

УДК 629.7.05

**С.В. Панов, Д.М. Карабаш, А.Т. Кизимов, Д.Р. Березин, Л.Е. Фролова**

## **КОМПЛЕКСИРОВАНИЕ ИНЕРЦИАЛЬНЫХ ДАТЧИКОВ СО СПУТНИКОВОЙ РАДИОНАВИГАЦИОННОЙ СИСТЕМОЙ НА БОРТУ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА**

*Построена схема устройства оптимальной комплексной обработки сигналов инерциальных датчиков и спутниковой радионавигационной системы по критерию минимума дисперсии ошибки оценивания на примере блока оценки параметров вертикального канала беспилотного летательного аппарата (БПЛА). Получены оценки высоты полёта с погрешностью не более 25 м, вертикальной скорости БПЛА с погрешностью не более 0,2 м/с, систематической погрешности баровысотомера с ошибкой не более 23 м.*

### **Введение**

При построении навигационной системы (НС) для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) предлагается комплексировать инерциальные датчики со спутниковой радионавигационной системой (СРНС), с целью повышения точности навигационных измерений.

Наиболее подходящей, с точки зрения точности и возможности размещения на борту БПЛА, является спутниковая радионавигационная система. Она обеспечивает точность позиционирования 6...10 м в дифференциальном режиме [1]. При этом система обладает малыми габаритами и встроенными средствами сопряжения с ЭВМ. Применение данной системы позволяет автономно решать навигационную задачу на борту БПЛА. Система обладает высокой степенью надёжности и малым временем готовности к работе. Замер нескольких точек траектории через определённые промежутки времени позволяет восстановить траекторию движения БПЛА, а также с определённой вероятностью и местную вертикаль.

Однако, несмотря на то, что СРНС выдаёт достаточно точные данные по двум параметрам – координатам и скорости, она имеет ряд существенных недостатков. Среди них низкая скорость передачи данных (обычно 1 Гц), восприимчивость к помехам (даже неумышленным), отсутствие точной информации об ориентации объекта.

С другой стороны, координаты и углы ориентации БПЛА можно определить по сигналам инерциальных датчиков. Необходимые вычисления выполняются в бесплатформенных инерциальных навигационных системах (БИНС) [2],

которые аналитически рассчитывают навигационные параметры БПЛА, используя сигналы с датчиков линейных ускорений и датчиков угловых скоростей, установленных на корпусе летательного аппарата (ЛА). Процесс измерения ускорения и линейной скорости не связан ни с местом старта, ни с какими-либо устройствами, находящимися вне данного ЛА. Поэтому с точки зрения автономности и помехозащищённости БИНС превосходит другие НС. Однако из-за погрешностей датчиков в БИНС происходит накопление ошибки с течением времени. Приемлемое качество управления БПЛА сохраняется лишь в течение нескольких десятков секунд. Данное обстоятельство не позволяет применять для управления БПЛА систему чисто инерциального типа.

Для уменьшения ошибок позиционирования возможно объединение измерений СРНС и инерциальных датчиков, т.к. природа их погрешностей различна и они измеряют различные параметры [3].

СРНС обеспечивает измерение координат и скорости. Точность СРНС ограничена нестабильностью передаваемого сигнала, погрешностями, возникающими из-за принятия отражённых сигналов, погрешностями эфемеридной информации, нестабильностью времени потребителя. Погрешности СРНС также зависят от геометрических факторов используемого в сеансе навигации созвездия радиовидимых навигационных космических аппаратов.

Акселерометры в БИНС измеряют кажущееся ускорение. Они обладают более низкими шумовыми характеристиками по сравнению с СРНС. Однако эти сигналы должны быть скорректированы с учётом гравитационного поля и

ускорений Кориолиса, пересчитаны в нормальную систему координат и дважды проинтегрированы, для того чтобы обеспечить определение местоположения объекта. В результате чего и происходит накапливание ошибок.

Объединив системы, можно воспользоваться преимуществами каждой из них - автономностью БИНС и долговременной точностью СРНС, т.е. совместное использование обеих систем даёт лучшие результаты по сравнению с использованием каждой из них в отдельности.

