

УДК 629.05

Алгоритм бесплатформенной курсовертикали на MEMS – датчиках

Мкртчян В.И., студент

*Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,
кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»*

Научный руководитель: Салычев О.С., д.т.н.

Россия, 105005, г. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана,

Генеральный конструктор, ООО «ТеКнол»

Россия, 117246 г. Москва

bauman@bmstu.ru

Доступность микромеханических чувствительных элементов MEMS (MicroElectroMechanical Systems) на рынке, их малые габариты и низкая цена объясняют расширение области применения таких датчиков. В частности, MEMS – гироскопы и MEMS – акселерометры широко применяются в качестве инерциальных чувствительных элементов при создании бесплатформенных систем ориентации (курсовертикалей).

Курсовертикаль предназначена для нахождения углов ориентации подвижного объекта, то есть, для определения углов курса, тангажа и крена (H , ϑ , γ соответственно). Именно эти углы задают взаимную ориентацию связанного с подвижным объектом трехгранника по отношению к географическому трехграннику.

В бесплатформенной курсовертикали (далее БКВ) датчики угловой скорости измеряют проекции абсолютной угловой скорости подвижного объекта на оси связанного трехгранника. Поэтому, в БКВ необходимо в каждый момент времени знать матрицу перехода от связанного трехгранника к географическому трехграннику, элементы которой однозначно определяют углы ориентации объекта. Данная матрица направляющих косинусов является аналитическим образом гиростабилизированной платформы. Гироплатформа материализует платформенный трехгранник, который в условиях идеальной работы совпадает с географическим трехгранником. В реальности, из-за ошибок начальной выставки, а также из-за погрешности датчиков платформа отклонена от горизонта и развернута в азимуте на неизвестные углы. Вычисление матрицы направляющих косинусов осуществляется на основании показаний датчиков угловой

скорости либо с помощью кватернионной алгебры, либо с помощью уравнения Пуассона. Так устроен классический алгоритм решения задачи ориентации.

Объектом испытаний в данной работе является бесплатформенная инерциальная навигационная система «КомпаНав – 2М», продукт компании ООО «ТеКнол». В качестве чувствительных элементов в данной системе используются микроэлектромеханические датчики угловой скорости (измеряющие проекции абсолютной угловой скорости $\overline{\omega_B}$ подвижного объекта на оси связанной системы координат) и микроэлектромеханические акселерометры (измеряющие проекции кажущегося ускорения подвижного объекта $\overline{f_B}$ на связанные оси). Чувствительные элементы образуют инерциальный измерительный блок IMU (Inertial Measurement Unit). Система испытывалась на летательном аппарате – вертолёте Ми-8. Ввиду значительной величины скорости дрейфа MEMS – гироскопов, платформенный трехгранник отклонен от географического трехгранника на большие по величине углы – ошибки. Поэтому для системы, построенной на грубых датчиках, традиционный алгоритм решения (в его первоизданном виде) непригоден.

В системе низкого класса точности вычисление истинного курса в автономном режиме практически невозможно, поэтому, гироскопический курс бесплатформенной системы корректируется с помощью спутниковой навигационной системы (СНС или GNSS (Global Navigation Satellite Systems)), обеспечивающей пользователя значением путевого угла. Следует отметить, что сигнал СНС всегда запаздывает на некоторое время (порядка **0.5 ... 1.0** с по скорости и порядка **0.1 ... 0.2** с по координатам), а БКВ позволяет компенсировать это запаздывание. Демонстрация этого факта приведена на рисунке 1. Таким образом, основной задачей модернизации традиционного вычислительного алгоритма является улучшение показаний БКВ по углам крена и тангажа, т.е., уменьшение отклонения образа гироплатформы от горизонта.

Информацию об этом отклонении несут проекции кажущегося ускорения объекта на оси платформенной системы координат, поскольку в каждой из них помимо полезной составляющей присутствует ошибка, основная часть которой – проекция ускорения силы тяжести \vec{g} . Оценив данную ошибку, к платформе прикладывают управляющую угловую скорость $\overline{\omega^2}$, пропорциональную этой ошибке (с коэффициентом пропорциональности **K**). Организуется тем самым, отрицательная обратная связь. Управляющая угловая скорость «доворачивает» образ гироплатформы до горизонта.

