

# АЛГОРИТМ НАВИГАЦИИ НАЗЕМНЫХ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ СРЕДСТВ НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ИНТЕГРИРОВАННОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ НАВИГАЦИИ И ОДОМЕТРА

Новиков П.В.<sup>1</sup>, д.т.н. Шейпак А.А.<sup>1</sup>, к.т.н. Герди В.Н.<sup>2</sup>, к.т.н. Новиков В.В.<sup>2</sup>, д.т.н. Енин В.Н.<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Московский политехнический университет, <sup>2</sup>МГТУ им. Н.Э. Баумана, NovikoF\_08@mail.ru.

*Динамичное развитие навигационных технологий обусловило появление практических приложений для решения задачи навигации наземных транспортно – технологических средств (НТТС). Наиболее перспективным путем решения задачи навигации НТТС является создание интегрированных инерциально-спутниковых навигационных систем (ИНС/СНС) . В течение долгого периода времени широкое применение навигационных систем для транспортных приложений сдерживалось их высокой стоимостью. Появление на рынке навигационного оборудования низкостоимостных микроэлектромеханических (МЭМС) инерциальных датчиков обеспечило технологическую основу создания малогабаритных ИНС. Для транспортных приложений интегрированные ИНС/СНС комплексировуются с датчиками дополнительной информации, к которым следует отнести одометр. Внедрению комплексированных (ИНС/СНС – одометр) систем в серийное и массовое производство препятствует крайне высокий уровень собственных погрешностей МЭМС датчиков, а также малая точность определения навигационных параметров в зоне неустойчивого приема спутникового сигнала СНС. Очевидно, что разработка методов обработки измерительной информации и синтез специализированных алгоритмов, обеспечивающих повышение точности навигационных систем НТТС, является актуальной научной задачей. В работе представлено и обосновано схемно-техническое решение построения интегрированной ИНС/СНС системы комплексированной с одометрическим датчиком. Разработан специализированный навигационный алгоритм, обеспечивающий интегрированное навигационное решение по данным, поступающим от разнородных источников измерений. Приводится развернутая функциональная схема алгоритма. Определена совокупность функциональных критериев качества и достоверности навигационного решения. Разработаны алгоритмы коррекции для главных кинематических параметров траекторного движения НТТС – угол истинного курса, координаты местоположения, компоненты вектора скорости. Разработанный алгоритм инвариантен к типу инерциальных датчиков и в этом смысле унифицирован. Работоспособность подтверждена результатами натурных испытаний навигационной системы автопогрузчика, осуществляющего грузоперевозки на территории морского порта.*

**Ключевые слова:** навигационная система, гироскоп, одометр, акселерометр, алгоритм, инерциальный датчик, микроэлектромеханический датчик, курсовой угол.

## Введение

Стремительное развитие в последние десятилетия навигационных технологий обеспечило возможности для успешного решения целого ряда задач навигации подвижных объектов – определения их местоположения и параметров движения при помощи разнообразных измерительных устройств, интегрируемых в единый навигационный комплекс [1–4].

Задачи такого рода возникают не только в авиации, ракетостроении и флоте, но и применительно к навигации наземных (колесных, гусеничных) объектов, к которым относят и НТТС.

В течение долгого времени расширение области применения навигационных систем для транспортных приложений сдерживалось их высокой стоимостью, а также сложностью технических решений, используемых при построении систем [1–4].

Появление на рынке навигационного оборудования низкостоимостных, микроэлектромеханических инерциальных датчиков [2, 5] обеспечило технологическую основу создания малогабаритных, обладающих низким энергопотреблением ИНС, что позволило сделать навигационные системы НТТС доступ-

ным коммерческим продуктом. Основным достоинством ИНС является их принципиально возможная автономность [1–3], а главным недостатком ИНС оказывается свойство их погрешностей неограниченно возрастать с течением времени.

По сравнению с ИНС, спутниковые навигационные системы – GPS/ГЛОНАСС обеспечивают весьма высокую долговременную точность, то есть их погрешностям не свойственно накопление с течением времени. Существенным препятствием на пути повсеместного распространения СНС оказывается их неавтономность, ибо приемлемое навигационное решение удается построить лишь в условиях качественного приема сигналов от достаточного числа спутников. Это возможно только на открытой местности и только при условии, что орбитальная группировка навигационной системы является достаточно развитой. Объединение в единый интегрированный инерциально-навигационный комплекс ИНС и СНС приводит к взаимному дополнению характеристик систем, обеспечивая реализацию функциональных преимуществ и компенсацию недостатков каждой из систем в отдельности.

