

УДК 621.382

**Модель комплекса системы стабилизации углового движения беспилотного
летательного аппарата**

А.И. Страхов

Студент, кафедра «Системы автоматического управления»

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

Научный руководитель: А.А. Карпунин,

к.т.н., доцент кафедры «Системы автоматического управления»

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

МГТУ им. Н.Э. Баумана

astrahov90@gmail.com

В настоящее время актуальной задачей является создание малых беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) самолетного типа, пригодных для облета территории, для получения различной полезной информации. Например, БПЛА может получать визуальные данные с помощью цифровой камеры, записывать полученную информацию на встроенный накопитель, который будет прочитан по возвращении на базу. Относительная безопасность технического средства обеспечивается его малыми размерами. Автономность БПЛА позволяет уменьшить вероятность его обнаружения за счет исключения связи с командным пунктом во время выполнения задания.

Целью данной работы является разработка системы стабилизации углового движения подобного БПЛА на основе массово доступных аппаратных компонентов и может быть сформулирована следующим образом: разработать модель комплекса системы стабилизации углового движения БПЛА на основе цифрового сигнального процессора (ЦСП) STM32F407VGT6 фирмы ST Microelectronics, совмещенного 3-х степенного датчика угловых скоростей (ДУС) и 3-х степенного акселерометра MPU-6050 фирмы InvenSense, а также сервомашинки SG-90 фирмы Tower Pro.

Задачи исследования, вытекающие из поставленной цели:

1. изучить построение систем стабилизации, применяемых на беспилотных летательных аппаратах (БПЛА) самолетного типа;
2. сформировать схему системы стабилизации углового движения БПЛА;
3. разработать программное обеспечение для требуемой системы;
4. провести натурные испытания получившейся системы на точность;
5. сделать выводы о возможности применения системы в серийном производстве.

Летательный аппарат должен занимать определенные угловые положения по отношению к вектору скорости центра масс, различные в разных условиях полета. Придание летательному аппарату определенных угловых положений, осуществляемое человеком или специальной системой, составляет основную задачу управления угловыми движениями. При этом угловые координаты и их производные, характеризующие движение летательного аппарата по отношению к центру масс, остаются неизменными или меняются по определенным законам. Обычно управление производится углами тангажа, крена, рысканья, атаки, скольжения и их производными.

Система автоматического управления угловыми движениями летательного аппарата нередко называется системой стабилизации (ССт).

Системы автоматического управления летательными аппаратами являются многоконтурными. Необходимость применения многоконтурных систем обусловлена тем, что движение летательного аппарата характеризуется многими координатами, требующими раздельного или связанного управления.

На рисунке 1 показана функциональная схема ССт. В простейшем случае она состоит из чувствительных элементов, корректирующих устройств, счетно-решающих устройств, усилительных устройств и исполнительных механизмов. Чувствительные элементы служат для получения информации о процессах, протекающих в регулируемом объекте. Преобразование и переработка информации осуществляются в корректирующих и счетно-решающих устройствах. В этих устройствах сигналы фильтруются, сглаживаются, после чего производится вычисление производных и интегралов. На основе преобразованных сигналов формируется закон управления. В усилительных устройствах происходит усиление сигналов по мощности до значений, необходимых для подачи на исполнительные механизмы.

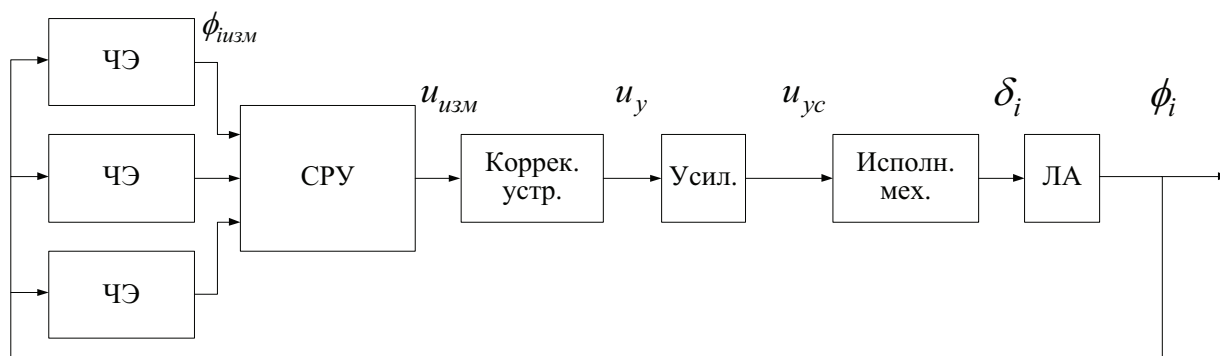


Рис. 1. Функциональная схема ССт

Структурные особенности ССт как системы автоматического управления оцениваются его законом управления. Под законом управления ССт подразумевается зависимость выходного сигнала исполнительного механизма от входных сигналов. Эта зависимость представляет собой передаточную функцию ССт.

