

## Решение задачи тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем, комплексируемых с одомером

С.А. Синютин<sup>1</sup>, С.В. Соколов,<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Южный федеральный университет, Ростов-на-Дону

<sup>2</sup>СКФ Московский технический университет связи и информатики, Ростов-на-Дону

**Аннотация:** Рассмотрено решение навигационной задачи на основе тесной интеграции инерциально-спутниковых навигационных систем, комплексируемых с одомером, в самом общем случае – без упрощающих допущений о модели объекта, о траектории его движения и т.д. Эффективность полученного решения при пропадании спутниковых сигналов проиллюстрирована результатами численного эксперимента.

**Ключевые слова:** тесная интеграция, инерциально - спутниковые навигационные системы, одомер, нелинейный фильтр Калмана, непрерывно-дискретная фильтрация

**Введение.** Разработка и создание высокоточных систем позиционирования подвижных объектов в настоящее время является одной из важнейших проблем при обеспечении безопасности движения всех видов транспорта. Одним из наиболее перспективных путей ее решения является тесная интеграция навигационной информации от спутниковых навигационных систем (СНС) с измерениями бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) подвижного объекта. В то же время, разработка современных алгоритмов интеграции инерциально-спутниковых НС предполагает применение лишь линеаризованных уравнений БИНС (т.н. «уравнений ошибок») и линеаризованных измерений СНС, адекватных реальному движению лишь на небольших интервалах времени [1,2], что, в свою очередь, накладывает принципиальные ограничения на время автономного движения объекта (при пропадании сигналов спутниковых измерений).

В связи с этим возникает задача разработки такого подхода, который позволял бы решить задачу тесной интеграции инерциально-спутниковых НС в самом общем случае – без допущений о величине и характере ошибок измерения, о траектории движения объекта и пр., а также обеспечивал

---

возможность обобщения этого решения на случай комплексирования с другими внешними измерителями, например, одомером.

### Обобщенная математическая модель БИНС.

Для решения данной задачи далее используем правые системы координат (СК) [2,3]:

- - приборную СК (ПСК)  $J \ 0xyz$ , начало которой расположено в центре масс (ЦМ) объекта, а оси направлены по взаимно ортогональным осям чувствительности приборов измерительного комплекса БИНС,
- - вращающуюся вместе с Землей гринвичскую СК (ГрСК)  $G \ O\eta\xi\zeta$ ,
- - инерциальную СК (ИСК)  $I \ O\eta_1\xi_1\zeta_1$  с началом в центре Земли,
- - сопровождающую (ССК)  $S \ OXYZ$ , начало которой совпадает с центром масс объекта, ось  $Y$  совпадает с направлением местного меридиана, ось  $Z$  направлена по линии отвеса от центра Земли, а ось  $X$  дополняет систему до правой.

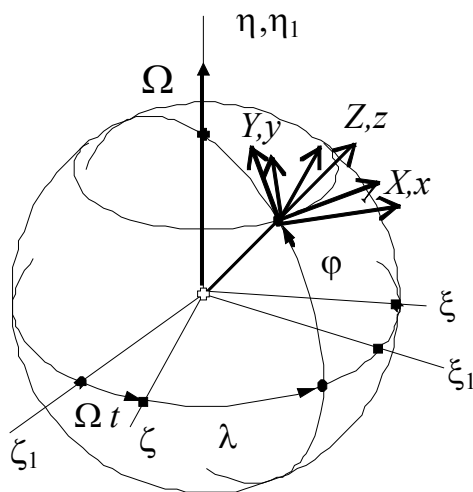


Рис.1. - Ориентация осей СК

Считаем также, что в комплекс измерителей БИНС входят три акселерометра и три датчика угловой скорости (ДУС). Система уравнений

навигационных параметров исследуемой БИНС, инвариантная к характеру движения объекта и виду его физической модели, имеет в этом случае следующий вид [3,10]:

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\sin \gamma}{\cos \beta} & \frac{\cos \gamma}{\cos \beta} & 0 \\ \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ \sin \gamma g \beta & \cos \gamma g \beta & 1 \end{pmatrix} (Z_d - W_d) = \Phi(\beta, \gamma)(Z_d - W_d),$$

$$\begin{pmatrix} \dot{\lambda} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & (\cos \varphi)^{-1} \\ -1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -V_Y \\ V_X \end{pmatrix} (r+h)^{-1}, \quad (1)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{V}_X \\ \dot{V}_Y \\ \dot{V}_Z \end{pmatrix} = C^T(\alpha, \beta, \gamma, \lambda, \varphi) Z_a + \left( \begin{pmatrix} 0 \\ 2\Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -V_Y \\ V_X \\ V_X \operatorname{tg} \varphi \end{pmatrix} \right) \times \begin{pmatrix} V_X \\ V_Y \\ V_Z \end{pmatrix} -$$

$$\begin{pmatrix} 0 \\ -\Omega^2(r+h)\cos \varphi \sin \varphi \\ \Omega^2(r+h)\cos^2 \varphi + g \end{pmatrix} - C^T(\alpha, \beta, \gamma, \lambda, \varphi) W_a,$$

$$\dot{h} = V_Z,$$

где  $\alpha, \beta, \gamma$  - углы Эйлера-Крылова, определяющие ориентацию трехгранника ПСК относительно ИСК,  $Z_d = |z_x \ z_y \ z_z|^T$  - вектор измерений трёх ортогональных ДУСов,  $W_d = |w_x \ w_y \ w_z|^T$  - вектор аддитивных помех измерения ДУСов (белый гауссовский шум (БГШ) с нулевым средним и матрицей интенсивностей  $D_d$ ),  $\lambda$  - долгота,  $\varphi$  - широта,  $h$  - высота объекта,  $V_X, V_Y, V_Z$  - проекции линейной скорости объекта на соответствующие оси сопровождающей СК,  $r$  - радиус Земли,  $\Omega$  - угловая скорость вращения Земли,  $g$  - гравитационное ускорение,  $Z_a = |z_{ax} \ z_{ay} \ z_{az}|^T$  - вектор выходных сигналов акселерометров,  $W_a = |w_{ax} \ w_{ay} \ w_{az}|^T$  - вектор помех акселерометров (БГШ с нулевым математическим ожиданием и матрицей интенсивностей  $D_a$ ),  $C(\alpha, \beta, \gamma, \lambda, \varphi) = D(\alpha, \beta, \gamma)B^T(\lambda, \varphi)$  - матрица направляющих косинусов, определяющая ориентацию ССК относительно ПСК,  $D(\alpha, \beta, \gamma)$  - матрица

поворота 2-го рода [4], определяющая ориентацию ПСК относительно ИСК (приведена в Приложении 1),  $B = D(\lambda + \Omega t = \psi, -\varphi, 0)$  – матрица 2-го рода, определяющая ориентацию ССК относительно ИСК.

В векторной форме Ланжевена, исходной для построения апостериорных оценок, уравнения (1) описываются как:

$$\dot{Y} = F(Y, t) + F_1(Y, t)\xi, \quad (2)$$

где  $Y = [\alpha \ \beta \ \gamma \ \lambda \ \varphi \ V_x \ V_y \ V_z \ h]^T, Y(0) = Y_0, \quad \xi = \begin{bmatrix} W_d^T & W_a^T \end{bmatrix}^T,$

**Модель БИНС, комплексированной с одомером.** На первом этапе решения задачи интеграции рассмотрим комплексирование БИНС с одомером, измерения которого позволяют обеспечить устойчивость алгоритма фильтрации параметров движения объекта при исчезновении сигналов СНС (т.е. автономность НС).