При решении задач навигации НТТС в целях повышения точности выработки навигационных параметров используются дополнительные источники информации. В качестве такого источника может применяться датчик пройденного пути – одометр [6]. На сегодняшний день создан ряд автомобильных навигационных систем, в которых интегрированные ИНС/СНС комплексированы с одометрическим датчиком [4]. Тем не менее, большинство таких систем существует лишь в виде моделей. Внедрению этих систем в серийное и массовое производство препятствуют, в основном, малая точность определения координат в условиях городской среды и крайне высокий уровень погрешностей МЭМС датчиков ИНС. Поэтому разработка методов обработки измерительной информации и специализированных навигационных алгоритмов, обеспечивающих компенсацию погрешностей датчиков ИНС и повышение точности навигационной системы НТТС, является актуальной научной задачей.

### **Постановка задачи и цели исследования**

В рамках проблемы оптимизации грузоперевозок на территории морского порта возни-

кает необходимость определения местоположения автопогрузчиков, транспортирующих контейнеры с грузом. При этом погрешность навигации в среднеквадратическом смысле должна быть сопоставима с габаритами стандартного контейнера (12Ч2,4Ч2,6) м. Для решения поставленной задачи было предложено оснастить каждый автопогрузчик интегрированной ИНС/СНС, комплексированной с одометром [8] и включающей в себя:

- бесплатформенную инерциальную систему на базе датчиков ADXRS-300 и ADXL-210;
- высокоточный приемник системы GPS Crescent A-100 (либо Smart-V1 );
- одометр.

Практической реализации потенциальных возможностей предложенного схемного решения навигационного комплекса препятствует ряд причин:

- крайне низкая точность МЭМС датчиков ИНС;
- частые перебои в работе приемника GPS, поскольку перемещение транспорта по территории морского порта проходит в узких пространственных коридорах – «каньонах», ограниченных грузовыми контейнерами, установленными один на один;
- невозможность калибровки масштабного коэффициента одометра в реальном времени при отсутствии устойчивого приема сигнала СНС;
- отсутствие детально разработанного набора функциональных критериев качества и достоверности спутникового навигационного решения, на основании которого может приниматься решение о допустимости (недопустимости) коррекции погрешностей.

Все сказанное вынуждает искать специализированный альтернативный алгоритм синтеза навигационной информации, поступающей от разнородных источников, который был бы максимально адаптирован к имеющемуся аппаратному обеспечению и заданным условиям эксплуатации.

В результате проведенных исследований [7–10] был разработан специализированный навигационный алгоритм, обеспечивающий работу автопогрузчика на территории морского порта с требуемой точностью позиционирования. Разработанный алгоритм также может

использоваться в задачах навигации широкого класса НТТС.

Целью данной работы является представление на интегральном уровне функциональной схемы алгоритма, а также анализ алгоритмов коррекции основных параметров траекторного движения НТТС.

### Критерии качества данных СНС

Обеспечение гибкости навигационного алгоритма в сочетании с требованием достижения устойчивости и непрерывности выработки навигационных параметров требуют определения совокупности функциональных критериев качества спутникового навигационного решения.

С формальной точки зрения, приемник системы Глонасс способен определить горизонтальные координаты подвижного объекта, имея информацию от трех спутников орбитальной группировки. Действительно, в этом случае может быть построена и однозначно решена система из трех независимых уравнений с тремя неизвестными: широтой, долготой и дрейфом часов приемника. Тем не менее, в процессе решения желательна вовлечение избыточной информации с тем, чтобы снизить вероятность искажения навигационных данных неверными показаниями Глонасс (ложной коррекции). Поэтому предлагается считать приемлемым количество одновременно наблюдаемых навигационных спутников, равное пяти и более.

При выработке навигационных параметров необходимо учитывать признак достоверности вычисленных координат и скорости, содержащихся в сообщениях типа RMC, а также величину геометрического фактора по горизонтальным координатам HDOP (Horizontal DOP). Если геометрический фактор, переданный в сообщениях типа GSA, равен нулю, то спутниковое навигационное решение недоступно, если его значение превосходит 4, то, уровень погрешностей решения не позволяет использовать его для коррекции показаний навигационной системы. Таким образом, критерий качества принимает вид двойного неравенства:

$$0 < HDOP \leq 4.$$

Практика показала, что принятие во внимание всех перечисленных признаков оставляет вероятность ложной коррекции. Поэтому дополнительно вводятся критерии, запрещающие