Дополнительно необходимо отметить, что определение СРНС высоты объекта происходит с большой погрешностью (до 80 м) [1]. Также известно, что в БИНС ошибки определения высоты нарастают с течением времени по экспоненте [2]. По этой причине из алгоритма БИНС обычно исключается канал вычисления высоты, а необходимые для работы системы сигналы, несущие информацию о данной величине, подаются в вычислительную машину ЛА от дополнительных измерителей – например баровысотомера.

Целью работы является формирование структурной схемы устройства оптимальной комплексной обработки сигналов инерциальных датчиков и СРНС на примере блока оценки параметров вертикального канала.

**Теоретические исследования**

Структурно блок оценки является фильтром, который комплексирует измерители с помощью метода марковской нелинейной фильтрации [5, 6].

Выходными параметрами блока оценки параметров вертикального канала являются: вертикальная скорость  $\hat{V}_{gv}$ ; вертикальное ускорение  $\hat{a}_{gv}$ ; высота абсолютная  $\hat{H}$ .

Входные сигналы блока вырабатываются датчиками и представляют собой: высоту барометрическую  $H_b$ ; высоту, измеренную СРНС  $H_s$ ; вертикальную скорость СРНС  $V_{ys}$ ; три составляющих вектора ускорения в связанной системе координат  $a_x, a_y, a_z$ ; рассчитанные с помощью блока вертикали углы крена  $\hat{\gamma}$  и тангажа  $\hat{\theta}$ .

Погрешности измерителей можно аппроксимировать следующим образом [6]:

- высота барометрическая

$$H_b = H + \delta H_b + \sqrt{\frac{N_{H_b}}{2}} n_{H_b}(t), \quad (1)$$

где  $n_{H_b}(t)$  – белый гауссовский шум с нулевым математическим ожиданием;  $\frac{N_{H_b}}{2}$  – спектральная плотность этого шума;

$H$  – фактическая высота;

- высота, измеренная СРНС,

$$H_s = H + \delta H_s(t), \quad (2)$$

где  $\delta H_s(t)$  – случайная погрешность СРНС по высоте, корреляционная функция которой представлена формулой  $K_{\delta H_s} = \sigma_{H_s}^2 e^{-\alpha_{H_s} \tau}$ ;

$\sigma_{H_s}$  – среднеквадратическая погрешность СРНС по высоте;

$\alpha_{H_s}$  – величина, обратная постоянной времени корреляции процесса;

- вертикальная скорость СРНС

$$V_{ys} = V_{gv} + \sqrt{\frac{N_{V_{ys}}}{2}} n_{V_{ys}}(t), \quad (3)$$

где  $n_{V_{ys}}(t)$  – белый гауссовский шум СРНС с нулевым математическим ожиданием по вертикальной скорости;

$\frac{N_{V_{ys}}}{2}$  – спектральная плотность шума СРНС по вертикальной скорости.

Процесс  $\delta H_s$  можно описать математической моделью [6]

$$\frac{d(\delta H_s)}{dt} = -\alpha_{H_s} \delta H_s + \sqrt{2\alpha_{H_s} \delta_{H_s}} n_{H_s}(t), \quad (4)$$

где  $\delta_{H_s}$  – стационарное значение дисперсии процесса  $\delta H_s$ ;

$n_{H_s}(t)$  – белый гауссовский шум СРНС с нулевым математическим ожиданием по высоте.

Три составляющих вектора ускорения БПЛА в связанной системе координат, а также рассчитанные с помощью блока вертикали углы крена и тангажа необходимо использовать для получения вертикального ускорения

$$a_{gv} = (a_x \sin \hat{\theta} + a_y \cos \hat{\theta} \cos \hat{\gamma} - a_z \cos \hat{\theta} \sin \hat{\gamma} - g). \quad (5)$$

Таким образом, исходная модель блока оценки вертикальных параметров имеет вид

$$\begin{aligned} \dot{H} &= V_{gy}, \\ \dot{V}_{gy} &= a_{gy} - \delta a_{gy} + \sqrt{\frac{N_{a_{gy}}}{2}} n_{a_{gy}}(t), \\ \dot{\delta a}_{gy} &= 0, \\ \dot{H}_b &= \sqrt{\frac{N_{\delta H_b}}{2}} n_{\delta H_b}(t), \end{aligned} \quad (6)$$

где  $\delta a_{gy}$  – систематическая составляющая ошибки оценки вертикального ускорения;  $n_{\delta H_b}(t)$  – белый гауссовский шум, обусловленный случайным изменением скорости объекта.

