

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ВЕКТОРА ИЗМЕРЕНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ РАДИАЛЬНО-БАЗИСНЫХ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

М.В.Фёдоров – к.т.н., С.В. Логачев, С.В.Рудаков – к.т.н., доц., А.А.Подорожняк – к.т.н.

Показана целесообразность применения искусственных нейронных сетей с радиально-базисными активационными функциями нейронов для оптимизации состава вектора измерений инерциально-спутниковой навигационной системе управления мобильным объектом в зависимости от реализуемой и требуемой точности решения каждой целевой задачи.

Обеспечение возможности автоматической реализации управления мобильными объектами (МОб), движущимися по управляемым траекториям, семейств траекторий различного типа традиционно требует адаптации систем управления для обеспечения требуемых значений показателей эффективности выполнения каждой целевой задачи. Качество и эффективность решения целевой задачи связаны с реализацией некоторой наиболее целесообразной в заданных условиях стратегии. Такая стратегия для МОб, движущихся по управляемым траекториям, может быть реализована с заданной точностью и надежностью путем изменения состава используемого вектора измерений инерциально-спутниковой навигационной системы в зависимости от текущих точностных характеристик измерителей.

В работах, посвященных затронутым вопросам, основное внимание уделяется отдельным составляющим комплексирования навигационной системы МОб [1, 2], либо описывается решение такой задачи для комплексной навигационной системы, использующей как одну из составляющих инерциальную подсистему на гириостабилизированной платформе [1, 3], что часто неприемлемо для реализации в современных образцах МОб по стоимостным показателям. Кроме того, на практике возможно значительное ухудшение точности результатов навигационных определений при решении переопределенной системы уравнений [4] из-за резкого нарушения условий работы отдельных компонентов спутниковой навигационной системы.

Предлагается подход к созданию инерциально-спутниковой навигационной системы управления МОб, позволяющий обеспечить заданную точность решения навигационной задачи с использованием искусственной нейросети для оптимизации состава используемого вектора измерений навигационных подсистем. При этом в качестве инерциальной подсистемы будем использовать существующие в МОб навигационные измерители с учетом реализуемой на маршруте движения и требуемой точностей для каждой целевой задачи.

Особенности построения инерциально-спутниковой навигационной системы управления мобильным объектом

Рассмотрим систему управления МОБ, которая имеет в своем составе отдельно и непрерывно функционирующие автономную бесплатформенную инерциальную навигационную систему (БИНС), антенную систему аппаратуры спутниковой навигации (АСН), работающую по сигналам спутниковой радионавигационной системы (СРНС); бортовой эталон времени и частоты (БЭВЧ); устройство синхронизации (УСи); соответствующие входные преобразователи (Вх Пр); выходные преобразователи (Вых Пр), сигналы с которых поступают на исполнительные органы (ИО) МОБ. Обработка навигационных сигналов реализуется в микропроцессорных вычислительных устройствах (МП). Кроме того в комплексную систему управления МОБ входит наземный комплекс мониторинга движения, включающий в себя устройства приема информации о МОБ (ПР), средства визуализации информации о МОБ (Ср Виз) и технологическое оборудование (ТО).

Бесплатформенная инерциальная навигационная система может включать измерители угловых скоростей, спидометр, измерители линейных параметров движения (ЛПД), в том числе дальнометры (ДМ) различных типов, измерители пройденного пути и т.д. Данные с измерителей проходят этапы первичной (ПОИ) и вторичной обработки информации (ВОИ).

На основе избыточных измерений в МП математически моделируется конечное множество инерциальных декартовых систем отсчета, в которых формируется траектория МОБ, т.е. формируется конечное множество Q виртуальных инерциальных платформ (ВИП), описываемое обобщенными координатами:

$$Q = \{ (q_{ij}(t)) \mid q_{ij}(t) \in \mathcal{W}_{ij}, \quad t_0 \leq t \leq t_k, \quad i = \overline{1,6}, \quad j = \overline{1, n+m} \},$$

где i - номер обобщенной координаты;

j - номер ВИП;

t_0, t_k - время начала и окончания движения МОБ;

ν - количество ВИП, формируемых на основе сигналов инерциальных датчиков;

μ - количество ВИП, формируемых на основе сигналов СРНС.

