

ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМИ СРЕДСТВАМИ

В. Г. Макаренко⁽¹⁾, А. А. Подорожняк⁽¹⁾, С. В. Рудаков⁽¹⁾, А. В. Богомолов⁽²⁾

⁽¹⁾ Харьковский университет Воздушных Сил им. Ивана Кожедуба, г. Харьков;

⁽²⁾ Государственный научно-исследовательский испытательный институт военной медицины, г. Москва

Теоретически обоснована и подтверждена результатами имитационного моделирования целесообразность применения инерциально-спутниковой навигационной системы для управления транспортными средствами, использующей наряду с сигналами глобальной космической навигационной системы бесплатформенную инерциальную систему переменной размерности, реализующую метод инвариантного контроля виртуально стабилизированных инерциальных платформ.

ВВЕДЕНИЕ

Управление работой транспортных средств при перевозке грузов осуществляется диспетчерской службой. А для обеспечения должного качества оперативного управления перспективно внедрение автоматизированных систем контроля, учета и управления подвижным составом. Создание таких систем необходимо начинать с разработки бортовых приборов управления и контроля. Наличие оперативной информации о показателях транспортных работ позволит улучшить качество управления и, в конечном итоге, повысить эффективность транспортной системы.

Системы диспетчеризации, мониторинга и контроля ТС (AVL — Automatic Vehicle Location, Fleet-management) позволяют диспетчерским службам:

- наблюдать перемещение всех ТС по всей маршрутной сети в режиме реального времени;
- автономно контролировать соблюдение расписаний и графиков движения;
- в реальном времени получать информацию об автоматически выявленных нарушениях заданных режимов движения объектов (сход с маршрута или отклонение от него, большое опоздание, выбытие из движения и т. п.);
- оперативно реагировать на экстренные сообщения водителей (аналог «тревожной кнопки») и принимать необходимые меры (вызвать милицию, скорую меди-

цинскую помощь, пожарную команду, ремонтную службу и др.);

— создавать и обрабатывать отчеты по эксплуатации (пройденный километраж, средний расход топлива) ТС за заданный промежуток времени и др.

Они также позволяют:

- повысить эффективность диспетчерских служб;
- снизить затраты на транспортное обслуживание;
- повысить безопасность перевозок;
- исключить использование ТС не по назначению или вне графика;
- качественно улучшить систему информационного сопровождения грузоперевозок;
- улучшить качество транспортного обслуживания клиентов.

В общем случае система диспетчеризации, мониторинга и контроля ТС функционирует следующим образом: на ТС устанавливается бортовой комплект, состоящий из модулей GPS и GSM, бесплатформенной инерциальной навигационной системы, энергонезависимой памяти, контроллера цепей, датчиков и исполнительных устройств, с помощью которых определяются текущие координаты, скорость, курс, а также собирается информация о состоянии ТС и степени отработки заданных команд. Пример размещения аппаратуры спутниковой навигации Mitac MIO 168 с программным обеспечением PocketGPS Pro в салоне автомобиля представлен на рис. 1. В транспортном средстве БИНС устанавливается на горизонтальную поверхность таким образом, чтобы

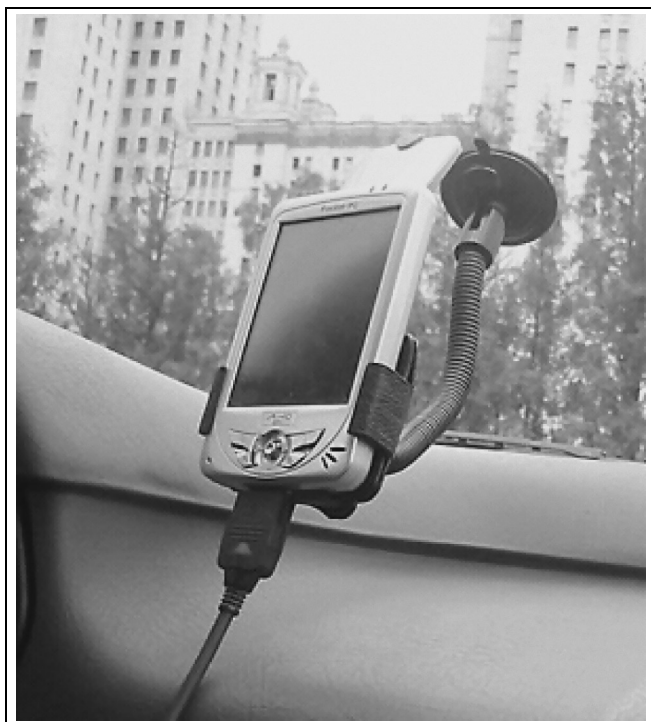


Рис. 1. Размещение аппаратуры спутниковой навигации в салоне автомобиля

крышка блока чувствительных элементов располагалась сверху, а информационный разъем был направлен в сторону, противоположную направлению движения ТС. Подключение инерциальных навигационных датчиков обеспечивает возможность реализации алгоритмов счисления пути (dead reckoning) даже при отсутствии GPS-сигнала.

Комбинированные бортовые цифровые навигаторы помимо вычисления координат текущего местоположения ТС позволяют использовать карту дорог для внесения поправок при определении координат по данным спутниковой навигации, прокладывать оптимальные маршруты движения (AutoRouting), учитывая при этом направление движения на разных улицах и развязках, дорожные знаки и разметку, хранить в памяти узловые точки маршрутов (Points of Interest) и траекторию, пройденную пользователем (Tracks). Кроме того, при расчете траектории может приниматься во внимание статистика загруженности дорог в зависимости от времени суток и информация о дорожных пробках, передаваемая по радиоканалам соответствующими службами. При движении ТС по маршруту цифровой навигатор обеспечивает водителя голосовыми и визуальными подсказками. В случае отклонения от маршрута навигатор прокладывает его заново, восстанавливая ориентировку.