Оценку ошибок платформенных ускорений и последующую коррекцию системы ориентации можно проводить двумя основными способами:

- 1) использованием информации от внешних источников (в частности, от СНС)

2) выделением полезной составляющей платформенного ускорения.

Первый способ может быть осуществлен следующим образом. Пусть V – путевая скорость объекта, обеспечиваемая сигналом от СНС. Вектор путевой скорости лежит в плоскости горизонта. Будем считать, что угол между проекцией продольной оси объекта на горизонт и вектором путевой скорости (угол сноса) равен нулю. Тогда $a = dV/dt$ – проекция продольного ускорения объекта на плоскость горизонта. Далее, $\dot{H} = dH/dt$ – угловая скорость разворота по курсу, где H – гироскопический курс, который обеспечивает БКВ (рассчитывается из матрицы направляющих косинусов). Тогда $V * \dot{H}$ – центростремительное ускорение. Пусть x, y – проекции поперечной и продольной осей объекта соответственно на платформу. Если нам известен вектор кажущегося ускорения объекта в связанной системе координат, то с помощью матрицы направляющих косинусов этот вектор может быть пересчитан в платформенную систему координат. Пусть f_x и f_y – проекции вектора ускорения объекта в платформенной системе координат на оси x и y соответственно. Тогда выделение ошибочных проекций \vec{g} :

$$\begin{aligned}\delta f_x &= f_x - V * \dot{H}, \\ \delta f_y &= f_y - a.\end{aligned}$$

Структурная схема данного способа коррекции приведена на рисунке 2, а результат этой коррекции – на рисунке 3. Среднеквадратичное отклонение от истинных значений по углам крена и тангажа составляет для данной системы $0.2^\circ \dots 0.5^\circ$.

Движение со значительным углом сноса характерно лишь в особых режимах полёта летательного аппарата (например, режим «висение» на вертолёте). Для таких режимов вышеприведенные формулы для ошибок ускорений неверны, поскольку проекция продольного ускорения на горизонт не равна dV/dt , а проекция поперечного ускорения на горизонт не равна $V * \dot{H}$.

Отметим, что поскольку в бесплатформенных системах гироскопическая платформа представлена аналитически, существует возможность создания в бортовом компьютере нескольких платформ, корректируемых по-разному: как с разными коэффициентами обратных связей, так и разными способами.

Второй способ коррекции применяется, когда сигнал от СНС недоступен. Т.о., пользователя необходимо обеспечить значениями углов крена и тангажа в автономном режиме. Способ основан на том факте, что ошибочные проекции вектора \vec{g} меняются во времени с низкой частотой. Полезная составляющая платформенного ускорения – высокочастотный сигнал, отражающий динамику объекта. Значит, низкочастотные

составляющие проекций вектора ускорения на платформенные оси можно использовать в качестве сигнала корректирующей обратной связи. Данная процедура не требует использования внешней информации и может быть реализована в автономном режиме.

Результат данной коррекции – на рисунке 4. Среднеквадратичное отклонение от эталонных значений по углам крена и тангажа составляет в этом случае $0.3^\circ \dots 1.0^\circ$.

В условиях реального полёта существуют промежутки времени, когда СНС недоступно. Поэтому в вычислительном алгоритме БКВ должны сочетаться 1-ый и 2-ой способы коррекции. Выходные решения задачи ориентации (углы крена и тангажа соответственно γ^{out} и ϑ^{out}), являются комбинациями решений, полученных по первому способу коррекции (углы γ_1 и ϑ_1) и по второму способу (углы γ_2 и ϑ_2). Выходной курс является комбинацией H^* и H , где интегрированное значение курса H^* получается путем корректирования гироскопического курса H с помощью путевого угла H_{tr} , доступного от СНС. В случае пропадания сигнала от СНС алгоритм переходит в режим GNSS Gap (о котором судят по параметру снижения точности DOP), тогда выходной курс продолжает рассчитываться через элементы матрицы направляющих косинусов от того значения, на котором пропал сигнал СНС. В этом состоит принцип многоплатформенности, позволяющий получить оптимальное решение в условиях нестабильного приема сигнала СНС. Структурная схема многоплатформенной системы приведена на рисунке 5.