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

Для согласования названных частных систем координат в определенной ортогональной инерциальной системе координат WGS-84 (ПЗ-90) [5], 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 m -м такте вычислений длительностью T_m , на участке движения из множества инерциальных виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{1, n}$ алгоритм выбора канала (ВК) [6, 7] производит селекцию виртуальных платформ, для которых наблюдаются минимальные значения инварианта I_{su} .

Выбор набора инерциальных измерителей ЛПД, обеспечивающих минимальные значения инварианта I_{su} , позволяет исключить наименее точные инерциальные измерители и соответствующие им ВИП. Для ВИП, которым соответствуют наименьшие значения инварианта I_{su} дополнительно вычисляется значение штрафной функции r_{nu} , характеризующей выполнение целевой задачи МОБ. Предпочтение отдается тем ВИП, для которых значение r_{nu} является наименьшим.

Из виртуальных платформ с порядковыми номерами $j = \overline{n+1, n+m}$ алгоритм ВК производит отбор СРНС виртуальных платформ, обеспечивающих минимальные значения инварианта I_{sc} . Такой алгоритм позволяет исключить избыточные НКА при решении переопределенной системы уравнений и соответствующие им ВИП. При учете таких ВИП возможно значительное ухудшение точности результатов навигационных определений в случае резкого нарушения условий работы отдельных компонентов навигационной системы.

Применение методов оптимальной совместной обработки навигационной информации достаточно большого набора точных измерителей в навигационном фильтре (НФ) приводит к уменьшению погрешностей навигации МОБ. Фильтрация навигационной информации производится с помощью рекуррентных процедур, позволяющих реализовать оценку навигационных параметров непосредственно в системе управления МОБ современными микропроцессорными средствами [8].

Используемые в МОБ технические устройства, реализующие инерциальные навигационные измерения, как правило, обладают недостаточной точностью и их ошибки накапливаются с течением времени. В качестве основных ограничений реализуемых значений показателей эффективности решения навигационной задачи для спутниковой подсистемы оказывается многолучевость распространения радионавигационных сигналов, ограниченная радиовидимость и зависимость от погодных условий. Известный алгоритм ВК [6, 7] позволяет выбрать наилучший из имеющихся набор измерителей. В силу объективных причин, таких как зависимость точности навигационных измерителей от времени и внешних условий, при движении МОБ состав наилучших с точки зрения точности наборов навигационных измерителей изменяется во времени по случайному закону. Предлагается при определении используемых в НФ наилучших наборов навигационных измерителей в процессе выбора каналов использовать технологию искусственных нейронных сетей [9-11].

Особенности архитектуры и функционирования искусственных нейронных сетей с радиально-базисными активационными функциями нейронов

Рис. 1

На рис. 1 приведена стандартная схема искусственной нейронной сети с радиально-базисными активационными функциями нейронов (радиально-базисной сети) с n входами и m выходами, осуществляющая нелинейное преобразование вида

$$y_j = F_j(x) = \sum_{i=1}^h w_{ji} \varphi_i(x), \quad j = 1, 2, \dots, m,$$

где $\varphi_i(x)$ – радиально-базисные функции, определяющие характер отображения из n -мерного пространства входов в m -мерное пространство выходов $R^n \rightarrow R^m$, h – количество скрытых нейронов РБФ-сети, w_{ji} – синаптические веса, y_j – искомый текущий набор навигационных измерителей.

Входной слой такой сети – это сенсоры, которые связывают ИНС с окружающей средой. Единственный скрытый слой, образованный нейронами Φ , осуществляет нелинейное преобразование входного пространства R^n в скрытое пространство R^h , как правило, более высокой размерности ($h \gg n$). И, наконец, выходной слой, образованный адаптивными линейными ассоциаторами, формирует отклик сети $y = (y_1, y_2, \dots, y_m)^T$ на входной сигнал сети $x = (x_1, x_2, \dots, x_n)^T$. Эта нейросеть реализует идею, состоящую в том, что линейно неразделимая задача распознавания образов в пространстве R^n может стать линейно разделимой в пространстве более высокой размерности R^h . Наличие только одного скрытого слоя в нейросети обеспечивает время работы достаточное для работы системы управления МОБ в режиме реального времени.