Обеспечение возможности реализации автоматических ТС, движущихся по управляемым траекториям, семейству траекторий различного типа, традиционно требует универсализации систем управления, которые обеспечат требуемые значения множеству показателей эффективности выполнения каждой целевой задачи. Качество и эффективность решения каждой целевой за-

дачи связаны с реализацией некоторой наиболее целесообразной в заданных условиях стратегии. Эта стратегия для ТС, движущихся по управляемым траекториям, реализуется с заданной точностью и надежностью благодаря применению навигационной системы переменной размерности.

Принятые сокращения:

АСН — аппаратура спутниковой навигации;
 БИНС — бесплатформенная инерциальная навигационная система;
 ВИП — виртуальная инерциальная система;
 ИНС — инерциальная навигационная система;
 НКА — навигационный космический аппарат;
 СРНС — спутниковая радионавигационная система;
 ТС — транспортное средство.

В работах, посвященных затронутым вопросам, основное внимание уделяется отдельным составляющим комплексирования навигационной системы ТС [1, 2] либо описывается решение такой задачи для комплексной навигационной системы, использующей как одну из составляющих инерциальную подсистему на гиростабилизированной платформе [1, 3], что часто неприемлемо по стоимостным показателям.

Нами предлагается подход к созданию универсальной комплексной навигационной системы ТС, позволяющей обеспечить заданную точность решения навигационной задачи с использованием сигналов спутниковой радионавигационной системы и бесплатформенной инерциальной системы ТС. При этом в качестве инерциальной подсистемы предлагается комплексное использование существующих в ТС измерительных элементов системы навигационных определений, размерность которой изменяется в зависимости от реализуемой и требуемой точностей для каждой целевой задачи. По избыточным измерениям БИНС и антенной системы аппаратуры спутниковой навигации формируется конечное множество виртуальных инерциальных платформ, в которых формируются сигналы траекторного управления, а затем производится селекция ВИП, для которых наблюдается минимум значения инварианта, характеризующего реализованные условия прогнозируемой степени выполнения целевой задачи ТС. Применение БИНС переменной размерности позволяет исключить из рассмотрения наихудшие из измерительных каналов для решения конкретной целевой задачи в режиме реального времени.

1. СОСТАВ КОМПЛЕКСНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНОГО СРЕДСТВА

В целях универсализации системы управления ТС рассмотрим комплексную инерциально-спутниковую навигационную систему (рис. 2), в состав которой входят отдельно и непрерывно функционирующие автономная БИНС; АСН, работающая по сигналам СРНС; бортовой эталон времени и частоты БЭВЧ; устройство синхронизации УСн; соответствующие входные преобразователи Вх Пр и многоканальное многопроцессорное вычислительное устройство (МПВУ), реализованное на микропроцессорах (МП).

Основу БИНС составляет блок чувствительных элементов и цифровой обработки сигналов *БЧЭ*, информация от которого может обрабатываться совместно с показаниями спидометра, датчика пройденного пути, дальномеров *ДМ* и аппаратуры спутниковой навигации. Блок чувствительных элементов определяет параметры углового и линейного положения объекта. В состав блока микроэлектромеханических датчиков движения мо-

гут входить три гироскопа, которые выступают в качестве измерителей угловых скоростей; четыре акселерометра для измерения линейных параметров движения (ЛПД), трехканальный магнитометр, бароальтиметр, несколько температурных датчиков. Данные с измерителей проходят этапы первичной (ПОИ) и вторичной обработки информации (ВОИ). Управляющие сигналы, производимые аппаратурой управления (АУ) предлагае-

