации ССК относительно ТПСК;  $\varphi_{ci}$  – начальная фаза гетеродина i-го приемника ( $\varphi_{c0} = 0$ ),  $\alpha_{ck}$  – начальная фаза сигнала k – го навигационного космического аппарата (НКА).

Начальные фазы гетеродинов и навигационных сигналов являются неинформационными, несущественными параметрами. Помехи  $\dot{n}_{ik}$  являются отсчетами комплексных нормальных процессов с нулевым средним и дисперсией  $\sigma_n^2$ . Область определения  $\Omega$  параметров угловой ориентации описывается системой следующих неравенств [3]:

$$\Omega = \begin{cases} -180^0 \leq \Psi \leq 180^0 \\ -90^0 \leq \theta \leq 90^0 \\ -180^0 \leq \varphi \leq 180^0 \end{cases} \quad (1)$$

При сравнительно небольших размерах баз, когда падающий на антенную решетку фронт волны допустимо считать плоским, выражение для комплексных огибающих сигналов, выделяемых на i-й антенне каналом обработки, настроенным на прием сигналов k-го НКА имеет следующий вид:

$$\dot{s}_{ik}(\bar{\chi}_c, \varphi_{ci}, \alpha_{ck}) = S_k \exp \left\{ -j \left[ \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k \mathbf{R}^T(\bar{\chi}_c) \mathbf{r}_i + \varphi_{ci} + \alpha_{ck} \right] \right\}, \quad (2)$$

$$\dot{u}_{ik} = \dot{s}_{ik}(\bar{\chi}_c, \varphi_{ci}, \alpha_{ck}) + \dot{n}_{ik}, \quad i = \overline{0, 1, 2}; k = \overline{1, M}, \quad (3)$$

$$\langle \dot{n}_{ik} \dot{n}_{in} \rangle = \delta_{ii} \delta_{kn} 2\sigma_n^2, \quad (4)$$

где в (2)  $S_k$  – амплитуда сигнала k-го НКА,

$\gamma_k$  – единичный вектор, характеризующий направление на k-й НКА в ТПСК,

$M$ - число НКА, привлекаемых к измерениям ориентации БПЛА,

$r_i$  – координата  $i$ -й антенны ( $r_0 = 0$ ),

$\lambda$ - длина волны навигационного сигнала,

$\delta_{ii}$  – символ Кронекера:

$$\delta_{ii} = \begin{cases} 1, & \text{при } i=L, \\ 0, & \text{при } i \neq L, \end{cases}$$

$$R^T(\psi, \theta, \varphi) = \begin{bmatrix} \cos \varphi & \sin \psi \sin \varphi - \cos \psi \sin \theta \cos \varphi - \sin \psi & \sin \psi \cos \varphi + \cos \psi \sin \theta \sin \varphi \\ \sin \theta & \cos \psi \cos \theta & -\cos \theta \sin \varphi \\ \cos \theta & \cos \psi \sin \varphi + \sin \psi \sin \theta \cos \varphi & \cos \psi \cos \varphi - \sin \psi \sin \theta \sin \varphi \cos \theta \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Требуется по наблюдению (3) сформировать наилучшую оценку информационных параметров  $\chi_c$  угловой ориентации ССК по отношению к ТПСК.

### Вывод алгоритма оценки параметров угловой ориентации

Для принятой модели сигналов и помех наилучшая оценка информационных параметров определяется по максимуму функции правдоподобия. Запишем выражение для условной плотности распределения реализации  $\bar{u} = (\dot{u}_{ik}; i = \overline{0, 2}; k = \overline{1, M})$  при условии, что фигурирующие в (3) параметры навигационных сигналов имеют фиксированное значение.

$$p(\bar{u} / \bar{\chi}; \bar{\alpha}; \bar{\varphi}) = K \exp\left(-\frac{1}{2\sigma_n^2} \sum_{k=1}^M \sum_{i=0}^2 \times \right. \quad (6)$$

$$\left. \times \left\| \dot{u}_{ik} - S_k \exp\left\{j \left[ \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i + \alpha_k \right] \right\} \right\|^2 \right),$$

где  $\bar{\alpha} = (\alpha_1, \dots, \alpha_M)$ ,  $\bar{\varphi} = (0, \varphi_1, \varphi_2)$ ,

$k$  - несущественный для дальнейшего нормирующий множитель.