Представим полный вектор состояния системы в виде:

$$\mathbf{Z}^T(t) = (H, V_{gy}, \delta a_{gy}, \delta H_b, H_b, V_{ys}, H_s). \quad (7)$$

Можно показать [4,5], что процесс  $\mathbf{Z}(t)$  является марковским.

В соответствии с формулами (1)...(6) локальные характеристики процесса  $\mathbf{Z}(t)$  имеют вид [6]

$$\mathbf{A}_z = \begin{bmatrix} V_{gy} \\ a_{gy} - \delta a_{gy} \\ 0 \\ 0 \\ H + \delta H_b \\ V_{gy} \\ -\alpha_{H_s}(H_s - H) \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{B}_{zz} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{N_{a_{gy}}}{2} & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{N_{\delta H_b}}{2} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{N_{H_b}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{N_{V_{ys}}}{2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 2\alpha_{H_s} \delta_{H_s} \end{bmatrix}. \quad (8)$$

Решение задачи оптимального оценивания вектора состояния (6) по критерию минимума дисперсии ошибки оценивания может быть получено с помощью апостериорной плотности вероятностей  $p(t, \mathbf{Z}(t))$ , которая удовлетворяет уравнению Стратановича [5] вида

$$\frac{\partial p}{\partial t} = \frac{1}{2} \sum_{i,j=1}^n \frac{\partial^2 (\tilde{b}_{ij} p)}{\partial x_i \partial x_j} - \sum_{i=1}^n \frac{\partial (\tilde{a}_i p)}{\partial x_i} + [F - \mathbf{M}_{ps} \{F\}] p. \quad (9)$$

Коэффициенты уравнения в данном случае определяются соотношениями

$$[\tilde{a}_i] = \tilde{\mathbf{A}} = \begin{bmatrix} V_{gy} \\ a_{gy} - \delta a_{gy} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix};$$

$$[\tilde{b}_{ij}] = \tilde{\mathbf{B}} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & \frac{N_{a_{gy}}}{2} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{N_{\delta H_b}}{2} \end{bmatrix}; \quad (10)$$

$$F(t, x, z) = \frac{2(H + \delta H_b)}{N_{H_b}} H_b - \frac{(H + \delta H_b)^2}{N_{H_b}} + \frac{2V_{gy} V_{ys}}{N_{V_{ys}}} - \frac{V_{gy}}{N_{V_{ys}}} \frac{(H_s - H)}{2\delta_{H_s}} \frac{dH_s}{dt} - \frac{1}{4} \frac{\alpha_{H_s}}{2\delta_{H_s}} (H_s - H)^2.$$

Учитывая характеристики (10), получаем уравнения оптимального оценивания вектора состояния (7):

$$\begin{bmatrix} \frac{d\hat{H}}{dt} \\ \frac{d\hat{V}_{gy}}{dt} \\ \frac{d(\delta\hat{a}_{gy})}{dt} \\ \frac{d(\delta\hat{H}_b)}{dt} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \hat{V}_{gy} \\ a_{gy} - \delta\hat{a}_{gy} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \\ k_{31} & k_{32} \\ k_{41} & k_{42} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} H_b - (\hat{H} + \delta\hat{H}_b) \\ V_{ys} - \hat{V}_{gy} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} k_{c11} \\ k_{c21} \\ k_{c31} \\ k_{c41} \end{bmatrix} \left[ \frac{dH_s}{dt} + \alpha_{H_s} (H_s - \hat{H}) \right]. \quad (11)$$