Входные сигналы ССт зависят от координат, характеризующих режим полета летательного аппарата, положение регулирующих органов и т. д.

В реальных системах управления зависимость между выходными и входными сигналами отличается от закона управления вследствие того, что элементы систем обладают динамическими погрешностями.

Рассмотрим типовую структурную схему системы стабилизации угла тангажа, использующей свободный гироскоп (СГ) и ДУС в качестве чувствительных элементов. Структурная схема показана на рисунке 2.

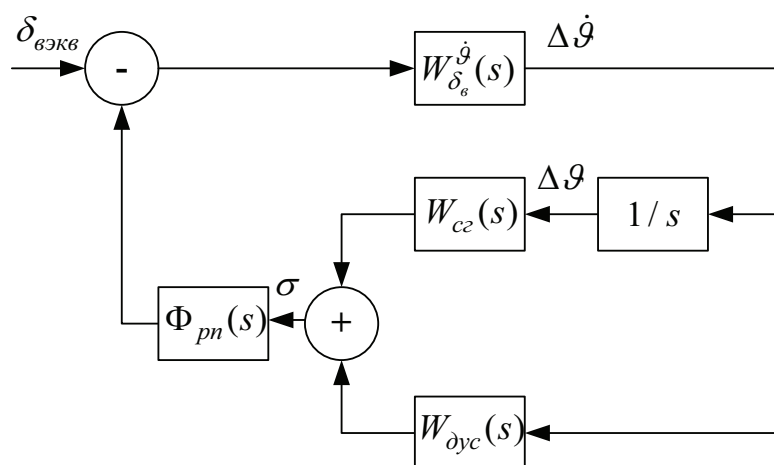


Рис. 2. ССт угла тангажа с СГ и ДУС

На рисунке 2 показаны:

$\delta_{вэКв}$ – эквивалентное отклонение руля высоты вследствие действия шарнирного момента;

$W_{j_n}^{\dot{\theta}}$ – передаточная функция ЛА по угловой скорости угла тангажа;

$W_{\text{дус}}$ – передаточная функция ДУС;

$W_{\text{сз}}$ – передаточная функция СГ;

Φ_{pn} – передаточная функция рулевого привода.

В дальнейшем предполагается, что шарнирный момент, возникающий на рулях высоты, пренебрежимо мал по сравнению с моментом, развиваемым рулевым приводом. Вследствие этого эквивалентным отклонением руля высоты будем пренебрегать.

На предварительном этапе был произведен выбор типа датчиков и исполнительного устройства среди имеющихся на рынке. Их основные характеристики:

1. датчик угловых скоростей цифровой MPU-6050:
 - a. диапазон измерений: от -250 до 250 °/с;
 - b. Цена младшего разряда АЦП: 131 ЕМР/(° /с);
 - c. Время старта: 30 мс;
2. акселерометр цифровой MPU-6050:
 - a. Диапазон измерений: от -8 до 8 °/с;
 - b. Цена младшего разряда АЦП: 4096 ЕМР/g;
 - c. Время старта: 30 мс;
3. сервомашинка SG-90:
 - a. Диапазон вращения: от -90 до 90 °/с;
 - b. Скорость вращения (без нагрузки): 500 °/с;
 - c. Момент: 1 кг/см.

Далее рассматривается в первом приближении схема сопряжения устройств между собой и формируется алгоритм работы системы стабилизации угла по одному каналу. Упрощенная электрическая схема соединения устройств показана на рисунке 3.