При фиксированной реализации  $\bar{u}$  данная плотность распределения вероятностей является функцией правдоподобия информационных  $\bar{\chi}$  и неинформационных  $(\bar{\alpha}, \bar{\varphi})$  параметров. Общая методика формирования оптимальной оценки информационных параметров и соответствующего алгоритма обработки принимаемых данных состоит [5] в усреднении плотности (6) по неинформационным (несущественным) параметрам и максимизации ее по информационным параметрам, либо в совмест-

$R^T(\bar{\chi}_c)$  – матрица поворота, используемая для пересчета координат точки в ССК в соответствующие координаты в ТПСК [4], определяется соотношением:

ном оценивании всей совокупности параметров по максимуму функции правдоподобия (6). Оба подхода приводят, обычно, к одним и тем же результатам.

Преобразуем выражение (6), выполнив возведение в квадрат и сохраняя в показателе экспоненты только те члены, которые зависят от интересующих нас параметров:

$$p(\bar{u} / \bar{\chi}; \bar{\alpha}; \bar{\varphi}) = K_1 \exp\left(\frac{1}{2\pi} 2 \operatorname{Re} \dot{Y}(\bar{\chi}; \bar{\alpha}; \bar{\varphi})\right), \quad (7)$$

где

$$\begin{aligned} \dot{Y}(\bar{\chi}, \bar{\alpha}, \bar{\varphi}) &= \\ &= \sum_{k=1}^M \left( \sum_{i=0}^2 \dot{u}_{ik} \exp\left\{j \left[ \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i \right] \right\} \right) \times \\ &\times e^{j\alpha_k} = \sum_{k=1}^M \dot{y}_k(\bar{\chi}, \bar{\varphi}) e^{j\alpha_k}, \\ \dot{y}_k(\bar{\chi}, \bar{\varphi}) &= \sum_{i=0}^2 \dot{u}_{ik} \exp\left\{j \left[ \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i \right] \right\}. \quad (9) \end{aligned}$$

Вначале найдем оценку начальных фаз навигационных сигналов  $\alpha_k, k = \overline{1, M}$ , доставляющую максимум функции правдоподобия (7) и, в свою очередь, являющуюся функцией остальных оцениваемых параметров. Очевидно, что этот максимум будет достигаться тогда, когда все слагаемые в (8) будут вещественными, т. е.

$$\hat{\alpha}_k(\bar{\chi}; \bar{\varphi}) = -\arg[\dot{y}_k(\bar{\chi}; \bar{\varphi})]. \quad (10)$$

Подставляя полученную оценку в (7), находим

$$p(\bar{u} / \bar{\chi}; \bar{\varphi}) = K_1 \exp\left(\frac{1}{\sigma_n^2} \sum_{k=1}^M |\dot{y}_k(\bar{\chi}; \bar{\varphi})|\right). \quad (11)$$

Следующим шагом будет исключение несущественных фаз  $\bar{\varphi} = (0, \varphi_1, \varphi_2)$  из функции правдопо-

добия (11) путем их оценивания по ее максимуму. Учитывая, что отношение сигнал/шум в отсчетах  $\dot{u}_{ik}$  достаточно велико ( $\langle \dot{u}_{ik} \rangle^2 / \sigma_n^2 \gg 1$ ), практически без потери информации можно заменить отсчеты  $\dot{u}_{ik}$  на «фазовый сигнал»:

$$\dot{u}_{ik} \Rightarrow \exp(j\vartheta_{ik}), \quad (12)$$

где  $\vartheta_{ik}$  – полная фаза принимаемого сигнала

$$\begin{aligned} \vartheta_{ik} = \arg(\dot{u}_{ik}) = \\ = \left[ -\left( \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_{ci} + \alpha_{ck} \right) + \zeta_{ik} \right]_{\text{mod}(2\pi)}. \end{aligned} \quad (13)$$