коррекцию при скачкообразном изменении показаний приемника Глонасс по координатам и скорости. Если шаг дискретизации по времени, принятый в навигационном алгоритме, составляет  $T = 0,1$  с, а показания приемника Глонасс обновляются каждые  $N = 10$  шагов, отсчитываемых от текущего значения  $k$ , то для выполнения коррекции требуется:

$$\left| \varphi_{k+N}^{Gn} - \varphi_k^{Gn} \right| < 1^\circ; \quad \left| \lambda_{k+N}^{Gn} - \lambda_k^{Gn} \right| < 1^\circ;$$

$$\left| V_{k+N}^{Gn} - V_k^{Gn} \right| < 4,5 \text{ м.}$$

Кроме того, необходимым условием разрешения коррекции служит то, что величины перемещения, вычисленные за  $N$  шагов алгоритма по измерениям инерциально-одометрической части и по данным приемника Глонасс, различаются менее чем на 5 м:

$$\left| \sqrt{(E_{k+N} - E_k)^2 + (N_{k+N} - N_k)^2} - \sqrt{(E_{k+N}^{Gn} - E_k^{Gn})^2 + (N_{k+N}^{Gn} - N_k^{Gn})^2} \right| < 5 \text{ м.}$$

С целью обеспечения гибкости и надежности алгоритма устанавливается общее требование, согласно которому все перечисленные условия в совокупности должны выполняться непрерывно на интервале по меньшей мере 3 с.

### Алгоритм коррекции угла курса и компенсации погрешностей гироскопов

Инерциальный модуль интегрированной системы выполнен на базе гироскопов и акселерометров, относящихся к классу MEMS чувствительных элементов, занимающих сегмент грубых инерциальных датчиков. Для обеспечения требуемой точности выработки выходных параметров системы в специализированном алгоритме предусмотрена коррекция показаний инерциального модуля. В результирующей погрешности инерциальных датчиков доминирующее значение имеет смещение нуля датчиков угловой скорости и акселерометра. По своей природе смещение нуля является случайной, постоянной величиной, меняющей свое значение от включения к включению приборов.

Для устранения постоянной составляющей смещений нуля датчиков угловой скорости в алгоритме рассчитываются средние значения  $\delta\omega_B$  показаний датчиков  $\omega_B^0$  на интервале вре-

мени  $\Delta t = 10$  с. Эти значения могут считаться оценками искомым погрешностей и в дальнейшем вычитаться из показаний  $\omega$  датчиков, формируя оценку измерений:

$$\hat{\omega} = \omega - \delta\omega_B, \text{ где } \delta\omega_B = \frac{1}{\Delta t} \int_{t-\Delta t}^t \omega_B^o dt.$$

Аналогичная операция повторяется на каждой остановке транспортного средства продолжительностью не менее 5 сек. Кроме того, в алгоритме предусмотрена оценка и устранение ошибки  $\Delta H$ , накопившейся в показаниях угла курса  $H$  со времени последней его коррекции от  $t_{k-j}$  до текущего момента  $t_k$ , в предположении, что смещение нуля гироскопа оси  $Z_B$  за этот период изменялось линейно со скоростью

$$\delta\dot{\omega}_z = \frac{\delta\omega_{ZBk} - \delta\omega_{ZB(k-j)}}{t_k - t_{k-j}} \text{ (рис. 1б), поэтому:}$$

$$\delta H = - \int_{t_{k-j}}^{t_k} \delta\omega_{ZB} dt = -\delta\dot{\omega}_{ZB} \int_{t_{k-j}}^{t_k} t dt = -\frac{(t_k - t_{k-j})^2 \delta\dot{\omega}}{2};$$

$$\delta H = -\frac{(\delta\omega_{ZBk} - \delta\omega_{ZB(k-j)}) \cdot (t_k - t_{k-j})}{2}.$$

Возможно также определение смещения нуля гироскопа оси  $Z_B$  при прямолинейном движении с большой скоростью. Так, если  $V^{OD} > 10$  м/с и  $\dot{H} < 0,5$  о/с в течение периода времени  $\Delta t \geq 20$  с, то

$$\delta\omega_B = \frac{1}{\Delta t} \cdot \left[ \int_{t-\Delta t}^t \omega_B dt - (H_{TR}^{G1} \cdot (t + \Delta t) - H_{TR}^{G1}(t)) \right].$$