Коэффициенты усиления в соответствующих матрицах усиления определяются следующим образом:

$$\mathbf{K} = \begin{bmatrix} (p_{11} + p_{44}) \frac{2}{N_{H_b}} & p_{12} \frac{2}{N_{V_{ys}}} \\ p_{21} \frac{2}{N_{H_b}} & p_{22} \frac{2}{N_{V_{ys}}} \\ p_{31} \frac{2}{N_{H_b}} & p_{32} \frac{2}{N_{V_{ys}}} \\ (p_{41} + p_{44}) \frac{2}{N_{H_b}} & 0 \end{bmatrix};$$

$$\mathbf{K}_c = \begin{bmatrix} p_{11} \frac{1}{2\delta_{H_s}} \\ p_{21} \frac{1}{2\delta_{H_s}} \\ p_{31} \frac{1}{2\delta_{H_s}} \\ p_{41} \frac{1}{2\delta_{H_s}} \end{bmatrix}, \quad (12)$$

где  $p_{ii}$  – апостериорные ошибки оценок заданного вектора состояния.

Апостериорные ошибки оценок вектора состояния задаются матрицами и вычисляются следующим образом [6]:

$$\frac{d\mathbf{P}}{dt} = \tilde{\mathbf{B}} + \left[ \left\{ \left( \frac{d}{d\tilde{\mathbf{X}}} \right)^T \right\} \tilde{\mathbf{A}}^T \right]^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \left[ \left\{ \left( \frac{d}{d\tilde{\mathbf{X}}} \right)^T \right\} \tilde{\mathbf{A}}^T \right]^T + \mathbf{P} \left[ \left\{ \left( \frac{d}{d\tilde{\mathbf{X}}} \right)^T \right\} \frac{dF(t, x, z)}{d\tilde{\mathbf{X}}} \right] \mathbf{P}. \quad (13)$$

Уравнение (13) второго порядка (уравнение Риккати) решается численным интегрированием.

Блок оценки параметров вертикального канала можно представить структурной схемой, которая строится на основании уравнения (11) (рис. 1).

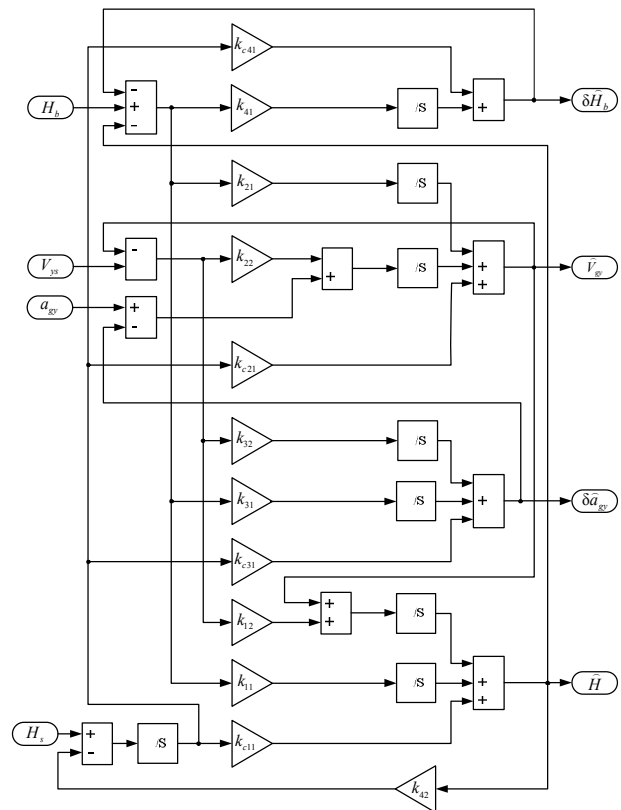


Рис. 1. Структурная схема оценки параметров вертикального канала

### Экспериментальные исследования

Моделирование работы блока оценки параметров вертикального канала выполнялось в системе MATLAB 6.5. Временные характеристики высоты СРНС  $H_s$ , барометрической высоты  $H_b$ , вертикальной скорости  $V_{ys}$  и вертикального ускорения  $a_{gy}$  получены по результатам обработки данных «чёрного ящика» в ходе лётных испытаний БПЛА.