Значения фазового шума  $\zeta_{ik}$  являются отсчетами нормальных процессов с нулевым средним и дисперсией  $\sigma_\zeta^2 = \sigma_n^2 / S_k^2$ . Причем

$$\langle \zeta_{ik} \zeta_{in} \rangle = \delta_{ii} \delta_{kn} \sigma_\zeta^2. \quad (14)$$

Отметим, что полная фаза навигационного сигнала  $\vartheta_{ik}$  формируется в навигационном приемнике и входит в состав выдаваемых им «сырых данных». Подставляя (12) в (9), получаем:

$$\begin{aligned} \dot{y}_k(\bar{\chi}; \bar{\varphi}) = \sum_{i=0}^2 \exp \left\{ j \left[ \vartheta_{ik} + \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i \right] \right\} = \\ = e^{j\vartheta_{0k}} \sum_{i=0}^2 \exp \left\{ j \left[ \Delta\vartheta_{ik} + \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i \right] \right\}, \end{aligned} \quad (15)$$

где  $\Delta\vartheta_{ik}$  – разность фаз навигационных сигналов  $k$  – го НКА между  $i$  – й и опорной приемными антеннами.

Легко найти с учетом (13), что оценка  $\hat{\varphi}_i, i=1,2$ , максимизирующая функцию правдоподобия (11), должна доставлять минимум квадратичной форме  $G(\varphi_i)$ :

$$G(\hat{\varphi}_i) = \min_{\varphi_i} G(\varphi_i), \quad i=1,2, \quad (16)$$

$$G(\varphi_i) = \sum_{k=1}^M \left[ \Delta\vartheta_{ik} + \frac{2\pi}{\lambda} \gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i + \varphi_i \right]^2, \quad i=1,2. \quad (17)$$

Приравнивая нулю производную функции  $G(\varphi_i)$ , находим выражение для оценки  $\hat{\varphi}_i(\bar{\chi})$ :

$$\begin{aligned} \hat{\varphi}_i(\bar{\chi}) = -\frac{1}{M} \sum_{k=1}^M \Delta\vartheta_{ik} - \frac{2\pi}{\lambda} \left( \frac{1}{M} \sum_{k=1}^M \gamma_k \right) R^T(\bar{\chi}) r_i, \\ i=1,2. \end{aligned} \quad (18)$$

Обозначим символами  $\Delta\tilde{\vartheta}_i$  и  $\tilde{\gamma}$  средние значения разности фаз навигационных сигналов и направляющих косинусов НКА, привлекаемых к измерениям. Тогда

$$\hat{\varphi}_i(\bar{\chi}) = \Delta\tilde{\vartheta}_i - \frac{2\pi}{\lambda} \tilde{\gamma} R^T(\bar{\chi}) r_i, \quad i=1,2, \quad (19)$$

$$\Delta\tilde{\vartheta}_i = \frac{1}{M} \sum_{k=1}^M [\Delta\vartheta_{ik}]_{\text{mod } 2\pi}, \quad (20)$$

$$\tilde{\gamma} = \frac{1}{M} \sum_{k=1}^M \gamma_k. \quad (21)$$

Подставляя оценку (19) в выражение (15), получаем

$$\dot{y}_k(\bar{\chi}) = e^{j\vartheta_{0k}} \sum_{i=0}^2 \exp \left\{ j \left[ \delta\Delta\vartheta_{ik} + \frac{2\pi}{\lambda} \delta\gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i \right] \right\} \quad (22)$$

или, опуская несущественный фазовый множитель  $e^{j\vartheta_{0k}}$ ,

$$\begin{aligned} \dot{y}_k(\bar{\chi}) = \sum_{i=0}^2 \exp \left\{ j \left[ \delta\Delta\vartheta_{ik} + \frac{2\pi}{\lambda} \delta\gamma_k R^T(\bar{\chi}) r_i \right] \right\}, \\ k = (\overline{1, M}). \end{aligned} \quad (23)$$