В качестве радиально-базисной функции $\varphi_i(x)$ будем использовать многомерный гауссиан

$$\varphi(x) = \Phi(\|x - c\|, K) = \exp\left(-\frac{1}{2}(x - c)^T K^{-1} (x - c)\right) = \exp\left(-\frac{1}{2}\|x - c\|_{K^{-1}}^2\right),$$

где $\|x - c\|$ – расстояние между входным вектором x (текущие значения инварианта I_{su} для виртуальных платформ и соответствующие им значения штрафной функции r_{nu}) и собственным центром c (эталонные значения инварианта I_{su} для виртуальных платформ и соответствующие им значения штрафной функции r_{nu});

K – ковариационная матрица, определяющая форму, размер и ориентацию рецепторного поля РБФ-сети.

Таким образом, каждый нейрон скрытого слоя вычисляет расстояние между входным вектором и своим центром и осуществляет над ним некоторое нелинейное преобразование $F(x)$. После соответствующего обучения [9-10] нейросеть способна обеспечить в режиме реального времени выбор наборов наилучших навигационных измерителей при движении МОБ по требуемому маршруту.

Особенности функционирования бесплатформенной инерциально-спутниковой навигационной системы

Интеграция бортового оборудования в единую функционально, структурно и конструктивно взаимосвязанную комплексную навигационную систему позволяет полнее использовать имеющуюся на борту МОБ избыточность информации. Появляется возможность повышения точности, помехоустойчивости, непрерывности и надежности навигационных определений, и, как следствие, расширение перечня решаемых задач и повышение качества их решения.

При создании и совершенствовании систем управления МОБ, удовлетворяющих широкому спектру различных, часто противоречивых, требований [3, 4], возможны различные варианты построения и функционирования системы управления МОБ.

Одним из основных элементов навигационного комплекса является БИНС, как наиболее надежная информативная и автономная система. Выходом инерциальной навигационной системы являются географические координаты, высота, проекции скорости относительно Земли и углы ориентации МОБ. Если местоположение пункта назначения задано в геодезических координатах, то текущие значения геодезических координат МОБ могут быть вычислены по алгоритму, приведенному в [3].

В качестве основного корректора БИНС используется АСН. Вследствие относительной малости коэффициентов временной корреляции погрешностей АСН в измерении местоположения по сравнению с периодом Шулера ($T_{ш} = 84$ 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 МОБ по сигналам навигационных космических аппаратов (НКА) имеет следующий вид [2].

Выражение для радиальной скорости \dot{s} :

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

где

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

s – дальность МОБ-НКА;

\mathbf{R}, \mathbf{R}_i – радиус векторы МОБ и i -го НКА в абсолютной геоцентрической системе координат;

\mathbf{V}_i – вектор абсолютной скорости i -го НКА.

\mathbf{V} – искомый вектор абсолютной скорости МОБ;

$\Delta s = c \cdot \Delta \tau$ – погрешность определения дальности, вызванная смещением частоты $\Delta \tau$ опорного генератора навигационного приемника МОБ относительно бортового генератора НКА, общая для всех НКА;

e_i – погрешность определения радиальной скорости МОБ-НКА, вызванная дрейфом смещения синхронизации, общим для всех каналов;

c – скорость света в вакууме

i – определяет навигационный КА, относительно которого производятся измерения.

Параметры R_i и V_i наряду со служебной и другой вспомогательной информацией передаются в навигационном сообщении i -го НКА. Значение R определяется на этапе обработки кодовых спутниковых измерений.