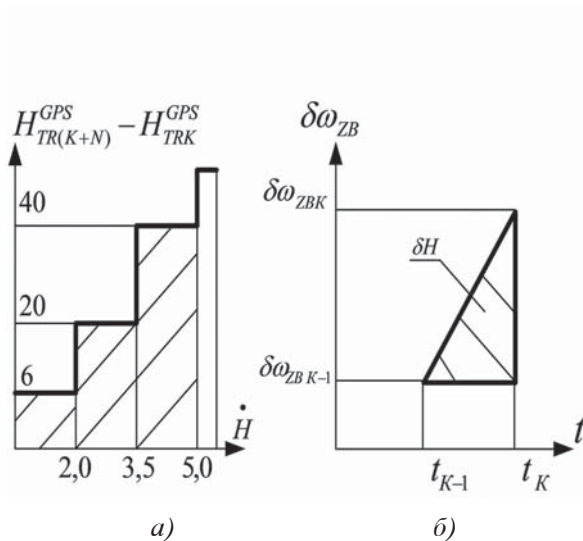


Рис. 1. Область допустимых приращений (а) и накопленной погрешности (б) угла курса

Поскольку описанный метод предъявляет требования к скорости движения, трудно-выполнимые для автопогрузчика в морском порту, то его следует рассматривать лишь как вспомогательный. Основным же методом остается оценка погрешностей гироскопов во время стоянок.

Следует отметить, что при нестабильности смещения нуля гироскопов, в 5 раз превосходящих угловую скорость Земли, единственным способом инициализации и коррекции угла курса оказывается информация о путевом угле  $H_{TR}^{G1}$  транспортного средства, содержащаяся в показаниях приемника Глонасс. Поскольку путевой угол задает направление вектора скорости транспортного средства в плоскости горизонта, то погрешность его вычисления тем больше, чем ниже скорость движения. Действительно, варьируя соотношение для путевого угла, можно получить:

$$\text{tg } H_{TR}^{G1} = \frac{V_E^{G1}}{V_N^{G1}}; \quad \delta H_{TR}^{G1} = \frac{\delta V^{G1}}{\sqrt{(V_E^{G1})^2 + (V_N^{G1})^2}}.$$

Таким образом, условием разрешения коррекции угла курса должно служить превышение некоторого порогового значения  $V_T$  скорости транспортного средства. В предлагаемом алгоритме выбрано  $V_T = 1,5$  м/с.

Для исключения ложной коррекции при скачкообразном изменении показаний путевого угла введена область допустимых значений его приращения при обновлении данных Глонасс каждые  $N$  шагов навигационного алгоритма (заштрихованная область на рис. 1а). В предлагаемом алгоритме закон коррекции угла курса выбран в виде:

$$\omega_{UP} = -\frac{H - (H_{TR}^{G1} + \Delta H_{TR}^{G1} + H_{DIR})}{\tau}.$$

В простейшем случае, когда  $\Delta H_{TR}^{G1} = H_{DIR} = 0$  закон обеспечивает экспоненциальное убывание погрешности  $\Delta H_{TR}^{G1} - H_{DIR}$  с постоянной времени  $\tau$ , которая варьируется в зависимости от скорости движения транспортного средства: чем выше скорость, тем более достоверными можно считать показания путевого угла Глонасс и тем меньше может быть значение  $\tau$ . При потере и последующем восстановлении приема сигналов навигационных спутников постоянная времени снижается до  $\tau = 1$  с, поскольку за время отсутствия коррекции в по-



казаниях курса накапливается ошибка, требующая по возможности быстрого устранения. Во время инициализации выбирается минимально допустимая величина  $\tau = T = 0,1 \text{ с}$ , что равносильно выставке по заданному курсу  $H_{TR}^{G1}$ , осуществляемой за один шаг навигационного алгоритма. Для  $V_T$  компенсации запаздывания сигналов приемника спутниковой навигационной системы, которое может достигать (2...3) с, в закон управления введено форсирующее слагаемое  $\Delta H_{TR}^{G1}$ . При инициализации курса считается, что запаздывание имеет фиксированное значение  $\Delta T = 0,8 \text{ с}$ , поэтому  $\Delta H_{TR}^{G1} = \int_{t-nT}^t \dot{H} dt \approx \sum_{k=n}^k H_i \cdot T$ . При последующей коррекции курса  $\Delta H_{TR}^{G1} = \dot{H} \cdot \tau$ , где  $\tau = 1,5 \text{ с}$ . Член  $H_{DIR}$  в законе управления учитывает направление движения: при перемещении транспортного средства задним ходом  $H_{DIR} = 180^\circ$ , в противном случае  $H_{DIR} = 0$ .