При этом в качестве одомеров рассмотрим далее два типа измерителей: датчик пути, выходной сигнал которого пропорционален длине пройденного подвижным объектом пути, и дифференциальный датчик пути (хронометрический спидометр), выходной сигнал которого пропорционален скорости объекта (приращению длины пути за такт измерения). Не снижая общности рассматриваемой задачи, считаем выходные сигналы обоих типов одомеров непрерывными, что соответствует современным скоростям подвижных объектов и технологическому уровню исполнения современных одомеров. Рассмотрим сначала возможность использования в качестве наблюдателя навигационных параметров датчика пути, выходной сигнал которого пропорционален длине пройденного объектом пути. В этом случае выходной сигнал одометра  $Z_0$ , пропорциональный длине пройденного пути, может быть представлен следующим образом:

$$Z_0 = S + W_{S0}, \quad (3)$$

где  $S$  - пройденный подвижным объектом путь,

$W_{S0}$  – помеха измерения, описываемая в общем случае БГШ с нулевым математическим ожиданием и интенсивностью  $D_{S0}$ .

Для возможности использования приведенного наблюдателя пути в методах стохастического оценивания необходимо иметь дифференциальное уравнение, описывающее переменную  $S$  через другие параметры состояния навигационной системы. Данное уравнение, в свою очередь, вытекает из физического смысла пути  $S$  (интеграл от модуля скорости) и имеет вид:

$$\dot{S} = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}$$

и должно быть включено в систему уравнений вектора состояния всей навигационной системы (1):

$$\begin{pmatrix} \dot{\alpha} \\ \dot{\beta} \\ \dot{\gamma} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \frac{\sin \gamma}{\cos \beta} & \frac{\cos \gamma}{\cos \beta} & 0 \\ \cos \gamma & -\sin \gamma & 0 \\ \sin \gamma \operatorname{tg} \beta & \cos \gamma \operatorname{tg} \beta & 1 \end{pmatrix} (Z_d - W_d) = \Phi(\beta, \gamma)(Z_d - W_d),$$
$$\begin{pmatrix} \dot{\lambda} \\ \dot{\varphi} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 & (\cos \varphi)^{-1} \\ -1 & 0 \end{pmatrix} \begin{pmatrix} -V_y \\ V_x \end{pmatrix} (r+h)^{-1}, \quad (4)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{V}_x \\ \dot{V}_y \\ \dot{V}_z \end{pmatrix} = C^T(\alpha, \beta, \gamma, \lambda, \varphi) Z_a + \left( \begin{pmatrix} 0 \\ 2\Omega \cos \varphi \\ \Omega \sin \varphi \end{pmatrix} + \begin{pmatrix} -V_y \\ V_x \\ V_x \operatorname{tg} \varphi \end{pmatrix} \right) \times \begin{pmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{pmatrix} - \begin{pmatrix} 0 \\ -\Omega^2(r+h)\cos \varphi \sin \varphi \\ \Omega^2(r+h)\cos^2 \varphi + g \end{pmatrix} - C^T(\alpha, \beta, \gamma, \lambda, \varphi) W_a, \quad \dot{h} = V_z,$$
$$\dot{S} = \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2}.$$

Подобное включение нового уравнения в систему соответствующим образом изменяет вектор навигационных параметров и функции правой части канонического уравнения (2): в данном случае по сравнению с (2) имеем увеличение размерности системы уравнений вектора навигационных параметров на 1 и наблюдение в (3) всего одного навигационного параметра

С. С теоретической точки зрения подобного наблюдения вполне достаточно для построения апостериорной плотности вероятности вектора состояния НС (и, следовательно, для формирования оптимальных апостериорных оценок), но при практическом использовании наблюдателя (3), в силу его невысокой информативности, устойчивость процесса оценивания может оказаться проблематичной. (Увеличение размерности системы по сравнению с исходной только увеличивает погрешность оценивания за счет дополнительных вычислительных ошибок).

В связи с этим, рассмотрим далее возможность использования в качестве наблюдателя вектора навигационных параметров дифференциального одометра (хронометрического спидометра), выходной сигнал которого пропорционален модулю скорости подвижного объекта и может быть представлен следующим образом:

$$Z = \Delta S + W_S = k \sqrt{V_x^2 + V_y^2 + V_z^2} + W_S = H(Y, t) + W_S, \quad (5)$$

где  $\Delta S$  – текущее приращение пройденного объектом пути за такт измерения,

$k$  – коэффициент пропорциональности,

$W_S$  – помеха измерения, описываемая в общем случае БГШ с нулевым математическим ожиданием и интенсивностью  $D_S$ .