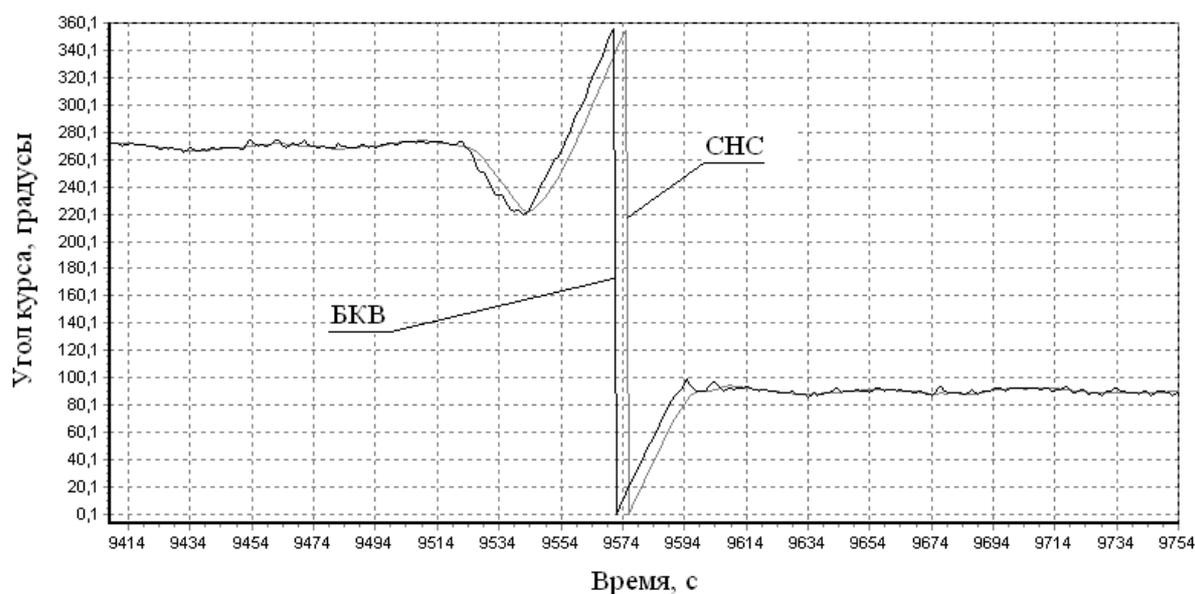


Рис. 1. Комплексированный курс

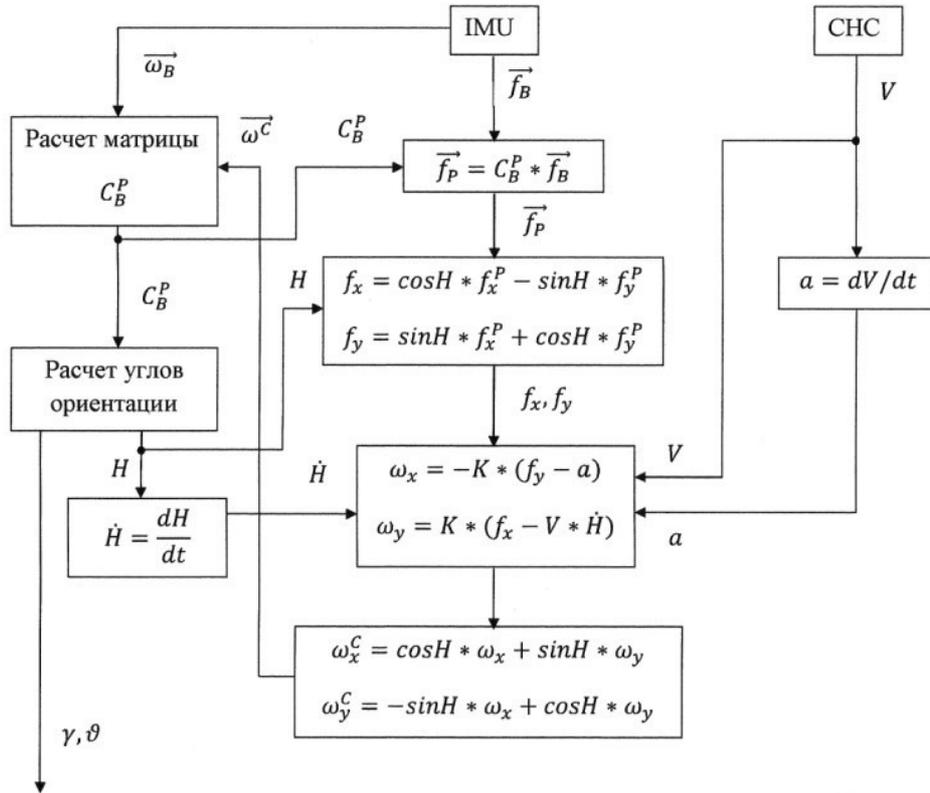