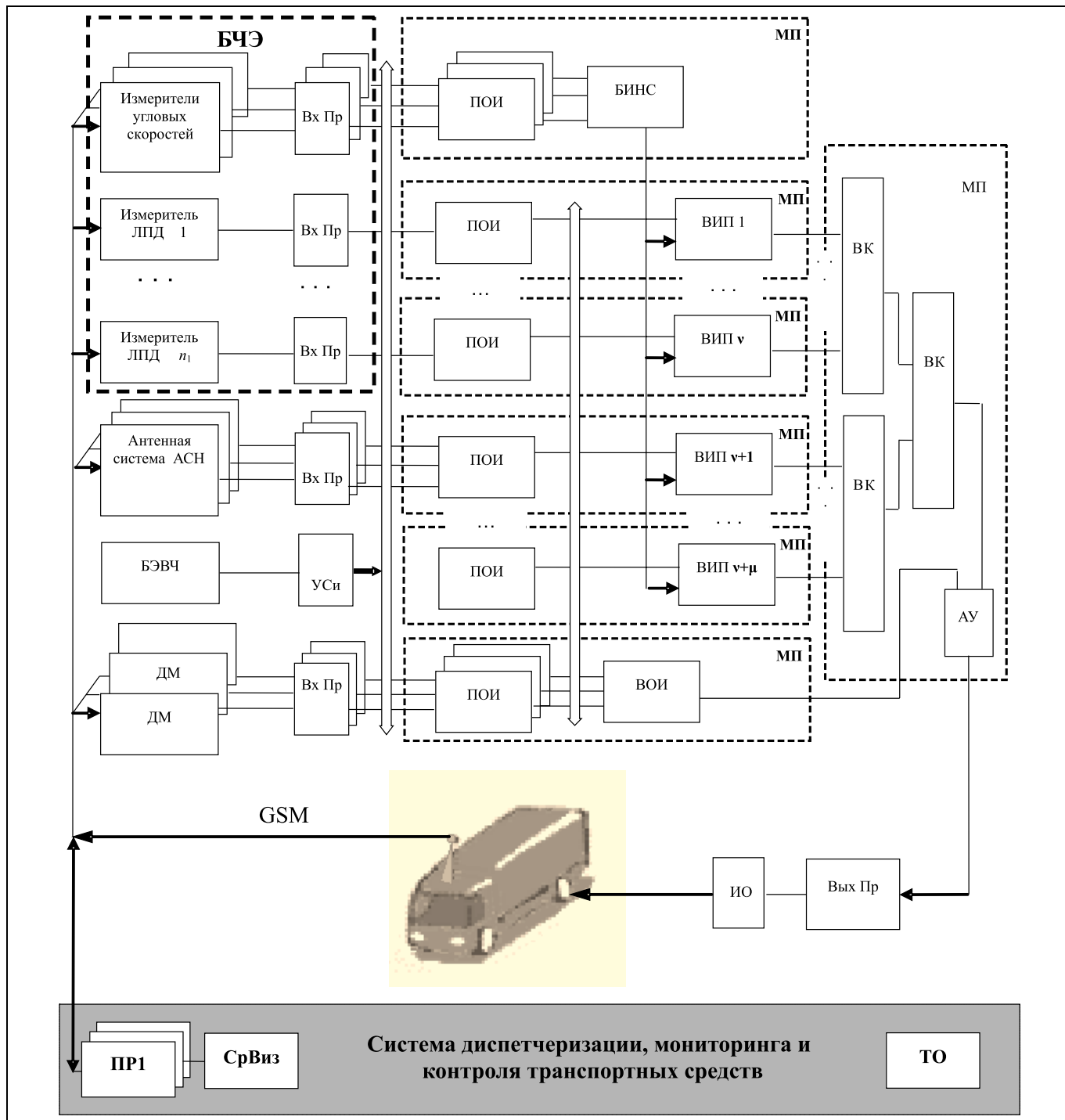


Рис. 2. Структурная схема инерциально-спутниковой навигационной системы для управления транспортным средством



мой системы, поступают через выходные преобразователи (Вых Пр) на исполнительные органы (ИО) транспортного средства.

Выходные данные инерциально-спутниковой навигационной системы по каналу сотовой связи GSM передаются в диспетчерский центр. В диспетчерском центре данные принимаются с помощью приемников Пр 1 и осуществляется визуальный контроль местонахождения ТС на электронной карте местности с помощью средств визуализации СрВиз, отображаются их состояние (по информации датчиков) и генерируются необходимые команды для управления. Накапливаемая информация базы данных используется для анализа и генерации необходимых отчетов (например, о пройденном пути, количестве израсходованного топлива, состоянии груза или о выполненных задачах). Обеспечивает работу диспетчерского центра технологическое оборудование ТО.

2. ОСОБЕННОСТИ ФОРМИРОВАНИЯ ВИРТУАЛЬНЫХ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ПЛАТФОРМ

На основе избыточных измерений в многоканальном микропроцессорном вычислительном устройстве математически моделируется конечное множество инерциальных декартовых систем отсчета, в которых формируются сигналы траекторного управления, т. е. формируется конечное множество ВИП Q , описываемое обобщенными координатами:

$$Q = \{(q_{ij} | q_{ij}(t) \in \Omega_{q_{ij}}, t_0 \leq t \leq t_k, \\ i = \overline{1, 6}, j = \overline{1, (v + \mu)}\},$$

где i — номер обобщенной координаты; j — номер ВИП; t_0 и t_k — время начала и окончания движения ТС; v — число ВИП, формируемых на основе сигналов БИНС; μ — число ВИП, формируемых на основе сигналов СРНС.

Каждая ВИП образуется либо на основе измерений акселерометров (минимально необходимы три акселерометра и три измерителя угловой скорости), либо по сигналам навигационных космических аппаратов — минимально необходимо четыре навигационных космических аппарата.

Для согласования названных частных систем координат в единой ортогональной инерциальной системе координат WGS-84 обобщенным координатам $q_{ij}(t)$ присваиваются соответствующие значения реализации действительных координат $x_j(t)$, $y_j(t)$, $z_j(t)$ и скоростей $\dot{x}_j(t)$, $\dot{y}_j(t)$, $\dot{z}_j(t)$ в j -й ВИП.

На каждом такте вычислений на участке движения из множества ВИП с порядковыми номерами $j = \overline{1, v}$ алгоритм выбора канала (ВК) [4] производит селекцию одной ВИП, для которой наблюдается минимум значения инварианта

$$I_{su} : I_{su} = \min_{1 \leq s \leq v} I_s.$$

Выбор одного минимального набора инерциальных измерителей ЛПД, обеспечивающих минимум значения инварианта I_{su} , позволяет исключить избыточные инер-

циальные измерители и соответствующие им ВИП. На основе выбранной ВИП вычисляется значение штрафной функции r_{nu} выполнения целевой задачи ТС.

Из ВИП с порядковыми номерами $j = \overline{v+1, v+\mu}$ алгоритм выбора каналов производит отбор одной, обеспечивающей минимум значения инварианта I_{sc} . Выбор одного минимального набора НКА, обеспечивающего минимум I_{sc} , позволяет исключить избыточные НКА и соответствующие им ВИП.

3. ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В БОРТОВОЙ ИНЕРЦИАЛЬНОЙ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЕ

Технические устройства транспортных средств, выполняющие инерциальные навигационные измерения, как правило, обладают недостаточной точностью, и их ошибки накапливаются с течением времени. Реализуемые значения показателей эффективности решения навигационной задачи для спутниковой подсистемы ограничены многолучевостью распространения радионавигационных сигналов, ограниченной радиовидимостью и зависимостью от погодных условий.

Интеграция бортового оборудования в единую функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанную комплексную навигационную систему позволяет полнее использовать имеющуюся на борту ТС избыточность информации, т. е. появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений и, как следствие, расширения перечня решаемых задач (универсализация) и повышения качества их решения.

При создании и совершенствовании систем управления ТС, удовлетворяющих широкому спектру различных, часто противоречивых, требований [5, 6], возможны различные варианты построения и функционирования системы управления ТС.

Основу предлагаемого навигационного комплекса составляет БИНС как наиболее надежная информативная и автономная система. Выходом БИНС являются географические координаты, высота, проекции скорости относительно Земли и углы ориентации ТС. Упрощенная функциональная схема БИНС представлена на рис. 3.

Акселерометры в БИНС связаны непосредственно с корпусом ТС. Их задача — измерять вектор кажущегося ускорения $\mathbf{a} = \mathbf{w} - \mathbf{g}$. Задача построения инерциальной системы отсчета решается в быстродействующем многоканальном микропроцессорном устройстве по информации измерителей угловых скоростей и измерителей ЛПД.

В случае, когда блок измерителей угловой скорости выдает данные о проекциях $\omega_{x^c}^a(t)$, $\omega_{y^c}^a(t)$, $\omega_{z^c}^a(t)$ вектора $\omega^a(t)$ на оси x^c , y^c , z^c , которые жестко связаны с объектом, матрицу $\mathbf{V}(t)$ направляющих косинусов перехода от связанной к инерциальной системе можно найти с помощью формулы Пуассона [1] из соотношения

$$\dot{\mathbf{V}}(t) = -\mathbf{V}(t)\mathbf{\Pi}^T(t),$$

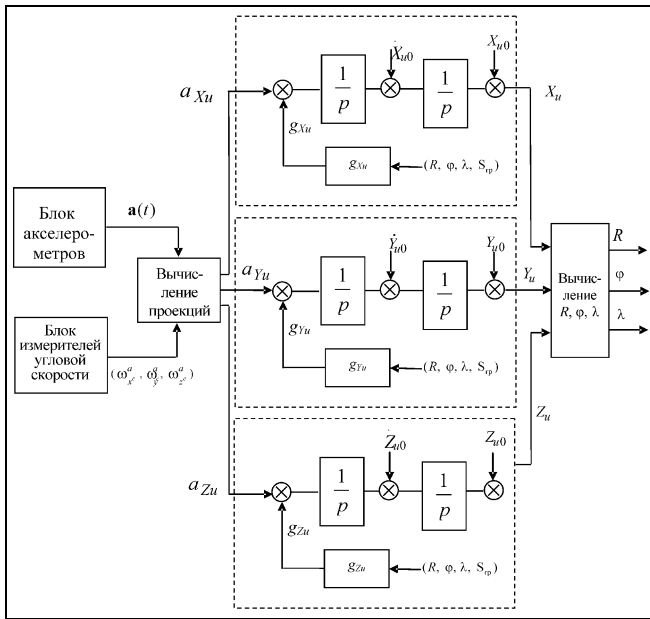


Рис. 3. Упрощенная функциональная схема бесплатформенной инерциальной навигационной системы транспортного средства

при начальных условиях $\mathbf{V}(t_0) = \mathbf{V}_0$, где матрицы $\mathbf{V}(t)$ и $\mathbf{\Pi}(t)$ соответственно имеют вид:

$$\mathbf{V}(t) = |\vartheta_{ij}| = \begin{vmatrix} C_\alpha C_\beta & S_\alpha S_\gamma + C_\alpha S_\beta C_\gamma & S_\alpha C_\gamma - C_\alpha S_\beta S_\gamma \\ S_\alpha C_\beta & -C_\alpha S_\gamma + S_\alpha S_\beta C_\gamma & -C_\alpha C_\gamma - S_\alpha S_\beta S_\gamma \\ -S_\beta & C_\beta C_\gamma & -C_\beta S_\gamma \end{vmatrix},$$

где для сокращения записи приняты обозначения C_α , C_β и C_γ для косинусов и S_α , S_β и S_γ для синусов соответствующих гироскопических углов ориентации (α , β , γ),

$$\mathbf{\Pi}(t) = \begin{vmatrix} 0 & -\omega_{z^c}^a(t) & \omega_{y^c}^a(t) \\ \omega_{z^c}^a(t) & 0 & -\omega_{x^c}^a(t) \\ -\omega_{y^c}^a(t) & \omega_{x^c}^a(t) & 0 \end{vmatrix}.$$