Полученные уравнения (2,5) в форме «объект-наблюдатель» легко позволяют, следуя [6], записать уравнения оценки навигационных параметров в виде обобщенного фильтра Калмана для исследуемой НС:

$$\hat{Y} = F(\hat{Y}, t) + K(\hat{Y}, t) [Z - H(\hat{Y}, t)], \quad (6)$$

$$K(\hat{Y}, t) = R \frac{\partial H^T(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} D_S^{-1},$$

$$\dot{R}(\hat{Y}, t) = \frac{\partial F(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} R(\hat{Y}, t) + R(\hat{Y}, t) \frac{\partial F^T(\hat{Y}, t)}{\partial \hat{Y}} + F_1(\hat{Y}, t) D_\xi F_1^T(\hat{Y}, t) - K(\hat{Y}, t) D_S K^T(\hat{Y}, t),$$

где  $\hat{Y}$  - вектор текущей оценки вектора состояния НС  $Y(t)$ ,

$R(\hat{Y}, t)$  - апостериорная ковариационная матрица,  $D_{\xi} = \begin{vmatrix} D_d & 0 \\ 0 & D_a \end{vmatrix}$ ,

$$\hat{Y}_0 = M(Y_0), R_0 = M\left\{(Y_0 - \hat{Y}_0)(Y_0 - \hat{Y}_0)^T\right\}.$$

Фильтр (6), легко реализуемый в бортовом вычислителе подвижного объекта, необходимо использовать при отсутствии спутниковых измерений, обеспечивая непрерывность и устойчивость процесса оценивания навигационных параметров в целом. При наличии же спутниковых сигналов целесообразно их комплексирование с сигналами одометра. Анализируя далее измерения СНС, рассмотрим только доплеровские и кодовые измерения, обеспечивающие полное принципиальное решение задачи построения интегрированной НС с использованием показаний одометра.

**Тесная интеграция инерциально-спутниковых систем с использованием одометра.** В стандартном режиме информационная модель кодовых измерений (измерений псевдодальности) имеет вид [1,5,9]:

$$Z_R = \sqrt{(\xi_c - \xi)^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - \zeta)^2} + W_{Z_R}, \quad (7)$$

где  $\xi_c, \eta_c, \zeta_c$  – известные координаты спутника в гринвичской СК,

$\xi, \eta, \zeta$  - текущие координаты объекта в гринвичской СК,

$W_{Z_R}$  - БГШ с нулевым средним и известной интенсивностью  $D_{Z_R}(t)$ , обусловленный алгоритмически нескомпенсированными ошибками часов приемника и спутников, ошибками, возникающими при прохождении сигнала тропосферы и ионосферы, инструментальными погрешностями и пр.

Информационный сигнал доплеровских измерений (псевдоскорости)  $Z_V$  в стандартном режиме может быть представлен следующим образом [1,5,8]:

$$Z_V = [(\xi_c - \xi)(V_{\xi_c} - V_{\xi}) + (\eta_c - \eta)(V_{\eta_c} - V_{\eta}) + (\zeta_c - \zeta)(V_{\zeta_c} - V_{\zeta})] \times \\ \times \left( \sqrt{(\xi_c - \xi)^2 + (\eta_c - \eta)^2 + (\zeta_c - \zeta)^2} \right)^{-1} + W_{Z_V}, \quad (8)$$

где  $V_\xi, V_\eta, V_\zeta$  - проекции вектора скорости объекта на оси ГрСК,  
 $V_{\xi_c}, V_{\eta_c}, V_{\zeta_c}$  - проекции вектора скорости спутника на оси ГрСК,

$W_V$  - БГШ с нулевым средним и известной интенсивностью  $D_{Z_V}(t)$ , обусловленный инструментальными погрешностями передатчика и приемника, случайными погрешностями измерения и пр.