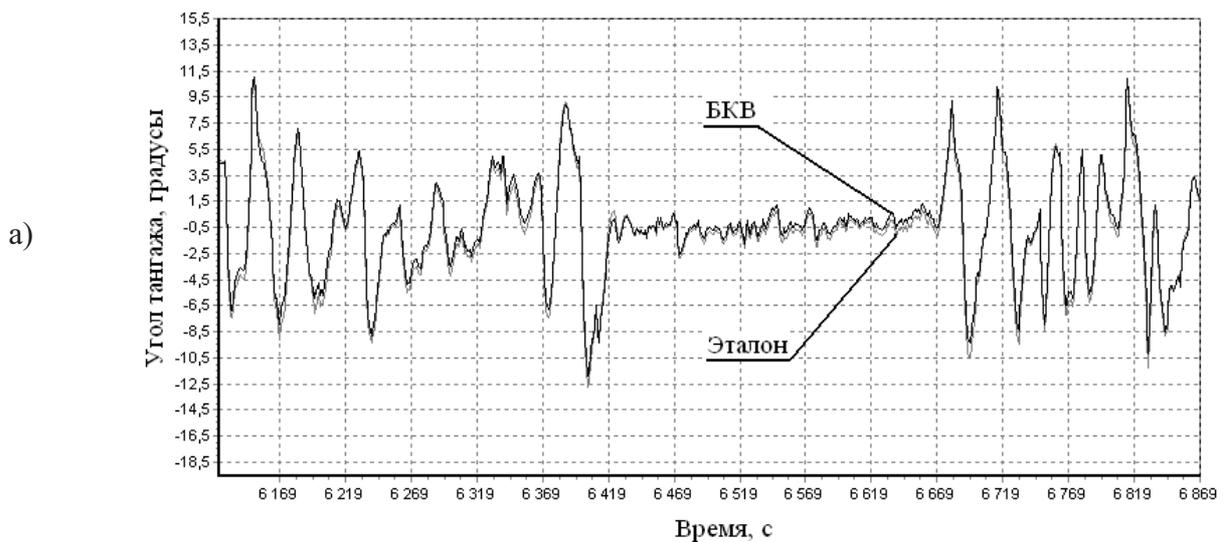


Рис. 2. Структурная схема алгоритма с коррекцией от внешнего источника



б)