Таким образом, элементы матрицы $\mathbf{V}(t)$ направляющих косинусов перехода от связанной к инерциальной системе координат можно найти из решения девяти дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\vartheta}_{11} &= \vartheta_{12} \omega_{z^c}^a - \vartheta_{13} \omega_{y^c}^a; & \dot{\vartheta}_{12} &= \vartheta_{13} \omega_{x^c}^a - \vartheta_{11} \omega_{z^c}^a; \\ \dot{\vartheta}_{13} &= \vartheta_{11} \omega_{y^c}^a - \vartheta_{12} \omega_{x^c}^a; \\ \dot{\vartheta}_{21} &= \vartheta_{22} \omega_{z^c}^a - \vartheta_{23} \omega_{y^c}^a; & \dot{\vartheta}_{22} &= \vartheta_{23} \omega_{x^c}^a - \vartheta_{21} \omega_{z^c}^a; \\ \dot{\vartheta}_{23} &= \vartheta_{21} \omega_{y^c}^a - \vartheta_{22} \omega_{x^c}^a; \\ \dot{\vartheta}_{31} &= \vartheta_{32} \omega_{z^c}^a - \vartheta_{33} \omega_{y^c}^a; & \dot{\vartheta}_{32} &= \vartheta_{33} \omega_{x^c}^a - \vartheta_{31} \omega_{z^c}^a; \\ \dot{\vartheta}_{33} &= \vartheta_{31} \omega_{y^c}^a - \vartheta_{32} \omega_{x^c}^a, \end{aligned}$$

а задание начальных условий для этой системы уравнений представляет собой выставку бесплатформенной инерциальной системы с измерителями угловой скорости.

Проекции кажущегося ускорения в инерциальной системе координат в первом приближении могут быть найдены по формуле

$$\begin{vmatrix} a_{Xu} \\ a_{Yu} \\ a_{Zu} \end{vmatrix} = \mathbf{V} \begin{vmatrix} a_{x^c} \\ a_{y^c} \\ a_{z^c} \end{vmatrix}.$$

Проекции ускорения ТС на оси инерциальной системы координат можно записать в виде соотношений

$$\begin{aligned} \ddot{X}_u &= a_{Xu}(t) + g_{Xu}; & \dot{X}_u(t_0) &= \dot{X}_{u0}; & X_u(t) &= X_{u0}; \\ \ddot{Y}_u &= a_{Yu}(t) + g_{Yu}; & \dot{Y}_u(t_0) &= \dot{Y}_{u0}; & Y_u(t) &= Y_{u0}; \\ \ddot{Z}_u &= a_{Zu}(t) + g_{Zu}; & \dot{Z}_u(t_0) &= \dot{Z}_{u0}; & Z_u(t) &= Z_{u0}, \end{aligned}$$

где X_u , Y_u и Z_u — координаты местоположения ТС относительно инерциальной системы координат $X_u Y_u Z_u$, g_{Xu} , g_{Yu} и g_{Zu} — проекции вектора \mathbf{g} интенсивности гравитационного поля на ее оси.

Декартовы координаты X_u , Y_u и Z_u связаны с геоцентрическими R , φ и λ следующими соотношениями [7]:

$$R = \sqrt{X_u^2 + Y_u^2 + Z_u^2};$$

$$\varphi = \arctg \frac{Z_u}{\sqrt{X_u^2 + Y_u^2}};$$

$$\lambda = \arctg \frac{Y_u}{X_u} [-\pi, \pi] - S_{\text{Гр}},$$

где $S_{\text{Гр}}$ — гринвичское звездное время (в радианах).

На основании известных координат R , φ , λ и X_u , Y_u , Z_u вычисляются проекции g_{Xu} , g_{Yu} , g_{Zu} вектора \mathbf{g} [1]:

$$g_{Xu} = (g_3 \cos \varphi - g_2 \sin \varphi) \cos(\lambda + S_{\text{Гр}});$$

$$g_{Yu} = (g_3 \cos \varphi - g_2 \sin \varphi) \sin(\lambda + S_{\text{Гр}});$$

$$g_{Zu} = g_3 \sin \varphi + g_2 \cos \varphi,$$

где $g_2 = 0,5 g_e^m (e^2 - q) (a/R)^4 \sin^2 \varphi$;

$$g_3 = -g_e^m (e^2 - q) (a/R)^2 [1 - 0,5e^2 + 1,5q + 0,5(e^2 - q)(1 - 3\sin^2 \varphi)(a/R)^2],$$

где, в свою очередь, g_e^m — ускорение свободного падения на экваторе $g_e^m = 9,780318 \text{ см/с}^2$; q — безразмерный коэффициент ($q = a\Omega^2/g_e^m = 0,00346775$); $e^2 = (a^2 - b^2)/a^2 \approx 0,00669438$ — квадрат эксцентриситета; $a = 6378245 \text{ м}$, $b = 63568663 \text{ м}$ — большая и малая полуоси эллипсоида Ф. Н. Красовского.



Погрешности вычислений вектора \mathbf{g} по приведенным выше формулам по отношению к идеальным вычислениям не превосходят $\pm 0,2 \cdot 10^{-3} \text{ м/с}^2 = \pm 2 \cdot 10^{-5} \text{ г}$ [1].

Если местоположение пункта назначения задано в геодезических координатах, то текущие значения геодезических координат ТС могут быть вычислены по алгоритму, приведенному в работе [3].

4. ОСОБЕННОСТИ ОБРАБОТКИ ИНФОРМАЦИИ В АППАРАТУРЕ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ

В качестве основного корректора БИНС использует АСН. Вследствие относительной малости коэффициентов временной корреляции погрешностей АСН в измерении местоположения по сравнению с периодом Шулера ($T_{\text{ш}} = 84$ мин) погрешности шумов АСН принимаются «белым» шумом с заданной интенсивностью. В некоторых случаях (в частности, при наличии интенсивных помех, обусловленных влиянием отраженного сигнала) данное допущение требует дополнительного обоснования и исследования.

Один из возможных алгоритмов определения координат и скорости ТС по сигналам НКА имеет следующий вид [2].