В последних соотношениях символами  $\delta\Delta\vartheta_{ik}$  и  $\delta\gamma_k$  обозначены соответствующие разности:

$$\delta\Delta\vartheta_{ik} = \Delta\vartheta_{ik} - \Delta\tilde{\vartheta}_i, \quad (24)$$

$$\delta\gamma_k = \gamma_k - \tilde{\gamma}. \quad (25)$$

Соответственно окончательное выражение для функции правдоподобия принимает следующий вид:

$$\begin{aligned} p(\bar{u} / \bar{\chi}) = K_1 \exp \left( \frac{1}{\sigma_n^2} \sum_{k=1}^M |\dot{y}_k(\bar{\chi})|^2 \right) = \\ = K_1 \exp \left( \frac{1}{\sigma_n^2} Z(\bar{\chi}) \right). \end{aligned} \quad (26)$$

Очевидно, что координата максимума функции правдоподобия  $p(\bar{u}/\bar{\chi})$  совпадает с координатой максимума функции  $Z(\bar{\chi})$  в силу монотонности экспоненты. Здесь  $Z(\bar{\chi})$  – достаточная статистика, равная

$$Z(\bar{\chi}) = \sum_{k=1}^M |\dot{y}(\bar{\chi})|. \quad (27)$$

В (27) опущены не влияющие на положение максимума достаточной статистики  $Z(\bar{\chi})$  константы.

Физическим содержанием оптимальной обработки (27) данных приёмников GPS является на первом этапе – когерентная фокусировка антенной решетки на  $k$  – й НКА для всех возможных значений параметров  $Z(\bar{\chi})$  ориентации (формирование функции  $\dot{y}(\bar{\chi})$  в соответствии с (23)). Содержанием второго этапа является некогерентное накопление результатов первого этапа (формирование функции  $Z(\bar{\chi})$  в соответствии с (27)).

На практике функция  $Z(\bar{\chi}) = Z(\psi, \theta, \varphi)$  формируется для дискретного множества значений аргументов  $(\psi_p, \theta_r, \varphi_q) \in \Omega$ . При этом  $\psi_p = p\Delta, \theta_r = r\Delta, \varphi_q = q\Delta$ , где шаг дискретизации  $\Delta$  определяется максимальным расстоянием между антеннами  $L$  так, что в градусной мере

$$\Delta(^{\circ}) = \frac{\lambda}{(5 \div 10)L} \frac{180}{\pi}. \quad (28)$$

Координаты максимума  $Z(\bar{\chi})$  определяются в два этапа – вначале находится узел  $(p_m, r_m, q_m)$  сетки дискретизации, соответствующий максимальному отсчету

$$Z(p_m, r_m, q_m) = Z(p_m \Delta, r_m \Delta, q_m \Delta).$$

Далее с использованием интерполяционной процедуры координаты максимума уточняются. При этом используется тот факт, что в окрестности максимума функция  $Z(\bar{\chi})$  хорошо аппроксимируется поверхностью второго порядка. При достаточно «густой» дискретизации, определяемой соотношением (28), можно использовать следующие простые соотношения для финальных оценок  $(\hat{\psi}, \hat{\theta}, \hat{\varphi})$  параметров угловой ориентации:

$$\hat{\psi} = p_m \Delta + \frac{\Delta}{2} \times (Z(p_m - 1, r_m, q_m) - Z(p_m + 1, r_m, q_m)) / (Z(p_m - 1, r_m, q_m) - 2Z(p_m, r_m, q_m) + Z(p_m + 1, r_m, q_m)),$$

$$\hat{\theta} = r_m \Delta + \frac{\Delta}{2} \times (Z(p_m, r_m - 1, q_m) - Z(p_m, r_m + 1, q_m)) / (Z(p_m, r_m - 1, q_m) - 2Z(p_m, r_m, q_m) + Z(p_m, r_m + 1, q_m)), \quad (29)$$

$$\hat{\varphi} = q_m \Delta + \frac{\Delta}{2} \times (Z(p_m, r_m, q_m - 1) - Z(p_m, r_m, q_m + 1)) / (Z(p_m, r_m, q_m - 1) - 2Z(p_m, r_m, q_m) + Z(p_m, r_m, q_m + 1)).$$

Отметим, что обычно фазы  $\varphi_i$  гетеродинов приемников исключаются путем формирования т.н. вторых разностей фаз навигационных сигналов. При этом вместо полученной выше оптимальной статистики (24) используется квазиоптимальная разность (вторая разность) [3]:

$$\delta \Delta \vartheta_{ik} = \Delta \vartheta_{ik} - \Delta \vartheta_{im}. \quad (30)$$

Здесь  $m$  – номер спутника с максимальным возвышением. Соответственно и вместо разности направляющих косинусов (25) используется разность

$$\delta \gamma_k = \gamma_k - \gamma_m. \quad (31)$$

Последующая обработка сохраняется такой же, как и в оптимальном алгоритме, т.е. в соответствии с соотношениями (23), (27) и (29).