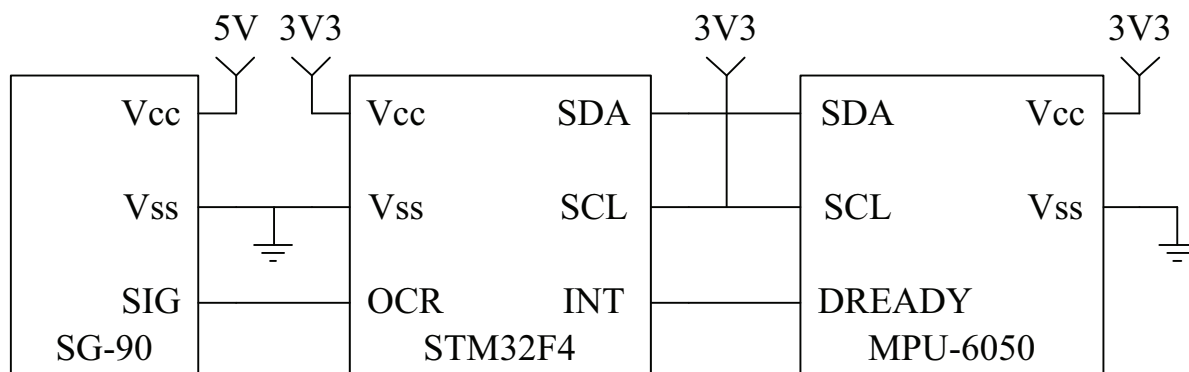


Рис. 3. Упрощенная электрическая схема соединения устройств

На данном рисунке не указаны развязывающие конденсаторы и прочие вспомогательные компоненты. Исходя из данной схемы, можно сформировать предварительный алгоритм работы системы стабилизации ПД-законом регулирования. В качестве сигнала готовности данных, датчик устанавливает логическую единицу на выводе DREADY, по которому со стороны микроконтроллера вызывается прерывание. Алгоритм работы показан на рисунке 4, алгоритм прерывания показан на рисунке 5.



Рис. 4. Предварительный алгоритм работы системы стабилизации

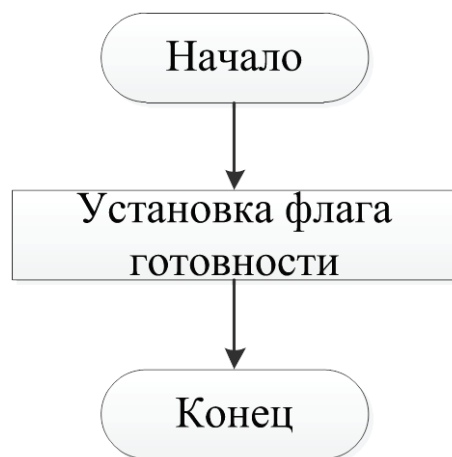


Рис. 5. Алгоритм обработки прерывания по готовности датчика

После разработки соответствующего программного кода производились испытания полученной системы и измерены данные углов и угловых скоростей. Для съема данных использовалась специально разработанная методика с использованием интерфейса USART, Результаты эксперимента показаны на рисунках 6 – 11.