Соотношение (1) может быть представлено в виде

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

где
$$V_{si} = \frac{(R_i - R)^T}{s} \cdot V_i,$$

$$V_s = -\frac{(R_i - R)^T}{s} \cdot V;$$

\dot{s}_i – 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 МОБ, вторая составляющая V_s – линейно зависит от абсолютной скорости объекта V . Третья составляющая $\Delta \dot{s}$, для повышения точности, может быть оценена в результате решения навигационной задачи. Следовательно, задача определения скорости МОБ при помощи доплеровских измерений сводится к стандартной линейной задаче оценивания. Ее решение при постулировании соответствующих гипотез о шумах измерений имеет вид [4]:

$$X_k = X_{k-1} + \left(H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot H_k \right)^{-1} \cdot H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot \Delta Z_k,$$

где $X_k = [R_k, \Delta s_k, V_k, \Delta \dot{s}]^T$ – вектор состояния,

H_k – матрица частных производных измеряемых параметров по определяемым параметрам,

W_k – корреляционная матрица погрешностей измерений,

$\Delta Z_k = Z_k - D_k$ – разность между измеренными значениями навигационных параметров Z_k и вычисленными по известным данным D_k на k -м шаге.

Оценка эффективности предложенных решений

Исследование точностных характеристик комплексированной навигационной системы проводилось при использовании траекторий, близких к реальным. Работа БИНС и остальных подсистем моделировалась в соответствии с их алгоритмами функционирования [6].

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. В качестве обобщенной характеристики точности навигационных определений использовалась величина σ_{Σ} , определяемая выражением

$$\sigma_{\Sigma} = Sp \Theta,$$

где Sp – след матрицы Θ ;

$$\Theta = \left(H_k^T \cdot W_k^{-1} \cdot H_k \right)^{-1} - \text{матрица погрешностей измерений.}$$

В качестве исходных данных были приняты следующие начальные значения: скорость и ускорение МОБ:

- по оси X – $V_x = 17 \text{ м/с}$, $a_x = 0 \text{ м/с}^2$;
- по оси Y – $V_y = 1 \text{ м/с}$, $a_y = 3 \text{ м/с}^2$;
- по оси Z – $V_z = 0 \text{ м/с}$, $a_z = 0 \text{ м/с}^2$;
- шумы измерений в штатном режиме работы АСН – $\sigma_r = 25 \text{ м/с}$, $\sigma_{\dot{r}} = 0,2 \text{ м/с}$.

Значение ошибок измеряемых величин для спутниковой подсистемы МОБ в аномальном режиме в 10 раз превышают ошибки в штатном режиме.

Рис. 2 Результаты моделирования работы АСН МОБ представлены на рис. 2.

Рис. 3 Результаты моделирования бесплатформенной комплексированной навигационной системы управления МОБ [6], в которой не используется выбор каналов по технологии искусственных нейронных сетей, представлены на рис. 3.

Рис. 4 Результаты моделирования работы предложенной инерциально-спутниковой навигационной системы с переменным составом используемого вектора измерений, что обеспечивается с помощью искусственной нейросети, представлены на рис. 4.

Штатному режиму соответствует интервал 30 с ($T = 0 \dots 30 \text{ с}$), влияние эффектов многолучевости, замирания, затенения можно проследить на интервале аномальной работы АСН в 10 с ($T = 30 \dots 40 \text{ с}$). Моделирование инерциальной подсистемы осуществлялось в соответствии с [3].

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

Анализ графической информации, представленной на рис. 2, рис. 3 и рис. 4, показывает, что на аномальном участке функционирования АСН при отсутствии комплексирования

навигационных подсистем наблюдается резкое ухудшение точности навигационных определений. Для комплексной навигационной системы МОБ обобщенная характеристика точности навигационных определений σ_{Σ} в нормальном режиме функционирования АСН не менее, чем на 20 %, а для навигационной системы с переменным составом используемого вектора измерений – на 35 % лучше чем при использовании для навигации МОБ только АСН. Кроме того, применение навигационной системы МОБ с переменным составом используемого вектора измерений обеспечивает требуемую точность навигационных измерений и на аномальном участке функционирования АСН.