Очевидно, что квазиоптимальный алгоритм существенно уступает в точности оптимальному. В самом деле, дисперсия второй разности (30) равна  $4\sigma_{\xi}^2$ , вместо  $2\left(1 + \frac{1}{M}\right)\sigma_{\xi}^2$  для разности (24) из оптимального алгоритма. Соответственно и рассеивание квазиоптимальных оценок параметров угловой ориентации будет практически вдвое превышать рассеивание оптимальных.

### Практическая реализация алгоритма оценивания параметров угловой ориентации и его тестирование

Отметим, что при внешней простоте предлагаемый алгоритм требует выполнения большого объема однотипных вычислений. В частности, при длине базы порядка одного метра шаг дискретиза-

ции выходного эффекта составляет на основании (28) 1-2 градуса. При этом для перекрытия всей области неопределенности  $\Omega$  необходимо сформировать  $(0,2 \div 2) \cdot 10^7$  отсчетов.

Практическим выходом является использование информации от других датчиков для уменьшения априорной неопределенности по угловой ориентации. При отсутствии соответствующих датчиков, грубо, с погрешностью 5-7 градусов ориентация БПЛА может быть определена по данным GPS приемника. Наличие таких данных позволяет на несколько порядков уменьшить объем вычислений.

Часть вычислений в (23) можно выполнить заранее, за счет чего уменьшить количество вычислительных операций, выполняемых в реальном времени. Например, для каждого узла трехмерной сетки (28) можно заранее рассчитать значения векторов

$$v_i(\psi_p, \theta_r, \varphi_q) = R^T(\psi_p, \theta_r, \varphi_q) \cdot r_i / \lambda, i = 1, 2$$

(по два вектора  $3 \times 1$ ) и хранить их в памяти вычислителя. При этом формула (23) примет следующий вид

$$\begin{aligned} \dot{y}_i(\psi_p, \theta_r, \varphi_q) = \\ = \sum_{i=0}^2 \exp\left\{j\left[\delta\Delta\theta_{ik} + 2\pi\delta\gamma_k v_i(\psi_p, \theta_r, \varphi_q)\right]\right\}. \end{aligned} \quad (32)$$

Тестирование полученного выше алгоритма определения параметров угловой ориентации проводилось на соответствующей экспериментальной установке. В ее состав входили антенное устройство из трех антенн AV 33 фирмы Trimble, размещенных в вершинах равностороннего треугольника со стороной 0,71 м и присоединенных к ним трех приемников GPS AsteRx-m фирмы Septentrio Satellite Navigation. «Сырые» данные с выходов приемников через согласующее устройство поступают для регистрации и обработки в персональный компьютер. Алгоритм обработки реализован в среде Matlab. Ниже представлены результаты статического теста, полученные при обработке сигналов восьми навигационных спутников.

На рис. 1 представлено сечение выходного эффекта (функции трех переменных)  $Z(\bar{\chi}) = Z(\psi, \theta, \varphi)$  для значения курсового угла  $\psi$ , равного истинному значению.

На рис. 2 представлено сечение выходного эффекта для значения угла крена, равного истинному значению.

Видно, что главный максимум выходного эффекта надежно локализуется на фоне сравнительно больших боковых лепестков.