Выражение для радиальной скорости \dot{s} :

$$\dot{s} = (\mathbf{R} - \mathbf{R}_i)^T (\mathbf{V}_i - \mathbf{V}) / s + \Delta \dot{s}, \quad (1)$$

где

$$s = \sqrt{(\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T (\mathbf{R}_i - \mathbf{R})} + \Delta s,$$

s — дальность ТС—НКА; \mathbf{R} и \mathbf{R}_i — радиус-векторы ТС и i -го НКА в абсолютной геоцентрической системе координат; \mathbf{V}_i — вектор абсолютной скорости i -го НКА; \mathbf{V} — искомый вектор абсолютной скорости ТС; $\Delta s = c\Delta t$ — погрешность определения дальности, вызванная смещением частоты Δt опорного генератора навигационного приемника ТС относительно бортового генератора НКА, общая для всех НКА; $\Delta \dot{s}$ — погрешность определения радиальной скорости ТС—НКА, вызванная дрейфом смещения синхронизации, общим для всех каналов; c — скорость распространения радиосигнала.

Параметры \mathbf{R}_i и \mathbf{V}_i наряду со служебной и другой вспомогательной информацией передаются в навигационном сообщении i -го НКА. Значение \mathbf{R} определяется на этапе обработки кодовых спутниковых измерений.

Соотношение (1) может быть представлено в виде

$$\dot{s} = V_{si} + V_s + \Delta \dot{s},$$

где $V_{si} = (\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T / s \mathbf{V}_i$, $V_s = (\mathbf{R}_i - \mathbf{R})^T / s \mathbf{V}$, \dot{s} — значение измерения доплеровского смещения частоты, представленное в виде суммы трех составляющих.

Первое слагаемое V_{si} вычисляется в явном виде по известной информации о параметрах движения НКА и координатах ТС, вторая составляющая V_s линейно зависит от абсолютной скорости объекта \mathbf{V} . Третья составляющая $\Delta \dot{s}$, для повышения точности, может быть оце-

нена в результате решения навигационной задачи. Следовательно, задача определения скорости ТС при помощи доплеровских измерений сводится к стандартной линейной задаче оценивания. Ее решение при постулировании соответствующих гипотез о шумах измерений имеет вид [2]:

$$\mathbf{X}_k = \mathbf{X}_{k-1} + (\mathbf{H}_k^T \mathbf{W}_k^{-1} \mathbf{H}_k)^{-1} \mathbf{H}_k^T \mathbf{W}_k^{-1} \Delta \mathbf{Z}_k,$$

где $\mathbf{X}_k = |R_k, \Delta s_k, V_k, \Delta \dot{s}|^T$ — вектор состояния; \mathbf{H}_k — матрица частных производных измеряемых параметров по определяемым параметрам; \mathbf{W}_k — корреляционная матрица погрешностей измерений; $\Delta \mathbf{Z}_k = \mathbf{Z}_k - D_k$ — разность между измеренными значениями навигационных параметров \mathbf{Z}_k и вычисленными по известным данным D_k на k -м шаге.

Несмотря на значительный прогресс в области спутниковой навигации, точность спутниковых определений для использования в гражданских целях остается низкой, даже если технические возможности позволяют реализовать более высокие характеристики. В соответствии с требованиями законодательства на территории СНГ в большинстве образцов АСН точность выходных навигационных параметров с помощью специальных размазывающих коэффициентов преднамеренно снижается до 30 м. Это приводит к тому, что на цифровой карте положение ТС достаточно часто не совпадает с профилем дороги. Названное обстоятельство усугубляется и тем, что длина самого ТС может превышать 10 м.

5. РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ТОЧНОСТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОМПЛЕКСНОЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ

Точностные характеристики комплексированной навигационной системы исследовались на траекториях, близких к реальным. Работа БИНС и остальных подсистем моделировалась в соответствии с их алгоритмами функционирования.

Скорость дрейфа ω_B двухстепенного или одной из осей трехстепенного гироскопа описывается соотношением:

$$\begin{aligned} \omega_B = & C_0 + (C_1 + C_{1T}\Delta T)a_x + (C_2 + C_{2T}\Delta T)a_y + \\ & + (C_3 + C_{3T}\Delta T)a_z + C_{12}a_x a_y + C_{13}a_x a_z + C_{23}a_y a_z + \\ & + C_{41}B_x + C_{42}B_y + C_{43}B_z + \omega_e(t), \end{aligned} \quad (2)$$

где a_x , a_y и a_z — проекции кажущегося ускорения на оси координат x , y и z гироскопа; ΔT — отклонение температуры гироскопа от ее номинального значения; B_x , B_y и B_z — составляющие окружающего магнитного поля; $\omega_e(t)$ — дополнительный дрейф, обусловленный вибрациями.

Величина C_0 описывает систематический дрейф гироскопа, вызванный смещением центра масс гироскопа от центра его подвеса под действием момента инерционно-гравитационной силы.

Все указанные в соотношении (2) коэффициенты носят случайный характер. На множестве однотипных гироскопов их можно рассматривать как случайные ве-

личины с нормальным законом распределения и нулевым математическим ожиданием. Коэффициенты C_1 , C_2 и C_3 имеют размерность $^{\circ}/(\text{ч} \cdot \text{g})$.