Для возможности использования измерительных сигналов (7,8) в качестве наблюдателей вектора состояния НС, описываемого системой (1), выразим входящие в них переменные через навигационные параметры в ССК. Для координат объекта имеем:

$$\xi = (r + h) \cos \varphi \sin \lambda, \quad \eta = (r + h) \sin \varphi, \quad \zeta = (r + h) \cos \varphi \cos \lambda. \quad (9)$$

При определении проекций скорости учтем, что вектор скорости в ГрСК

$V_G = |V_\xi V_\eta V_\zeta|^T$  связан с вектором скорости  $V_S = |V_x V_y V_z|^T$  в ССК матрицей  $B = D(-\varphi, \lambda, 0) = B(\varphi, \lambda)$  поворота ССК относительно ГрСК:  $V_S = B(\varphi, \lambda) V_G$ , что позволяет получить представление вектора  $V_G$  через параметры движения объекта:

$$V_G = B^T(\varphi, \lambda) V_S. \quad (10)$$

Исходя из (9,10), сигналы кодовых и доплеровских измерений можно представить как информационные модели наблюдателей вектора состояния НС (1):

$$\begin{aligned} Z_R &= \sqrt{(\xi_c - (r + h) \cos \varphi \sin \lambda)^2 + (\eta_c - (r + h) \sin \varphi)^2 + (\zeta_c - (r + h) \cos \varphi \cos \lambda)^2} + W_{Z_R} \\ &= \\ &= H_R(\varphi, \lambda, h) + W_{Z_R}, \\ Z_V &= [(\xi_c - (r + h) \cos \varphi \sin \lambda)(V_{\xi_c} - B_{(1)}^T(\varphi, \lambda) V_S) + (\eta_c - \\ &- (r + h) \sin \varphi)(V_{\eta_c} - B_{(2)}^T(\varphi, \lambda) V_S) + (\zeta_c - (r + h) \cos \varphi \cos \lambda)(V_{\zeta_c} - B_{(3)}^T(\varphi, \lambda) V_S)] \times \\ &\times (\sqrt{(\xi_c - (r + h) \cos \varphi \sin \lambda)^2 + (\eta_c - (r + h) \sin \varphi)^2 + (\zeta_c - (r + h) \cos \varphi \cos \lambda)^2})^{-1} + W_{Z_V} = \end{aligned}$$



$$= H_V(\varphi, \lambda, h, V_S) + W_{Z_V},$$

где  $B_{(i)}^T(\varphi, \lambda)$  -  $i$ -я строка матрицы  $B^T(\varphi, \lambda)$ .

Соответственно, уравнения комплексированного наблюдателя (одометр+СНС), учитывающие дискретный характер спутниковых сообщений, в векторной форме принимают следующий вид:

$$\begin{aligned} Z_{\kappa}^{ИИТ} &= \begin{bmatrix} Z \\ Z_R \\ Z_V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} H(Y, \kappa) \\ H_R(\varphi, \lambda, h) \\ H_V(\varphi, \lambda, h, V_S) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} W_S \\ W_{Z_R} \\ W_{Z_V} \end{bmatrix} = \\ &= H^{ИИТ}(Y, \kappa) + \zeta_{\kappa}^{ИИТ}, \quad (11) \end{aligned}$$

где  $\kappa$  - текущий такт поступления спутниковых измерений,  $\zeta_{\kappa}^{ИИТ} = [W_S \ W_{Z_R} \ W_{Z_V}]^T$  - БГШ с нулевым средним и матрицей интенсивности

$$D_{ИИТ} = \begin{bmatrix} D_S & 0 & 0 \\ 0 & D_{Z_R} & 0 \\ 0 & 0 & D_{Z_V} \end{bmatrix}, \quad H^{ИИТ}(Y, \kappa) = \begin{bmatrix} H(Y, \kappa) \\ H_R(\varphi, \lambda, h) \\ H_V(\varphi, \lambda, h, V_S) \end{bmatrix}.$$

Подобная задача относится уже к задачам непрерывно-дискретной фильтрации и просто с помощью фильтра Калмана решена быть не может [6,7].