Применение методов оптимальной совместной обработки навигационной информации приводит к уменьшению погрешностей навигации МОБ. Повышение точности управления транспортными средствами в условиях аномальных режимов функционирования спутниковой радионавигационной системы позволяет повысить эффективность и снизить стоимость транспортных работ.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

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. *Лебедев Д.В., Ткаченко А.И.* Системы инерциального управления. Алгоритмические аспекты. – Киев: Наук. думка, 1991. – 208 с.
4. *Соловьев Ю.А.* Спутниковая навигация и ее приложения. – М.: Эко-Трендз, 2003. – 326 с.
5. *Галазин В.Ф., Каплан Б.Л., Лебедев М.Т., Петров Н.В. и др.* Система геодезических параметров Земли "Параметры Земли 1990 года" (ПЗ-90). Справочный документ – М.: Координационный научно-информационный центр 1998. – 36 с.
6. *Макаренко В.Г., Подорожняк А.А., Рудаков С.В., Швец С.В.* Бесплатформенная комплексная навигационная система для управления транспортными средствами // Системи обробки інформації. – Харків: ХУ ПС, – 2006. – Вип. 1 (50) – С. 107-116.
7. *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. – Харків: НАНУ, ПАНМ, ХВУ, – 2002. – Вип. 6 (22) – С. 83-93.
8. *Корнеев В.В., Киселев А.В.* Современные микропроцессоры. – СПб.: БХВ-Петербург, 2003. – 448 с.
9. *Haykin S.* Neural networks. A Comprehensive Foundation. – New York: Macmillan College Publishing Company, 1994. – 691 p.
10. *Кукушкин Ю.А., Богомолов А.В., Ушаков И.Б.* Математическое обеспечение оценивания состояния материальных систем. – М.: Новые технологии, 2004. – 32 с.
11. *Щеглов И.Н., Богомолов А.В., Печатнов Ю.А.* Алгоритм формирования обучающей выборки искусственной нейронной сети // Нейрокомпьютеры: разработка и применение, № 2, 2000. – С. 12-15.

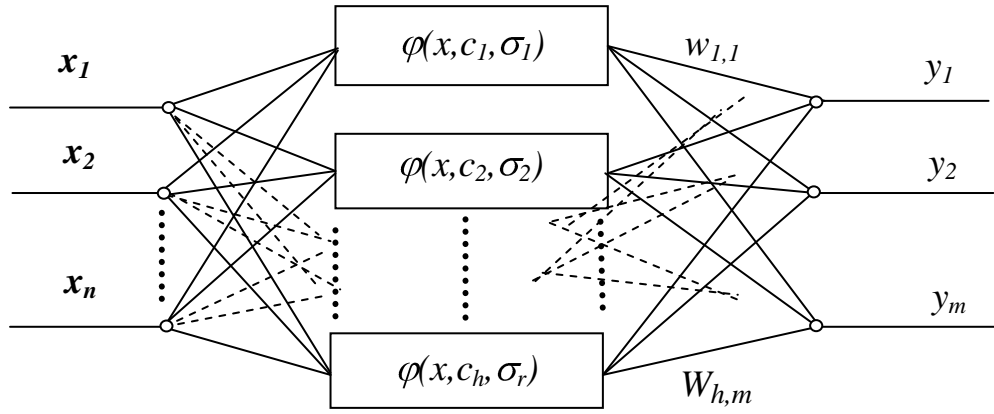


Рисунок 1 - Архитектура n - h - m радиально-базисной сети.