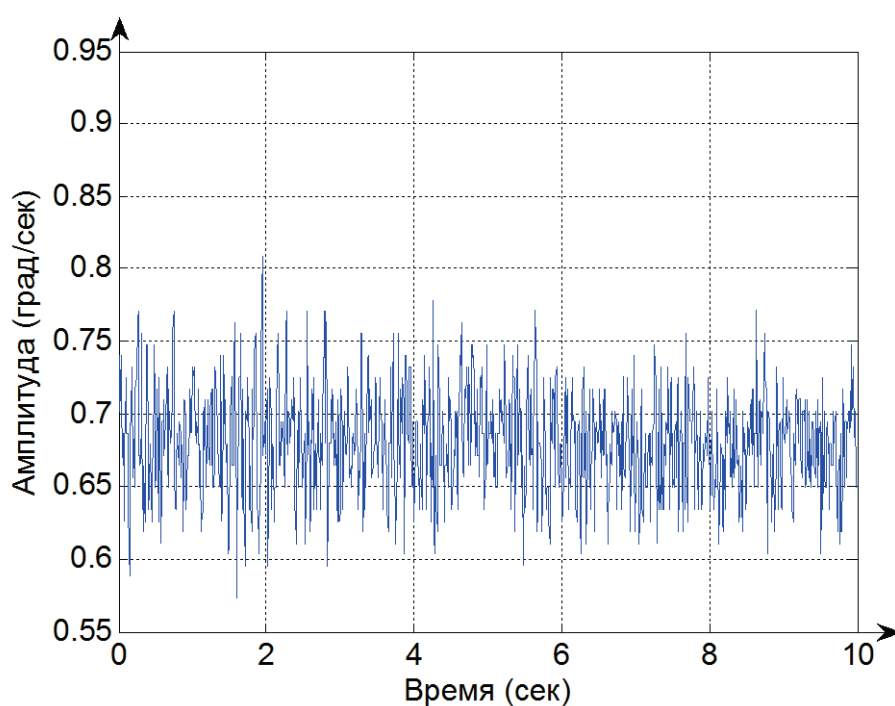


Рис. 6. Угловая скорость крена

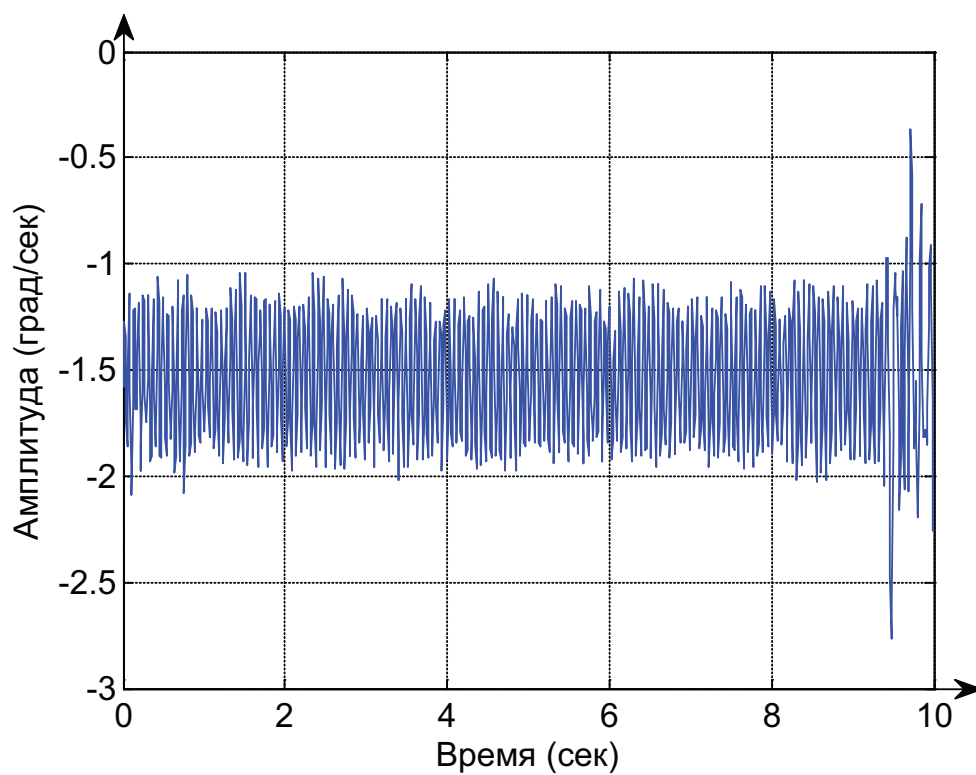


Рис. 7. Угловая скорость рысканья

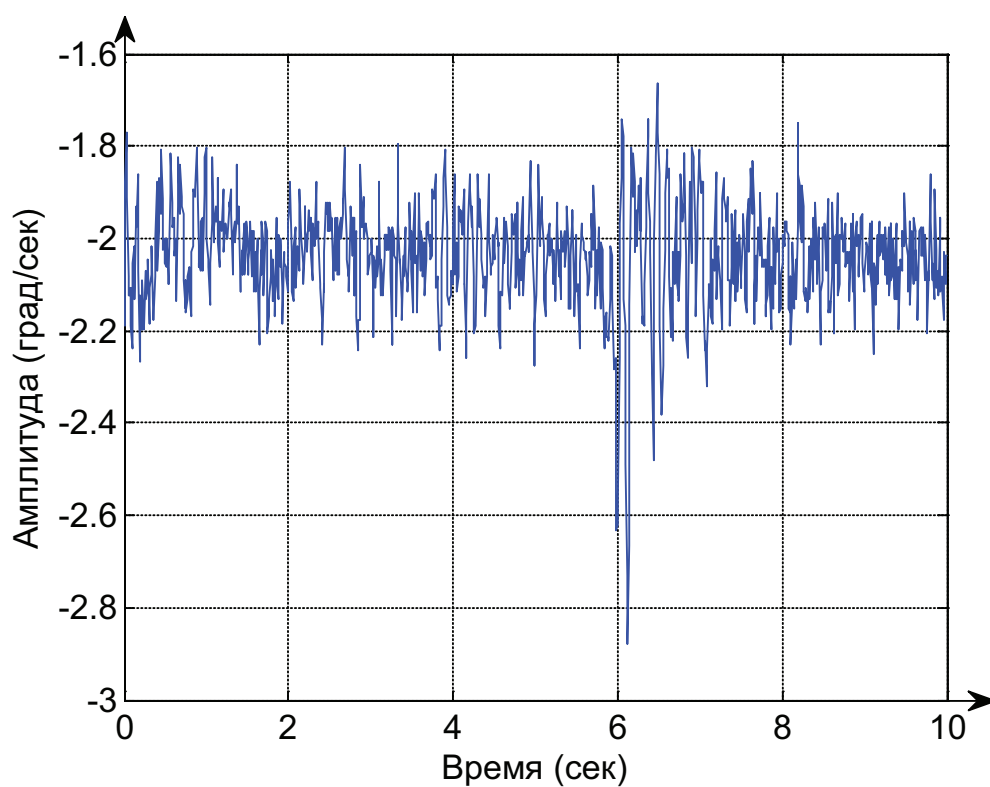


Рис. 8. Угловая скорость тангажа

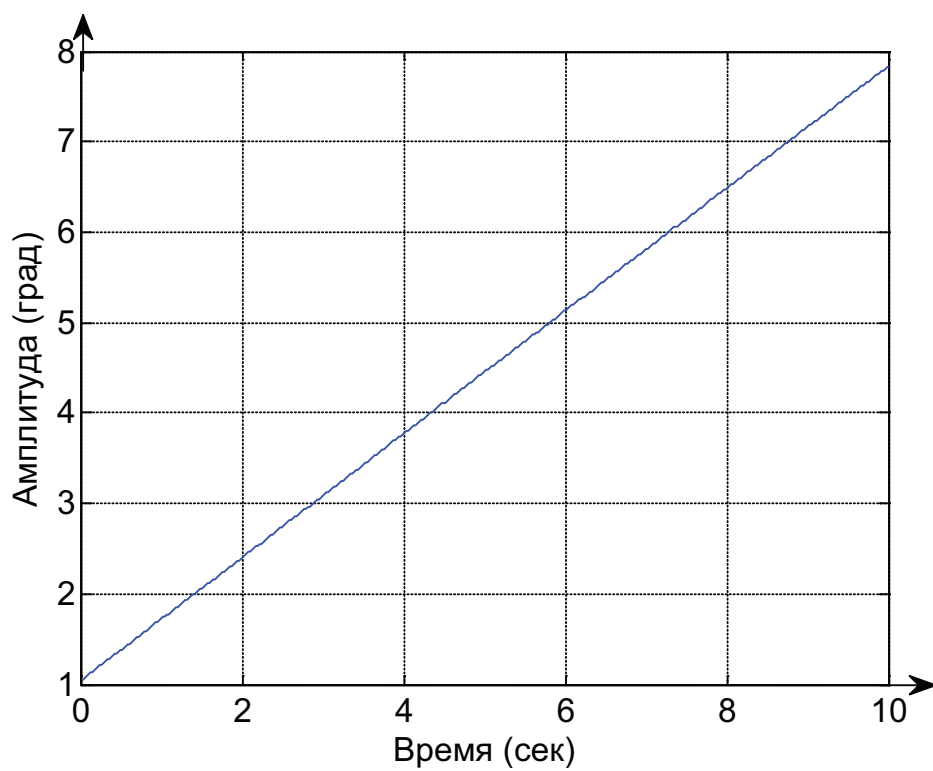


Рис. 9. Угол крена

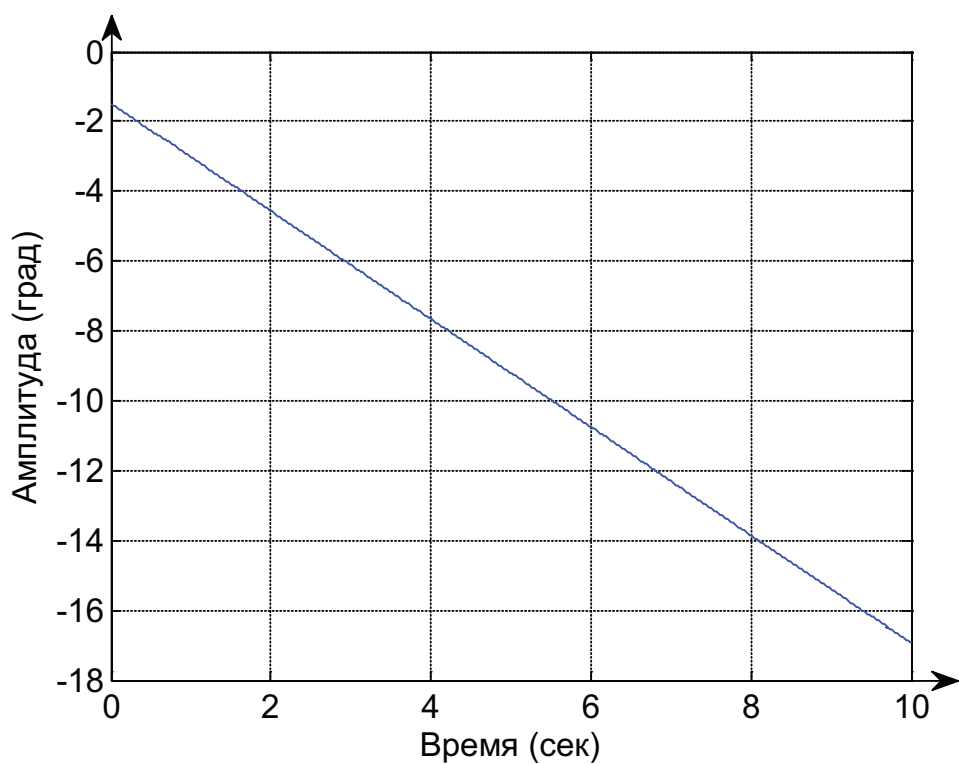