В соответствии с [6] гауссовский алгоритм дискретного оценивания для расширенного наблюдателя (11) на  $\kappa$ -м такте измерения имеет вид:

$$\begin{aligned} \hat{Y}(t_{\kappa} + 0) &= \hat{Y}_{\kappa 0} + R(t_{\kappa} + 0) \frac{\partial H^{ИИТ T}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)}{\partial \hat{Y}} (H_0^{ИИТ}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa) D_{ИИТ} H_0^{ИИТ T}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa))^{-1} \times \\ &\times [Z_{\kappa}^{ИИТ} - H^{ИИТ}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)], \quad (12) \end{aligned}$$

$$R(t_{\kappa} + 0) = R_{\kappa 0} - R_{\kappa 0} \frac{\partial H^{ИИТ T}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)}{\partial \hat{Y}} \times$$

$$\left\{ \frac{\partial H^{ИИТ}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)}{\partial \hat{Y}} R_{\kappa 0} \frac{\partial H^{ИИТ T}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)}{\partial \hat{Y}} + H_0^{ИИТ}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa) D_{ИИТ} H_0^{ИИТ T}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa) \right\}^{-1} \frac{\partial H^{ИИТ}(\hat{Y}_{\kappa 0}, \kappa)}{\partial \hat{Y}} R_{\kappa 0}.$$

При этом следует подчеркнуть, что между дискретными измерениями СНС (на интервалах времени  $[t_{\kappa-1}, t_{\kappa}]$ ,  $\kappa=1, 2, \dots$ ) используется непрерывный

фильтр (6), в связи с чем его начальные условия  $\hat{Y}(t_{K-1}), R(t_{K-1})$  являются результатом дискретного оценивания  $\hat{Y}_{K-1} = \hat{Y}(t_{K-1} + 0), R_{K-1} = R(t_{K-1} + 0)$  параметров состояния НС  $Y$  в момент времени  $t_{K-1}$ :

$$\hat{Y}(t_{K-1}) = \hat{Y}_{K-1} = \hat{Y}(t_{K-1} + 0), R(t_{K-1}) = R_{K-1} = R(t_{K-1} + 0).$$

При этом результат интегрирования  $\hat{Y}(t_K), R(t_K)$  непрерывных уравнений фильтра (6) в конце интервала  $[t_{K-1}, t_K]$  формирует начальные условия  $\hat{Y}(t_K - 0) = \hat{Y}_{K0}, R(t_K - 0) = R_{K0}$  процедуры дискретного оценивания (12) в момент времени  $t_K$ :

$$\hat{Y}(t_K - 0) = \hat{Y}_{K0} = \hat{Y}(t_K), R(t_K - 0) = R_{K0} = R(t_K).$$

Для иллюстрации возможности эффективного использования предложенного алгоритма интеграции было проведено численное моделирование уравнений оценивания (6),(12).

**Результаты моделирования.** Моделирование осуществлялось на временном интервале  $t \in [0; 1000]c$  с шагом  $\Delta t = 0,01c$  методом Рунге-Кутты 4-го порядка. Во избежание увеличения размерности уравнений фильтра при моделировании в качестве модели помех был использован аддитивный гауссовский вектор-шум с нулевым матожиданием и интенсивностью для: одометров –  $(10^{-2} \text{ м/с})^2$ , кодовых измерений –  $(15 \text{ м})^2$ , доплеровских измерений –  $(0.5 \text{ м/с})^2$ . Моделирование пропадания спутниковых сигналов осуществлялось на 400-й с на временном интервале 300 с. По окончании временного интервала моделирования максимальные ошибки компонентов вектора  $Y$  составили: по проекциям линейной скорости – 0.25 м/с, по углам ориентации – 1.5 угл.мин., по широте – 10 м, по долготе – 14 м, по высоте – 1 м, что сопоставимо с точностью оценивания параметров линейного движения спутниковыми средствами (угловые параметры СНС оценить не позволяет) *при отсутствии исчезновения спутниковых измерений.*

---

**Выводы.** Полученные результаты и численные оценки позволяют сделать вывод как о теоретическом решении задачи тесной интеграции СНС и БИНС с использованием других внешних измерителей (одометров), так и о возможности эффективного практического использования предложенного подхода.