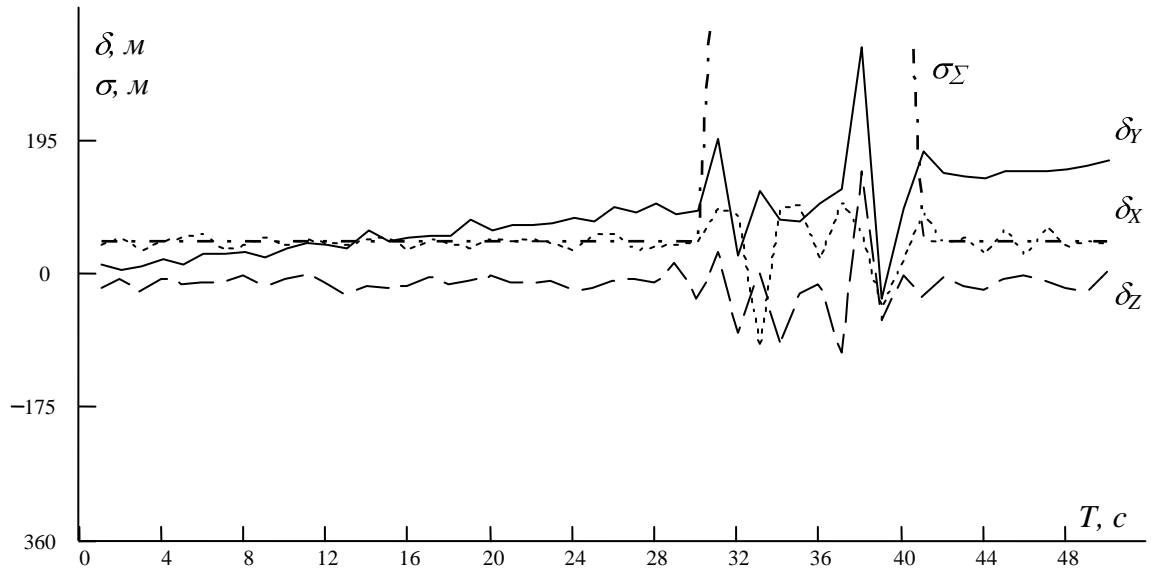


Рисунок 2 - Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для АСН МОБ от времени наблюдения

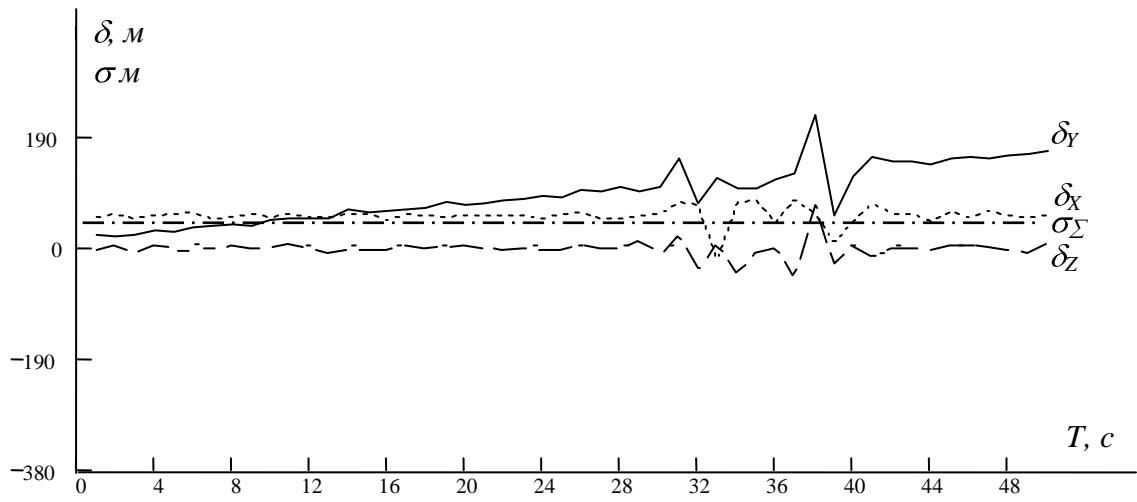


Рисунок 3 - Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для комплексной навигационной системы МОб от времени наблюдения