Были приняты следующие предельные значения (3σ) коэффициентов:

$C_0 = 3\sigma = 0,1$ $^{\circ}/\text{ч}$ со стабильностью в течение нескольких недель $0,02$ $^{\circ}/\text{ч}$ (значение C_0 приведено с учетом компенсации постоянного момента в результате выставки системы на старте); $C_1 = C_2 = C_3 = 3\sigma = 0,5$ $^{\circ}/(\text{ч} \cdot \text{g})$ со стабильностью в течение того же срока не хуже $0,1$ $^{\circ}/(\text{ч} \cdot \text{g})$;

$$C_{1T} = C_{2T} = C_{3T} = 3\sigma_2 = 0,01$$
 $^{\circ}/\text{ч} \cdot \text{g} \cdot \text{C}$;

$$C_{1T} = C_{13} = C_{14} = 3\sigma_3 = 0,1$$
 $^{\circ}/\text{ч} \cdot \text{g}^2$;

$$C_{41} = C_{42} = C_{43} = 3\sigma_4 = 100$$
 $^{\circ}/(\text{ч} \cdot \text{Tл})$.

Постоянная времени T_a современных акселерометров составляет $5 \cdot 10^{-5}$ с. Была принята следующая типовая модель погрешности акселерометра:

$$a_B = D + H + \Delta a_0 + k_1 a_1 + k_2 a_1^2 + k_3 a_1^3 + k_{12} a_2 + k_{13} a_3 + k_4 \Delta T, \quad (3)$$

где a_1 — составляющая кажущегося ускорения вдоль оси чувствительности; a_2 и a_3 — перекрестные составляющие; D — зона нечувствительности; H — гистерезис; Δa_0 — систематическая погрешность (смещение нуля акселерометра); k_1 — линейное отклонение масштабного коэффициента акселерометра; k_2, k_4, k_{12}, k_{14} — нелинейные коэффициенты; k_4 — коэффициент для небольших отклонений от номинальной температуры.

Параметры (3σ), характеризующие работу акселерометра, рассчитанного на измерение максимальных ускорений от 1 до 10 g, следующие: $D = 10^{-5}$ g; $H = 10^{-4}$ g; $\Delta a_0 = 3\sigma_{a0} = 5 \cdot 10^{-3}$ g; со стабильностью $2 \cdot 10^{-4}$ g; $k_1 = 3\sigma_{a1} = 0,1$ % = 10^{-3} по всей шкале; $k_2 = 3\sigma_{a2} = 10^{-4}$ g/g²; $k_3 = 3\sigma_{a3} = 2 \cdot 10^{-5}$ g/g³; $k_{12}, k_{13} = 0,05$ %; $k_4 = 3\sigma_{a4} = 10^{-5}$ g/°C.

Формулы (2) и (3) позволяют имитировать погрешности гироскопов и акселерометров, входящих в математические модели БИНС.

Результирующие оценки погрешностей измерений вычислялись с помощью весовых коэффициентов для сигналов от различных навигационных датчиков. На конечном этапе оптимальной фильтрации корректировалась выходная информация первичных датчиков и компенсировались составляющие погрешностей каждой из подсистем, входящих в навигационный комплекс [3, 8]. В качестве обобщенной характеристики точности навигационных определений использовалась величина σ_{Σ} , определяемая выражением $\sigma_{\Sigma} = \text{Sp}\Theta$, где Sp — след матрицы погрешностей измерений $\Theta = (H_k^T W_k^{-1} H_k)^{-1}$.

В качестве исходных данных были приняты следующие начальные значения скорости и ускорения ТС: $V_x = 17$ м/с, $a_x = 0$, $V_y = 1$ м/с, $a_y = 4$ м/с², $V_z = 0$, $a_z =$

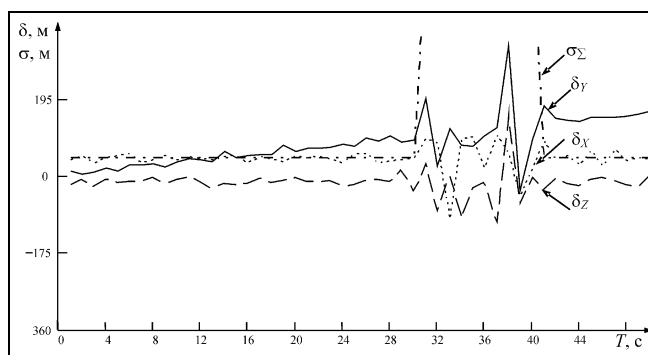


Рис. 4. Зависимости корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для АСН ТС от времени наблюдения

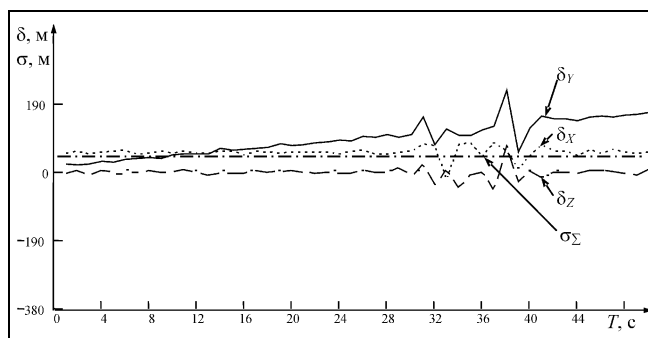


Рис. 5. Зависимости корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для комплексной навигационной системы от времени наблюдения

0; шумов измерений в штатном режиме работы АСН $\sigma_r = 25$ м/с, $\sigma_f = 0,2$ м/с.

Значения ошибок измеряемых величин для спутниковой подсистемы ТС в аномальном режиме в 10 раз превышают ошибки в штатном режиме. Результаты моделирования работы АСН представлены на рис. 4, а бесплатформенной комплексированной навигационной системы — на рис. 5.