Результаты исследований, изложенные в данной статье, получены при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках реализации проекта «Создание высокотехнологичного производства для изготовления комплексных реконфигурируемых систем высокоточного позиционирования объектов на основе спутниковых систем навигации, локальных сетей лазерных и СВЧ маяков и МЭМС технологии» по постановлению правительства №218 от 09.04.2010 г. Исследования проводились в ФГАОУ ВПО ЮФУ.

### Литература

1. Интегрированные инерциально-спутниковые системы: Сб. ст. и докл. / Сост. О.А. Степанов / Под общ. ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2001. – 233 с.
2. Анучин О.Н., Емельянцева Г.И. Интегрированные системы ориентации и навигации для морских подвижных объектов. / Под общей ред. академика РАН В.Г. Пешехонова. – СПб.: ГНЦ РФ-ЦНИИ «Электроприбор», 2003. – 390 с.
3. Соколов С.В., Погорелов В.А. Основы синтеза многоструктурных бесплатформенных навигационных систем.– М.: Физматлит, 2009. – 184 с.
4. Ишлинский А. Ю. Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. – М.: Наука, 1976. – 672 с.
5. Интерфейсный контрольный документ ГЛОНАСС (5 редакция), 2002 г., 57 с.

6. Тихонов В. И., Харисов В. Н. Статистический анализ и синтез радиотехнических устройств и систем. – М.: Радио и связь, 1991. – 608 с.

7. Niu, X. & N.El-Sheimy. Development of a Low-cost MEMS IMU\GPS Navigation System for Land Vehicles Using Auxiliary Velocity Updates in the Body Frame. /Proc. ION GPS. – 2005, Long Beach, CA, September 13- -16, pp. 2003 – 2012.

8. Shin, E.-H. Accuracy Improvement of Low-cost INS\GPS for Land Applications. Master Thesis, MMSS research group, The University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada. UCGE Reports Number 20156, pp. 203 – 216.

9. Серeda А.Ю., Детюк К.В. Бортовой информационно-навигационный комплекс КА «Глонасс-К» // Инженерный вестник Дона, 2012, №3. URL: [www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2012/906](http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2012/906).

10. Федоренко Р.В. Алгоритмы автопилота посадки роботизированного дирижабля. // Инженерный вестник Дона, 2011, №1. URL: [ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2011/371](http://ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2011/371).

### References

1. Integrated inertial-satellite systems: Sat. Art. and rep. / Comp. OA Stepanov / Academician VG Peshehonova. - SPb .: SSC RF-CRI "Electropribor", 2001. - 233 p.

2. Anuchin O.N., Yemelyantsev G.I. Integrated system for orientation and navigation of maritime objects / Academician VG Peshehonova. - SPb .: SSC RF-CRI "Electropribor", 2003. - 390 p.

3. S.V. Sokolov, V.A. Pogorelov Fundamentals of synthesis with multi strapdown navigation systems, M: FIZMATLIT, 2009. - 184 p.

4. Ishlinsky A.Y. Orientation, gyroscopes and inertial navigation. - M .: Nauka, 1976 - 672 p.

5. GLONASS Interface Control Document (5 edition), 2002, 57 p.



6. Tikhonov V.I., Haris V.N. Statistical analysis and synthesis of wireless devices and systems. - М.: Radio and Communications, 1991. - 608 p.

7. Niu, X. & N.El-Sheimy. Development of a Low-cost MEMS IMU \ GPS Navigation System for Land Vehicles Using Auxiliary Velocity Updates in the Body Frame. / Proc. ION GPS. - 2005, Long Beach, CA, September 13-16, pp. 2003 - 2012.

8. Shin, E.-H. Accuracy Improvement of Low-cost INS \ GPS for Land Applications. Master Thesis, MMSS research group, The University of Calgary, Calgary, Alberta, Canada. UCGE Reports Number 20156, pp. 203 – 216.

9. Sereda A.U., Detyuk K.V // Inzhenernyj vestnik Dona (Rus), 2012, №3. URL: [www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2012/906](http://www.ivdon.ru/ru/magazine/archive/n3y2012/906).

10. Fedorenko R.V. // Inzhenernyj vestnik Dona (Rus), 2011, №1. URL: [ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2011/371](http://ivdon.ru/ru/magazine/archive/n1y2011/371).