### Алгоритм определения и коррекции координат

В предлагаемом алгоритме выходные значения координат местоположения транспортного средства вычисляются на основе его линейных перемещений  $E_k$  и  $N_k$  в направлениях восточной и северной осей географического трехгранника, отчисляемых от точки начала движения. Перемещения определяются с использованием одометрической скорости  $V^{OD}$  и скорректированного значения угла курса  $H$ , измеренного инерциальной системой:

$$E_k = \int_0^{kT} V^{OD} \sin H dt \approx \sum_{i=1}^k V_i^{OD} \sin H_i T;$$

$$N_k = \int_0^{kT} V^{OD} \cos H dt \approx \sum_{i=1}^k V_i^{OD} \cos H_i T.$$

Эти перемещения сопоставляются с аналогичными величинами  $E^{G1}$  и  $N^{G1}$ , полученными при помощи приемника Глонасс:

$$E_k^{G1} = \frac{\lambda_k^{G1} - \lambda_0^{G1}}{R \cos \phi_k^{G1}} - \Delta E_k^{ANT};$$

$$N_k^{G1} = \frac{\phi_k^{G1} - \lambda \cdot \phi_0^{G1}}{R} - \Delta N_k^{ANT}.$$

Здесь  $\Delta E_k^{ANT}$ ,  $\Delta N_k^{ANT}$  – поправки, учитывающие расположение антенны приемника Глонасс на транспортном средстве. Уравнения для получения поправок поясняет рис. 2.

$$\Delta E_k^{ANT} = x_B^{ANT} \cos H_k + y_B^{ANT} \sin H_k;$$

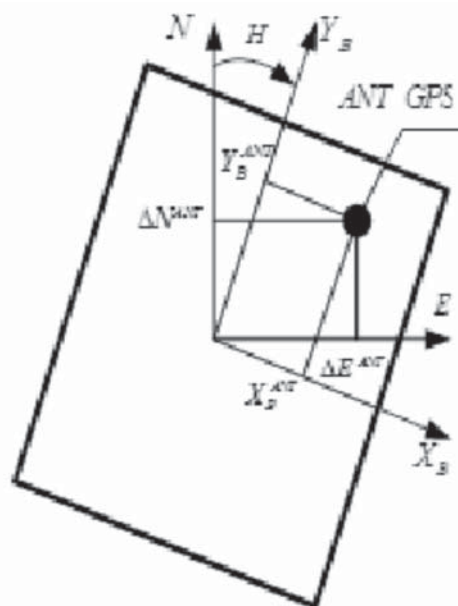


Рис.2. Положение антенны приемника GPS

$$\Delta N_k^{ANT} = -x_B^{ANT} \sin H_k + y_B^{ANT} \cos H_k$$

Для компенсации ошибки в момент потери связи с навигационными спутниками к последним устойчиво измеренным координатам добавляются приращения:

$$\Delta E^{DELAY} = \sum_{i=k-n}^k \Delta E_i; \quad \Delta N^{DELAY} = \sum_{i=k-n}^k \Delta N_i.$$

Приемник Crescent A-100 поддерживает формирование и выдачу пользователю сообщений в формате GST. Сообщения содержат среднеквадратические оценки текущих погрешностей  $\sigma_\phi$  и  $\sigma_\lambda$  расчета широты и долготы, доступ к которым открывает возможность ввести дополнительный критерий, снижающий вероятность ложной коррекции координат.

Так, если  $\sqrt{\sigma_\phi^2 + \sigma_\lambda^2} > 20 \text{ м}$ , то использование спутниковых данных в предложенном алгоритме запрещается. Предложенный алгоритм обеспечивает возможность работы с аналогами приемника Crescent A-100, обладающими более низкой точностью и большей зависимостью от внешних условий (приемник Smart-VI). В данном случае для синтеза показаний приемника Глонасс и инерциально-одометрического модуля интегрированной системы предложено использовать фильтр Калмана или более простой аperiodический фильтр [1–3].

Алгоритм фильтра Калмана позволяет в реальном времени формировать оценку выходных параметров  $E^{OUT}$ ,  $N^{OUT}$  инте-

гированной системы, основываясь на измерениях  $E, N$  инерциального модуля и соответствующих измерениях  $E^{IN}, N^{IN}$  спутникового канала. При этом, измерения и выходной сигнал системы рассматриваются в качестве векторов  $\mathbf{X} = [E, N]^T$ ,  $\mathbf{X}^{IN} = [E^{IN}, N^{IN}]^T$ ,  $\mathbf{X}^{OUT} = [E^{OUT}, N^{OUT}]^T$ . Тогда матричное дифференциальное уравнение для определения искомого параметра принимает вид:

$$\dot{\mathbf{X}}^{OUT} = \dot{\mathbf{X}} - \frac{\mathbf{X}^{OUT} - (\mathbf{X} + \dot{\mathbf{X}} \cdot \tau^*)}{\tau}.$$