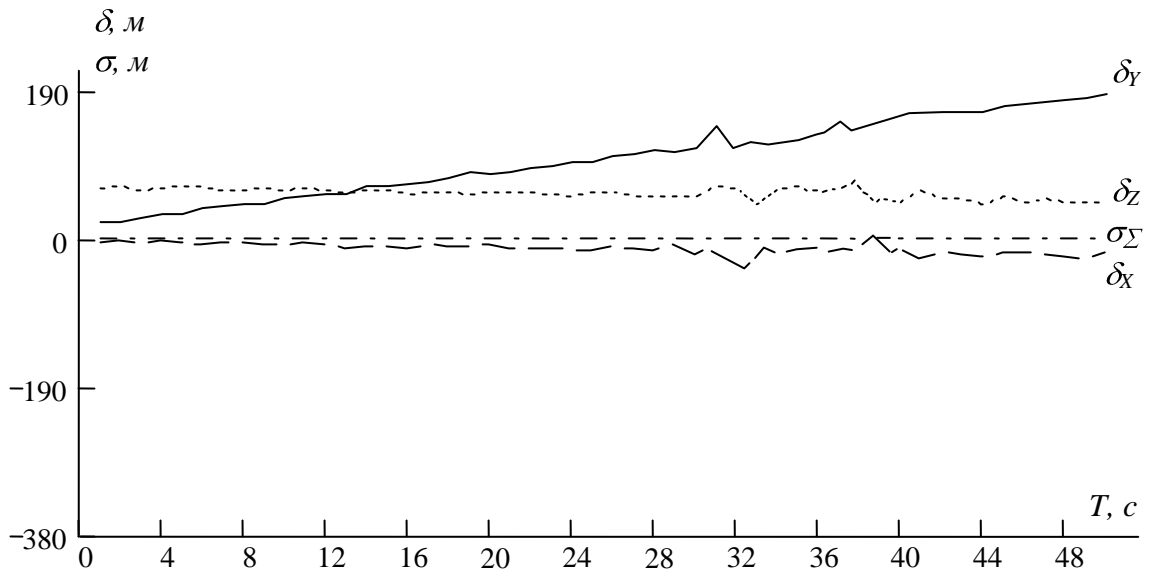


Рисунок 4 - Зависимость корректирующих приращений и обобщенной ошибки навигационных определений для инерциально-спутниковой навигационной системы МОБ с переменным составом используемого вектора измерений от времени наблюдения

М.В.Фёдоров, С.В.Рудаков, А.А.Подорожняк, С.В.Логачёв

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ВЕКТОРА ИЗМЕРЕНИЙ ИНЕРЦИАЛЬНО-СПУТНИКОВОЙ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ НА ОСНОВЕ РАДИАЛЬНО-БАЗИСНЫХ ИСКУССТВЕННЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ

Показана целесообразность применения искусственных нейронных сетей с радиально-базисными активационными функциями нейронов для оптимизации состава вектора измерений инерциально-спутниковой навигационной системе управления мобильным объектом в зависимости от реализуемой и требуемой точности решения каждой целевой задачи.

M.V.Fjedorov, S.V.Rudakov, A.A.Podorozhnyak, S.V.Rudakov

METHOD OF OPTIMIZATION OF THE VECTOR OF MEASUREMENTS OF THE INERCIAL-SATELLITE CONTROL SYSTEM ON THE BASIS OF RADIALY-BASIC ARTIFICIAL NEURAL NETWORKS

The expediency of application of artificial neural networks with radially-basic functions нейронов for optimization of structure of a vector of measurements Is shown to a инерциально-satellite navigating control system of mobile object depending on sold and demanded accuracy of the decision of each target problem.

Сведения об авторах

Максим Викторович Фёдоров – кандидат технических наук – начальник факультета Московского военного института радиоэлектроники Космических войск.

Область научных интересов: подготовка операторов вооружения и военной техники Космических войск; управление в технических, биомедицинских и социальных системах; методы исследования и оптимизации функционального состояния операторов; эргономика.

Сергей Валерьевич Рудаков – кандидат технических наук, доцент – доцент кафедры метрологии и стандартизации ХУ ВС.

Область научных интересов: методы обработки результатов измерительного эксперимента; профилактика чрезвычайных ситуаций техногенного характера; метрология.

Андрей Алексеевич Подорожняк – кандидат технических наук – старший научный сотрудник ХУ ВС.

Область научных интересов: системы навигации и управления; метрология; исследование операций и кибернетика.