Штатный режим работы моделировался на интервале 40 с ($T = 0...40$ с), влияние эффектов многолучевости, замирания, затенения на рис. 4 и 5 можно проследить на интервале аномальной работы АСН в 10 с ($T = 30...40$ с). Моделирование ИНС осуществлялось в соответствии с работой [6]. Как правило, влияние многолучевости в кодовых наблюдениях проявляется в виде знакопеременной функции с нечетко выраженным периодом от 60 до 1000 с. Это позволяет на участках наблюдений длительностью более интервала корреляции получать интервальные оценки статистических характеристик значений различных типов наблюдений и их линейных комбинаций, которые позволяют судить об уровне погрешностей кодовых наблюдений, обусловленных многолучевым распространением сигналов.

Применение БИНС переменной размерности позволяет исключить из рассмотрения наихудшие из измерительных каналов для решения конкретной целевой за-



дачи в режиме реального времени. Применение методов оптимальной совместной обработки сигналов спутниковой навигационной системы и избыточного числа датчиков бесплатформенной инерциальной системы переменной размерности, реализующей метод инвариантного контроля виртуально стабилизированных платформ, приводит к уменьшению погрешностей навигации ТС. Измерения инерциальных навигационных измерителей характеризуются очень малыми значениями шумов и квазисистематическими смещениями, которые медленно дрейфуют со временем. Аппаратура спутниковой навигации имеет минимальный дрейф, однако для ее работы характерно наличие шумов различной природы. Используя статистические модели обеих систем, с помощью алгоритма фильтрации можно уменьшить дисперсию навигационных определений и минимизировать влияние систематической составляющей на результаты оценивания навигационных параметров [9].

В качестве исходных данных для ИНС были приняты начальные значения, аналогичные начальным значениям для АСН и стандартные значения ошибок инерциальных измерителей типовых ИНС [1].

Анализ графической информации, представленной на рис. 4 и 5, показывает, что на аномальном участке функционирования АСН при отсутствии комплексирования навигационных подсистем наблюдается резкое ухудшение точности навигационных определений. Для предлагаемой комплексной навигационной системы ТС обобщенная характеристика точности навигационных определений σ_{Σ} в нормальном режиме функционирования АСН не менее чем на 20 % лучше, чем при использовании для навигации ТС только АСН. Кроме того, применение инерциально-спутниковой навигационной системы ТС, реализующей метод инвариантного контроля виртуально стабилизированных платформ обеспечивает требуемую точность навигационных измерений и на аномальном участке функционирования АСН.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Применение методов оптимальной совместной обработки навигационной информации приводит к уменьшению погрешностей навигации ТС. Повышение точ-

ности управления транспортными средствами в различных условиях функционирования позволяет повысить производительность и снизить себестоимость транспортных работ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бабич О. А. Обработка информации в навигационных комплексах — М.: Машиностроение, 1991. — 512 с.
2. Генике А. А., Побединский Г. Г. Глобальная спутниковая система определения местоположения и ее применение в геодезии. — М.: Картогеоцентр — Геодезиздат, 1999. — 272 с.
3. Макаренко В. Г., Подорожняк А. А., Рудаков С. В., Швец С. В. Бесплатформенная комплексная навигационная система для управления транспортными средствами // Системи обробки інформації. — 2006. — Вип. 1 (52). — С. 83—93.
4. Фоменко О. Н., Журавлев А. А., Макаренко В. Г. Инвариантный контроль и коррекция комплексированных навигационных систем в задачах универсализации управления аэробаллистических летательных аппаратов // Системи обробки інформації. — 2002. — Вип. 6 (22). — С. 83—93.
5. Соловьев Ю. А. Спутниковая навигация и ее приложения. — М.: Эко-Трендз, 2003. — 326 с.
6. Лебедев Д. В., Ткаченко А. И. Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. — Киев: Наукова думка, 1991. — 208 с.
7. Система геодезических параметров Земли «Параметры Земли 1990 года» (ПЗ-90). Справочный документ / Галазин В. Ф., Каплан Б. Л., Лебедев М. Т. и др. — М.: Координационный науч.-информ. центр, 1998. — 36 с.
8. Фоменко О. Н., Журавлев А. А., Макаренко В. Г. Согласование отсчетной базы виртуально стабилизированных платформ комплексированных навигационных систем летательных аппаратов // Системи обробки інформації. — 2001. — Вип. 5 (15). — С. 232—242.
9. Кукушкин Ю. А., Богомолов А. В., Ушаков И. Б. Математическое обеспечение оценивания состояния материальных систем. — М.: Новые технологии, 2004. — 32 с.

☎ (495) 361-29-31;

e-mail: med_bog@mail.ru

Статья представлена к публикации членом редколлегии С. Д. Земляковым. □

Новая книга

Васильева О. Н., Засканов В. В., Иванов Д. Ю., Новиков Д. А. Модели и методы материального стимулирования: Теория и практика. — М.: ЛЕНАНД, 2007. — 288 с.

Описаны модели и методы материального стимулирования. Первая глава содержит описание постановки и общих подходов к решению задач согласования интересов участников организационных систем. Вторая глава отражает современное состояние исследований базовых математических моделей стимулирования. Главы с третьей по шестую носят прикладной характер и содержат описание анализа и синтеза систем стимулирования на различных объектах: предприятиях специального машиностроения, предприятиях автомобилестроения, авиастроения, а также в медицинских учреждениях.

Предназначена для широкого круга читателей, интересующихся проблемами стимулирования в организационных системах — студентов и преподавателей вузов, аспирантов, руководителей предприятий и организаций, сотрудников отделов по управлению персоналом (HR-отделов).