Переходя к дискретному времени, получаем искомое решение в форме, используемой в навигационном алгоритме:

$$\mathbf{X}_{k+1}^{OUT} = \mathbf{X}_k^{OUT} + (\mathbf{X}_{k+1} - \mathbf{X}_k) - \frac{T}{\tau} \times \left[ \mathbf{X}_k^{OUT} - \left( \mathbf{X}_k + (\mathbf{X}_{k+1} - \mathbf{X}_k) \cdot \frac{\tau^*}{T} \right) \right].$$

Предложенный подход позволяет устранить рассогласование координат, полученных от разных источников. При постоянной скорости движения транспортного средства переходный процесс фильтра имеет экспоненциальный характер с постоянной времени  $\tau$ . Было установлено, что во время стоянки интенсивность измерительного шума приемника становится выше, чем в движении, поэтому постоянная времени увеличивается с  $\tau = 1$  с до  $\tau = 200$  с. Непосредственно после запуска системы, когда курс  $H$  не инициализирован, выбирается  $\tau = 0,1$  с, что равносильно переключению на спутниковое навигационное решение как более достоверное. Для борьбы с задержкой сигналов Глонасс в закон коррекции координат вводится форсируемое слагаемое  $\dot{\mathbf{X}} \cdot \tau^*$  с параметром  $\tau^* = 0,6$  с.

### **Определение величины и направления скорости**

Как было упомянуто, в условиях движения транспорта по территории морского порта наиболее достоверным источником информации о скорости является одометр. Действительно, в показаниях инерциальной системы происходит непрерывное накопление погрешностей, достигающее 10 м/с за 1 мин работы, а измерения скорости при помощи приемника спутниковой навигационной системы не всегда доступны.

В то же время одометрическая информация лишена этих недостатков. Более того, конструкция используемого одометра допускает не только определение величины скорости, но и автономное детектирование движения задним ходом за счет наличия фотодатчиков и двух каналов обработки данных.

Пусть фронты подряд идущих импульсов одного из каналов одометра отстоят по времени один от другого на  $\tau_{1,2}$ , а от фронтов соответствующих импульсов второго канала на  $\Delta\tau$ . Тогда, признаком движения задним ходом

считается выполнение условия  $\Delta\tau > \frac{\tau_{1,2}}{2}$  на протяжении 0,3 с или более. Абсолютное значение скорости рассчитывается по формуле:

$$V^{OD} = \frac{K^{OD}}{\tau_{1,2}},$$

где масштабный коэффициент одометра  $K^{OD}$  определяется на этапе калибровки одометра и заносится в энергозависимую память вычислителя навигационной системы.

При скорости движения меньше 0,1 м/с частота следования импульсов одометра столь мала, что обновление значений  $\tau_{1,2}$  на каждом шаге навигационного алгоритма оказывается невозможным и в величине  $V^{OD}$  появляется ошибка. Для ее компенсации предложен приближенный способ, согласно которому при скорости, близкой к нулю, масштабный коэффициент одометра искусственно завышается и принимает значение  $\tilde{K} = 1,3 \cdot K^{OD}$ .

Обобщение результатов теоретического анализа представлено на рис. 3. в виде функциональной схемы.

Программное обеспечение [7, 9, 10], реализующее предлагаемый алгоритм, разработано в двух вариантах. Первый вариант предназначен для исполнения в вычислителе инерциальной системы в режиме реального времени. Входными данными программы служит массив 32-разрядных целых чисел, содержащий переведенные в цифровой код показания чувствительных элементов.

Второй вариант программы предназначен для исполнения на персональном компьютере, совместимом с IBM PC, в режиме постобработки данных при отладке навигационного алгоритма. Источником входной информации для нее служит файл, получаемый преобразованием в двоичный формат всех показаний системы, сохраняемых при ее испытаниях.