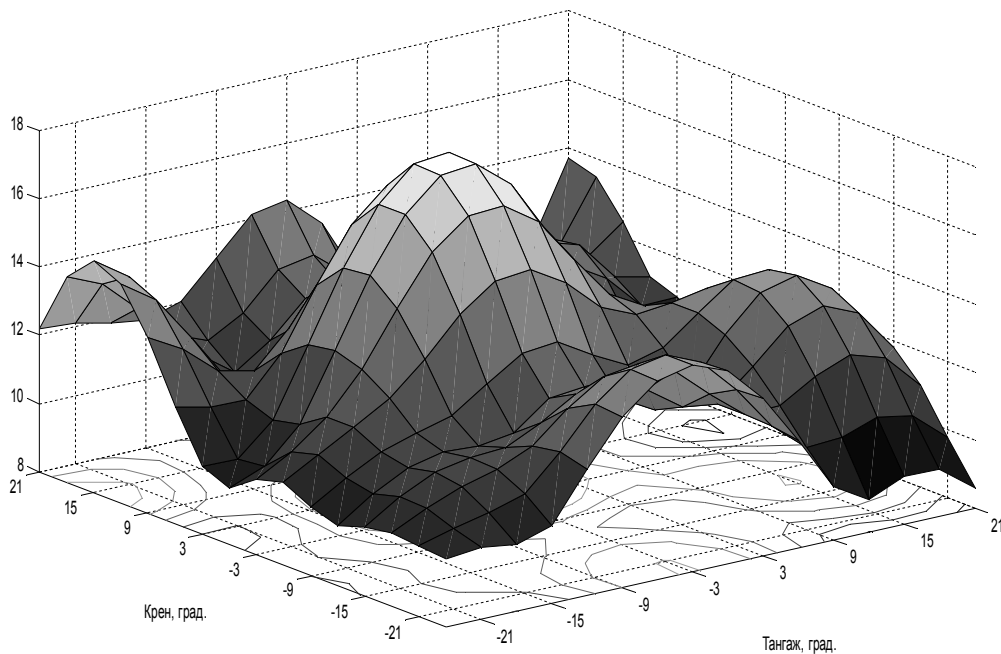


Рис. 1. Сечение выходного эффекта измерителя при истинном значении курсового угла

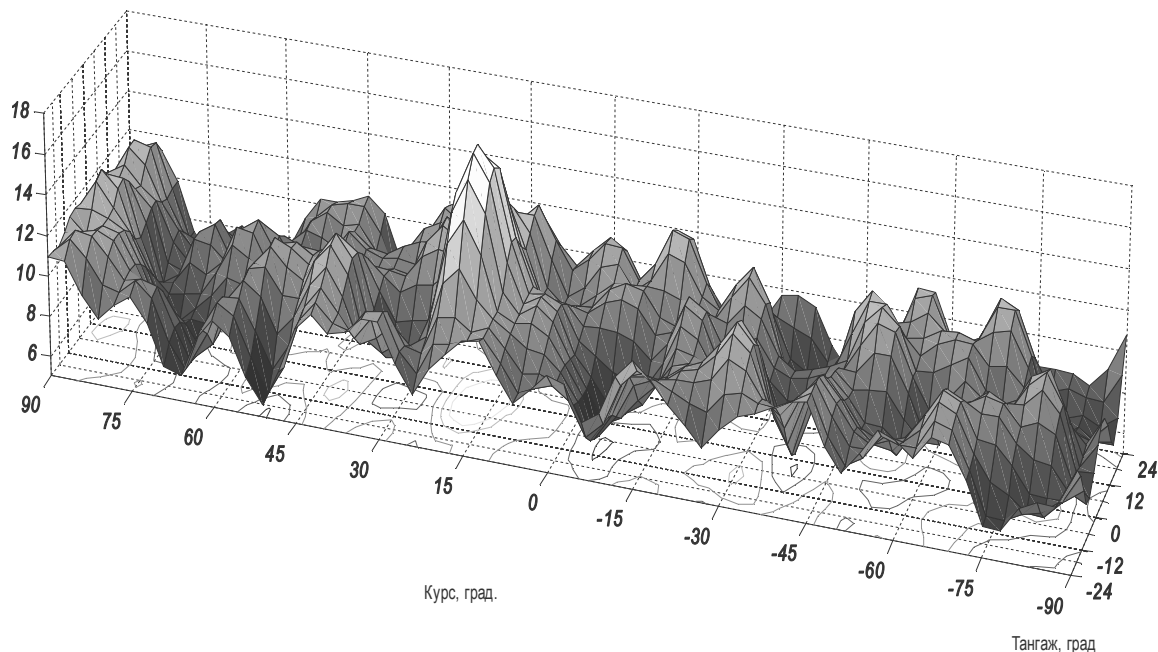


Рис. 2. Сечение выходного эффекта измерителя при истинном значении крена

При этом для типовых отношений сигнал/шум вероятность аномальных (превышающих ширину главного лепестка функции  $Z(\bar{\chi})$ ) погрешностей достаточно мала.