Характеристики оценки высоты  $\hat{H}$  и оценки систематической погрешности баровысотомера  $\delta\hat{H}_b$  приведены на рис. 2 и 3. Вертикальная скорость, измеренная СРНС  $V_{ys}$ , и оценка вертикальной скорости  $\hat{V}_{gy}$  приведены на рис. 4 и 5.

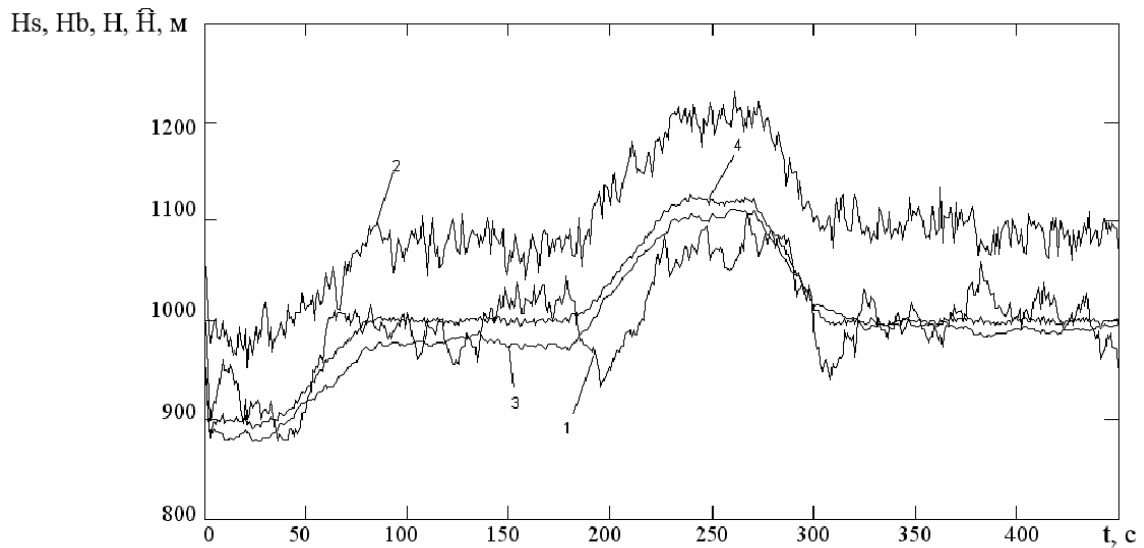


Рис. 2. Оценка высоты полета летательного аппарата

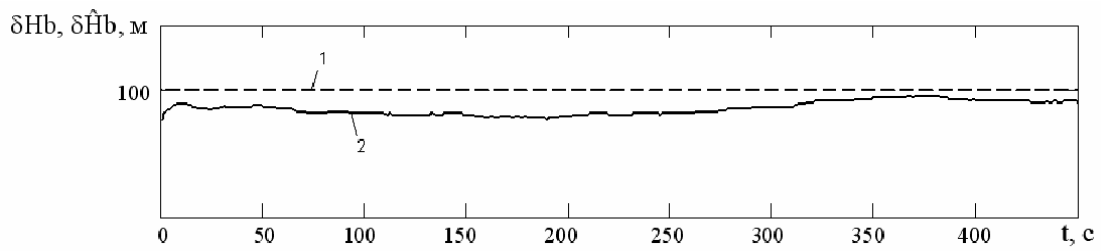


Рис. 3. Оценка погрешности баровысотомера

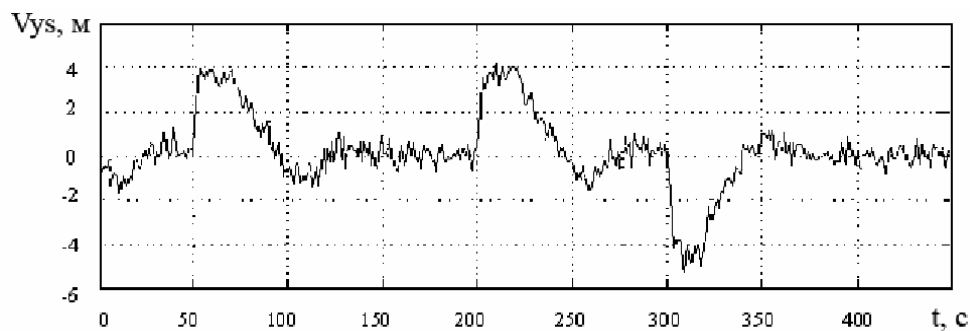


Рис. 4. Вертикальная скорость летательного аппарата, измеренная спутниковой навигационной системой