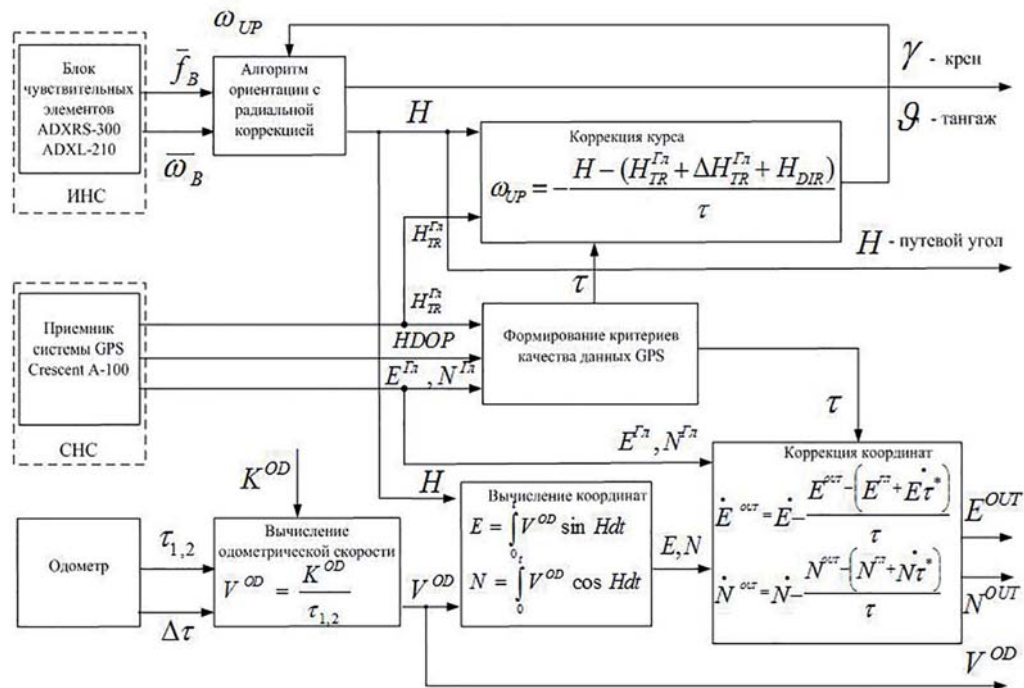


Рис. 3. Функциональная схема специализированного навигационного алгоритма

### Выводы

Определен приборный состав интегрированной инерциально – спутниковой навигационной системы (ИНС/СНС), комплексированной с одометром, предназначенной для решения задачи навигации автопогрузчика при его движении на территории морского порта.

Разработан и применен на практике специализированный алгоритм, обеспечивающий интегрированное навигационное решение на основе данных, поступающих от ИНС/СНС и одометра. Приводится функциональная схема алгоритма.

Определена совокупность функциональных критериев качества и достоверности принятия спутникового навигационного решения.

Разработаны алгоритмы коррекции для главных параметров траекторного движения транспортного средства: углов истинного курса, координат местоположения, компонент вектора скорости. Итогом теоретических исследований является разработка программного обеспечения, реализующего построенный алгоритм, и его испытания в составе навигационной системы с целью подтверждения соответствия достигнутых точностных показателей требуемым.

Разработанный специализированный алгоритм не привязан к типу датчиков ИНС, приемника GPS, разрешающей способности одометра и в этом смысле унифицирован.

### Литература

1. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions – М.: BMSTU Press, 2004. 302 p.
2. Salychev O.S. MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality – М.: BMSTU Press, 2012. 208 p.
3. Salychev O.S. Inertial Systems in Navigation and Geophysics – М.: BMSTU Press, 1998. 208 p.
4. Новиков П.В., Новиков В.В., Шейпак А.А. Интегрированная навигационная система наземного транспортного средства. – М.: Известия МГТУ «МАМИ», № 4(26), 2015. Т. 1. С. 70–77.
5. Новиков П.В., Герди В.Н., Новиков В.В. Применение микроэлектромеханических датчиков в интегрированной навигационной системе наземного транспортного и сельскохозяйственного технологического средства. – М.: Известия МГТУ «МАМИ», № 3(29), 2016. С. 25–30.
6. Новиков В.В., Шейпак А.А., Герди В.Н., Новиков В.В. Повышение точности и надежности определения выходных параметров интегрированной навигационной системы наземного транспортного средства. – М.: Известия МГТУ «МАМИ», № 4(30), 2016. С. 50–56.
7. Sheipak Anatoly, Novikov Pavel The satellite-based algorithm for determining the location of hydraulic lift. Design of machines and structures. A publication of the university of Miskolc – Vol. 4, Number 2 (2014) pp. 45–53.
8. Novikov V.V., Novikov P.V. & Gerdy V.N. The

hardware structure of the navigation system. Proceeding of the 13<sup>th</sup> International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2015, Croatia, September 15<sup>th</sup> – 19<sup>th</sup>, 2015, pp. 39–43.

9. Sheypak A.A. & Novikov P.V. Specialized alternative algorithm for determining the location of hydraulic lift. Proceeding of the 12<sup>th</sup> International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2014, Croatia, September 16<sup>th</sup> – 20<sup>th</sup>, 2014, pp. 59–62.
10. Sheypak A.A., Novikov P.V. Determining the location of hydraulic lift by specialized alternative algorithm. International Journal Advanced Engineering 8<sup>th</sup> year (2014), pp. 97–104.