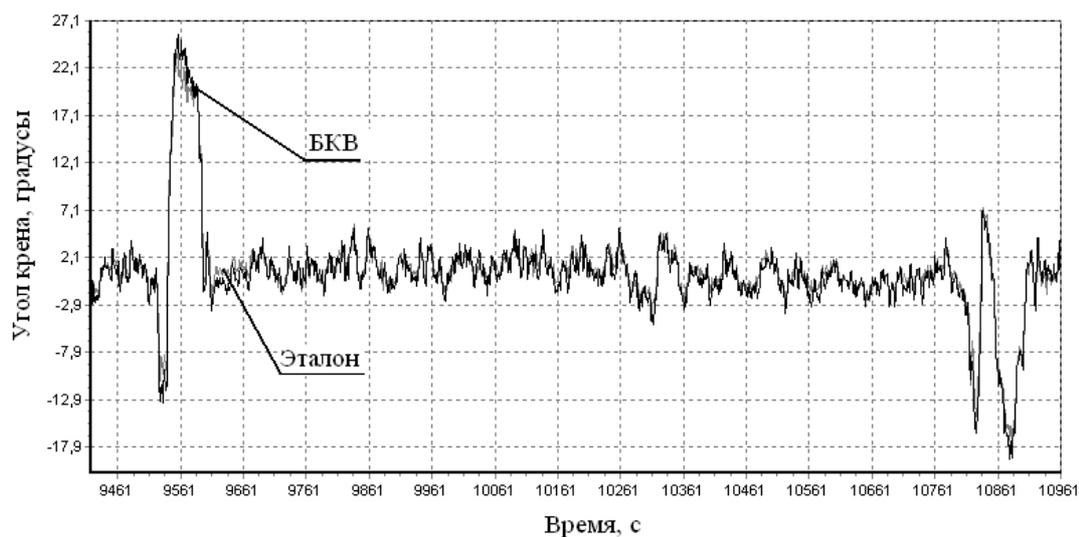
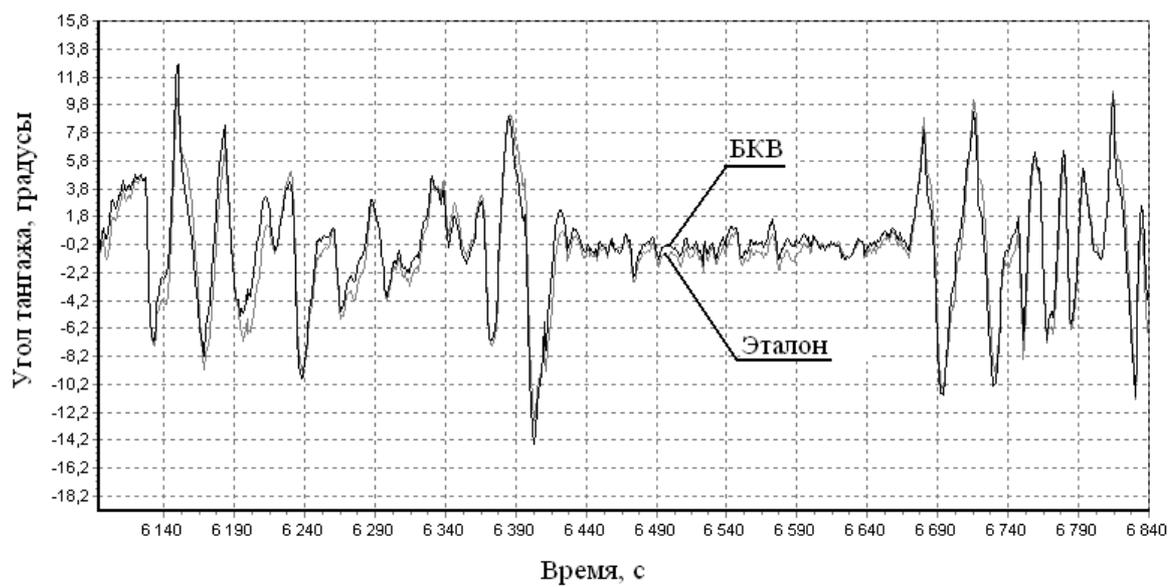


Рис. 3. Результат работы алгоритма с 1-ым способом коррекции: а) угол тангажа;
б) угол крена

а)



б)