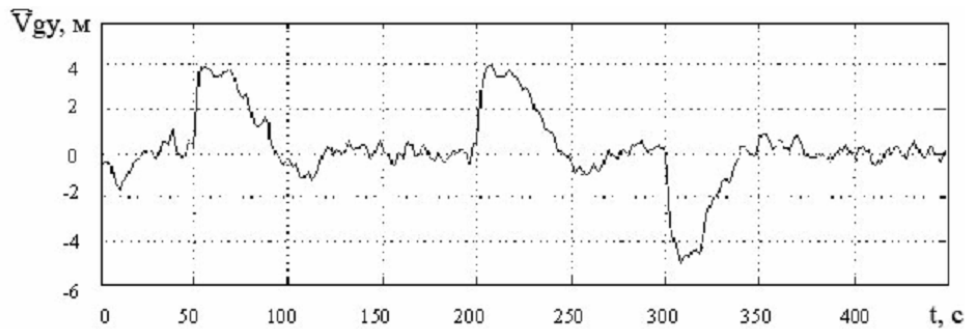


Рис. 5. Оценка вертикальной скорости летательного аппарата

Полученное устройство оптимальной комплексной обработки сигналов позволяет снизить шумы измерений и повысить точность определения навигационных параметров (рисунки 2, 4, 5). Оценка высоты полёта выполняется с погрешностью не более 25 м, тогда как погрешность измерений баровысотомера достигает 130 м, а погрешность СРНС – 100 м. Оценка вертикальной скорости БПЛА выполняется с погрешностью не более 0,2 м/с, тогда как погрешность вертикальной скорости, измеренной СРНС, достигает 1 м/с. Сформированная структура также позволяет выявить и компенсировать систематическую составляющую погрешности датчиков (рис. 3). Оценка систематической погрешности баровысотомера выполняется с ошибкой не более 23 м.

Отметим, что при неограниченном увеличении интенсивности шума на каком-либо из входов оптимальное комплексное устройство сохраняет работоспособность за счёт обработки другого наблюдения.

#### Выводы

1. Комплексование инерциальных датчиков со спутниковой радионавигационной системой позволяет создать НС, совмещающую в себе преимущества автономности инерциальных датчиков и долговременной точности СРНС.

2. Использование метода марковской нелинейной фильтрации позволяет сформировать структуру устройства оптимальной комплексной

обработки сигналов инерциальных датчиков и спутниковой радионавигационной системы по критерию минимума дисперсии ошибки оценивания.

3. Моделирование оптимального комплексного устройства оценки параметров вертикального канала в системе MATLAB показало, что погрешности определения высоты и вертикальной скорости БПЛА сокращаются более чем в четыре раза по сравнению с погрешностями измерений СРНС.

#### Библиографический список

1. Модуль приёмоизмерительный К-161 ГЛОНАСС/GPS: Руководство по эксплуатации Российский институт радионавигации и времени. 2004. – 91 с.
2. Дмитроченко Л.А., Гора В.П., Савинов Г.Ф. Бесплатформенные инерциальные навигационные системы: Учеб. пособие. – М.: МАИ, 1984. – 64 с., ил.
3. Schmidt, G. and Phillips, R., INS/GPS Integration Architectures, Draper Laboratory Report P-4104, Cambridge, MA, February 2003. Also in NATO RTO Lecture Series 232, Advances in Navigation Sensors and Integration Technology. October 2003. p. 5-1 – 5-15.
4. Тихонов В.И., Миронов М.А. Марковские процессы. – М.: Сов. радио, 1977. – 487 с.
5. Стратанович Р.Л. Условные марковские процессы и их применение к теории оптимального управления. – М.: МГУ, 1966. – 319 с.
6. Ярлыков М.С. Статистическая теория радионавигации. – М.: Радио и связь, 1985. – 334 с.