Что касается хода нормальных ошибок измерений курса, крена и тангажа, то соответствующие графики представлены на рис. 3.

Среднеквадратические значения погрешностей измерений лежат в пределах 0,1-0,2 градуса

### Заключение

В статье получен оптимальный алгоритм определения параметров угловой ориентации ЛА по сигналам спутниковых навигационных систем. Алгоритм ориентирован на его реализацию с помощью недорогих приемников GPS, «сырые» данные (фазы навигационных сигналов, эфемериды навигационных спутников и некоторая другая информация), с выходов которых поступают на специализированный вычислитель.

Оптимизация обработки сигналов позволила вдвое уменьшить рассеивание оценок параметров угловой ориентации по сравнению с типовыми алгоритмами обработки вторых разностей фаз навигационных сигналов.

### Литература

1. Серапинас, Б. Б. *Глобальные системы позиционирования [Текст] : монография / Б. Б. Серапинас. – М. : ИКФ Каталог, 2002. – 106 с.*
2. Parkinson, B. W. *Progress in Astronautics and Aeronautics: Global Positioning System: Theory and Applications, Chapter 19 [Text] / B. W. Parkinson, J. J. Spilker. – American Institute of Aeronautics and Astronautics, Washington, DC, 1996. – Т. 2. – 627 p.*
3. Falco, G. *Performance analysis of constrained loosely coupled GPS/INS integration solutions [Text] / G. Falco // Sensors. – 2012. – Т. 12, №. 11. – С. 15983-16007.*
4. ГОСТ 20058-80. *Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. [Текст]. – М. : Государственный комитет СССР по стандартизации, 1980. – 55 с.*
5. Фалькович, С. Е. *Статистическая теория измерительных радиосистем [Текст] / С. Е. Фалькович, Э. Н. Хомяков. – М. : Радио и связь, 1981. – 288 с.*