### References

1. Salychev O.S. Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions. Moscow: BMSTU Press, 2004. 302 p.
2. Salychev O.S. MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality. Moscow: BMSTU Press, 2012. 208 p.
3. Salychev O.S. Inertial Systems in Navigation and Geophysics. Moscow: BMSTU Press, 1998. 208 p.
4. Novikov P.V., Novikov V.V., Sheypak A.A. Integrated ground vehicle navigation system. Moscow, *Izvestiya MGTU «MAMI»*, 2015, No 4(26). Vol. 1, pp. 70–77 (in Russ.).
5. Novikov P.V., Gerdi V.N., Novikov V.V. The use of microelectromechanical sensors in the integrated navigation system of a land transport and agricultural technological facility. Moscow, *Izvestiya MGTU «MAMI»*, 2016. No 3(29), pp. 25–30 (in Russ.).
6. Novikov V.V., Sheypak A.A., Gerdi V.N., Novikov V.V. Improving the accuracy and reliability of determining the output parameters of an integrated ground-based vehicle navigation system. Moscow, *Izvestiya MGTU «MAMI»*, 2016. No 4(30), pp. 50–56 (in Russ.).
7. Sheipak Anatoly, Novikov Pavel The satellite-based algorithm for determining the location of hydraulic lift. Design of machines and structures. A publication of the university of Miskolc. Vol. 4, Number 2 (2014) pp. 45–53.
8. Novikov V.V., Novikov P.V. & Gerdy V.N. The hardware structure of the navigation system. Proceeding of the 13th International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2015, Croatia, September 15<sup>th</sup> – 19<sup>th</sup>, 2015, pp. 39–43.
9. Sheypak A.A. & Novikov P.V. Specialized alternative algorithm for determining the location of hydraulic lift. Proceeding of the 12th International Conference on Advanced Engineering, Computer Aided Design and Manufacturing CADAM 2014, Croatia, September 16<sup>th</sup> – 20<sup>th</sup>, 2014, pp. 59–62.
10. Sheypak A.A., Novikov P.V. Determining the location of hydraulic lift by specialized alternative algorithm. International Journal Advanced Engineering 8<sup>th</sup> year (2014), pp. 97–104.

## ALGORITHM FOR NAVIGATION OF GROUND-BASED TRANSPORT-TECHNOLOGICAL FACILITIES ON THE BASIS OF INTEGRATED INERTIAL-SATELLITE NAVIGATION AND ODOMETER DATA

**P.V. Novikov**<sup>1</sup>, DSc in Engineering **A.A. Sheypak**<sup>1</sup>, PhD in Engineering **V.N. Gerdi**<sup>2</sup>, PhD in Engineering **V.V. Novikov**<sup>2</sup>, DSc in Engineering **V.N. Enin**<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Moscow Polytechnic University, <sup>2</sup>Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia, NovikoF\_08@mail.ru

*The dynamic development of navigation technologies has led to the emergence of practical applications for the solution of the problem of navigation of ground transport and technological facilities (GTTF). The most promising way of solving the navigation problem of GTTF is the creation of integrated inertial-satellite navigation systems. For a long period of time, the widespread use of navigation systems for transport applications was constrained by their high cost. The appearance of low-cost microelectromechanical (MEMS) inertial sensors on the market of navigation equipment provided the technological basis for the creation of small-scale inertial-satellite navigation systems. For transport applications, integrated inertial-satellite are integrated with additional information sensors, which include the odometer. Implementation of integrated systems is impeded by massively high level of intrinsic errors in MEMS sensors, as well as by the low accuracy of determining navigational parameters in the zone where the satellite signal of the satellite navigation systems is not stable. It is obvious that the development of methods for processing*



*measurement information and the synthesis of specialized algorithms that ensure the accuracy of navigation systems GTTF is an urgent scientific task.*

*In this paper, a schematic and technical solution for constructing an integrated inertial-satellite navigation systems with an integrated odometer sensor is presented and justified. A specialized navigation algorithm is developed that provides an integrated navigation solution for data coming from heterogeneous sources of measurements. A detailed functional diagram of the algorithm is given. A set of functional criteria for the quality and reliability of the navigation solution is defined. Correction algorithms for the main kinematic parameters of the trajectory motion of the GTTF - the true course angle, the location coordinates, the velocity vector components, are developed.*

*The developed algorithm is invariant to the type of inertial sensors and in this sense is unified. Performance was confirmed by the results of full-scale tests of the navigation system of a forklift truck carrying out freight traffic on the territory of the seaport.*

**Keywords:** *navigation system, gyroscope, odometer, accelerometer, algorithm, inertial sensor, MEMS sensor, heading angle.*