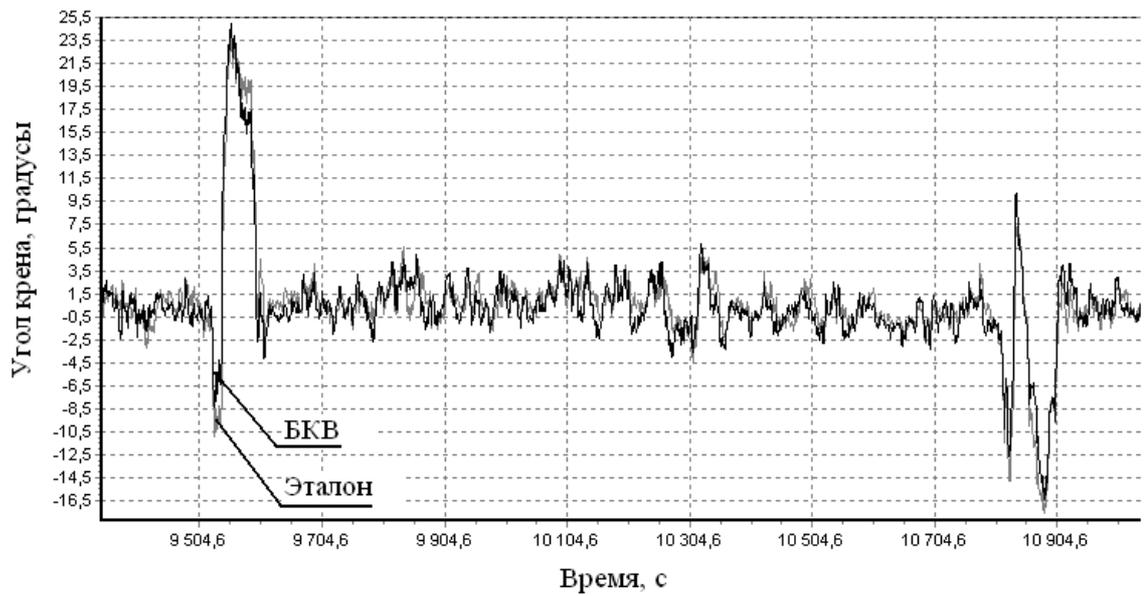


Рис. 4. Результат работы алгоритма со 2-ым способом коррекции: а) угол тангажа;
б) угол крена

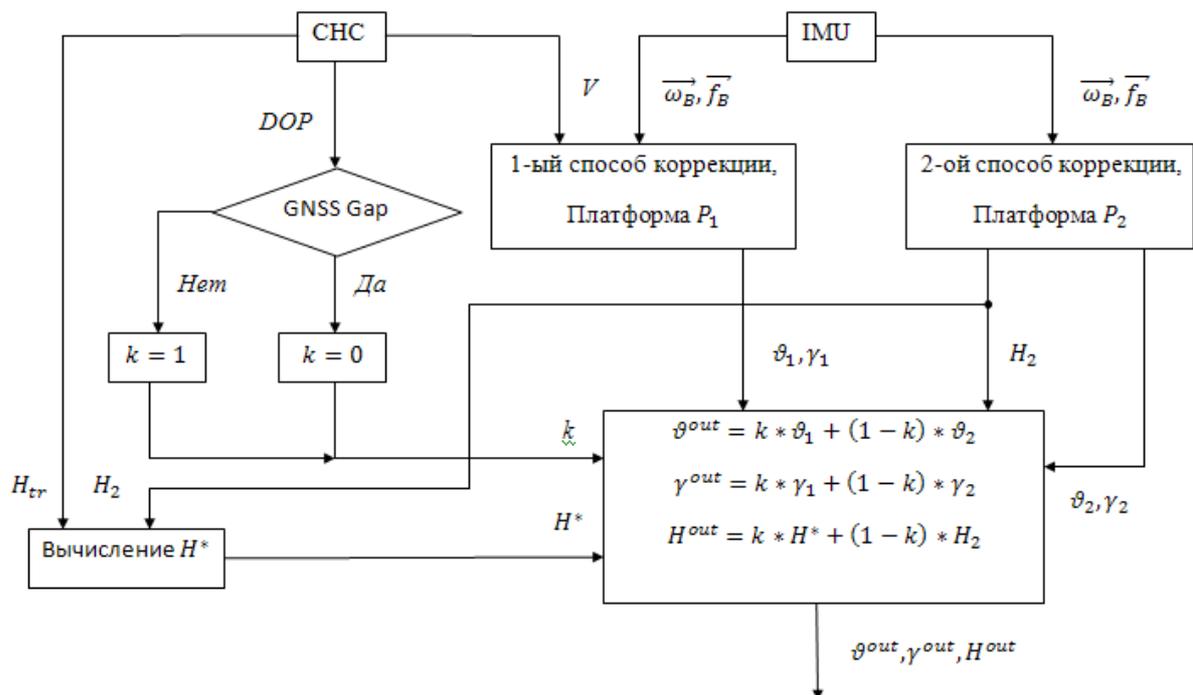


Рис. 5. Структурная схема многоплатформенной системы

Список литературы

1. Salychev, O.S., Applied Inertial Navigation: Problems and Solutions, Moscow: Bauman MSTU Press, 2004.
2. Salychev, O.S., MEMS-based Inertial Navigation: Expectations and Reality, Moscow: Bauman MSTU Press, 2012.
3. Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: Дисс... канд. техн. наук: 05.11.03. – М., 2011. – 133 с.
4. Солодовников В.В., Плотников В.Н., Яковлев А.В. Теория автоматического управления техническими системами. – М.: Изд-во МГТУ, 1993. – 492 с.
5. Titterton, D.H., Weston, J.L., Strapdown Inertial Navigation Technology, 2nd ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics Inc., 2009.
1. 6. C/C++. Программирование на языке высокого уровня / Т.А. Павловская. – СПб.: Питер, 2013. – 461 с.: ил.