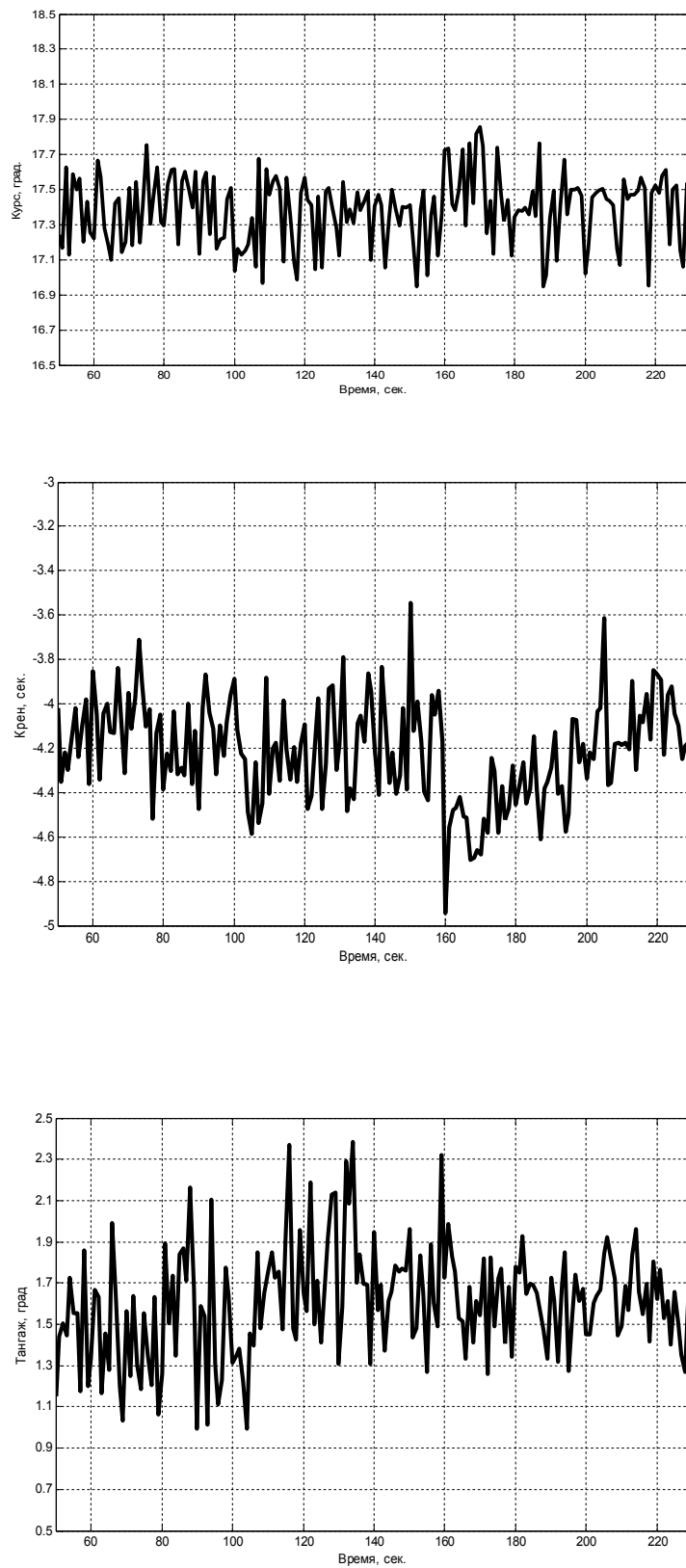


Рис. 3. Результаты измерения параметров угловой ориентации



**ВИЗНАЧЕННЯ ПАРАМЕТРІВ КУТОВОЇ ОРІЄНТАЦІЇ ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ  
ЗА СИГНАЛАМИ СУПУТНИКОВИХ НАВІГАЦІЙНИХ СИСТЕМ**

*Аль Дахери Али Мохамед, І. В. Буняєва, В. О. Черановський, В. В. Піскорж*

Методом максимальної правдоподібності виконаний синтез оптимального алгоритму обробки сигналів навігаційних супутників в задачі визначення параметрів кутової орієнтації платформи. Алгоритм орієнтований на його реалізацію за допомогою недорогих приймачів GPS, «сирі» дані (фази навігаційних сигналів, ефемериди навігаційних супутників і деяка інша інформація), з виходів яких надходять на спеціалізований обчислювач. Оптимізація обробки сигналів дозволила вдвічі зменшити розсіювання оцінок параметрів кутової орієнтації в порівнянні з типовими алгоритмами обробки других різниць фаз навігаційних сигналів.

**Ключові слова:** параметри кутової орієнтації, GPS, супутникові системи глобального позиціонування.

**AN AIRCRAFT ATTITUDE DETERMINATION USING GLOBAL POSITION  
SATELLITE SYSTEM SIGNALS**

*Al Daxeri Ali Moxamed, I. V. Bunyaeva, V. O. Cheranovskiy, V. V. Piskorz*

Navigation satellites signals optimal algorithm synthesis in problem of platform attitude determination is accomplished. The algorithm is focused on its implementation using inexpensive receivers GPS, «raw» data (phase navigation signals ephemeris navigation satellites and some other information) to the output of which is fed to a dedicated computer. Optimization of signals processing halves the attitude estimates dispersion in comparison with typical algorithms of double- differenced carrier phase of navigation signals processing.

**Key words:** attitude, GPS, global position satellite systems.

**Аль Дахери Али Мохаммед** - канд. техн. наук, Генеральный директор группы компаний АДКОМ, г. Абу-Даби, ОАЭ.

**Буняєва Ирина Владимировна** – канд. техн. наук, доцент кафедры теоретической механики, машиноведения и роботомеханических систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: irinabunyaeva@mail.ru.

**Черановский Валерий Олегович** - канд. техн. наук, ст. науч. сотр., начальник отдела НИИПФМ, Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: eka\_vl@rambler.ru.

**Піскорж Владимир Викторович** – д-р техн. наук, профессор, главный научный сотрудник Научно-исследовательского института радиоизмерений, Харьков, Украина, e-mail: piskorz@gmail.com.