Рис. 10. Угол рысканья

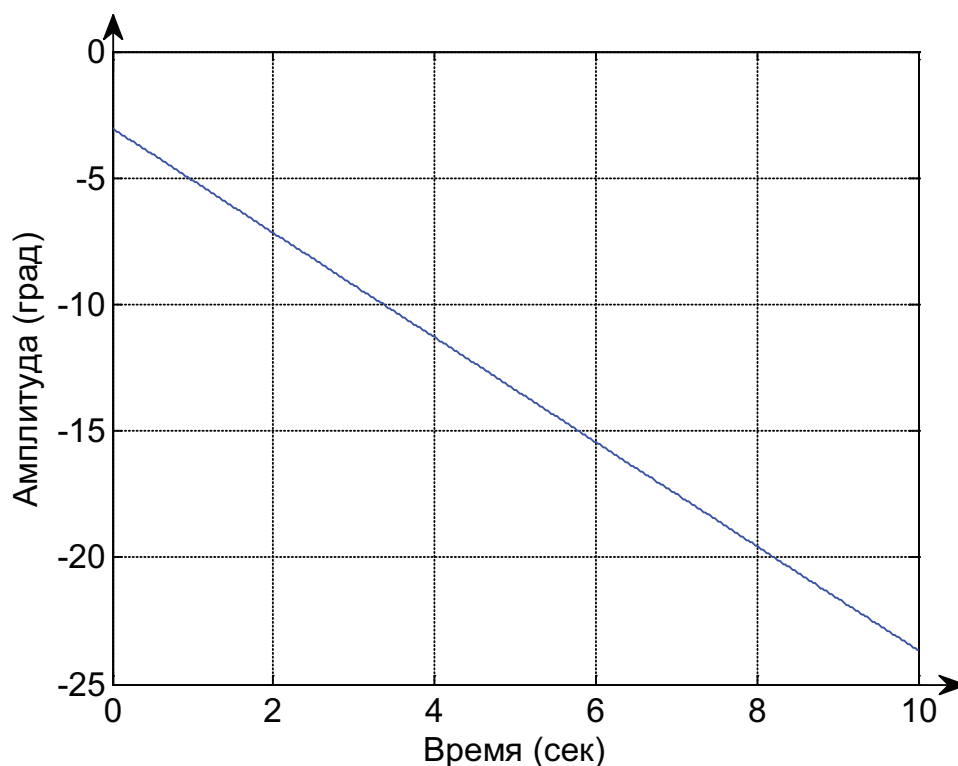


Рис. 11. Угол тангажа

Из полученных графиков видно, что у данного датчика имеется несколько характерных проблем: шумы сигнала на выходе датчика, смещение нуля датчика и всплески сигнала на выходе. В качестве решения данных проблем выполнялась пороговая фильтрация, калибровка датчика путем определения среднего смещения по каждой из осей за некоторый интервал времени, низкочастотная фильтрация получившихся данных. Структурная схема алгоритмов пороговой фильтрации и калибровки гироскопа показаны на рисунках 12 и 13. Низкочастотная фильтрация будет осуществляться встроенными средствами гироскопа.

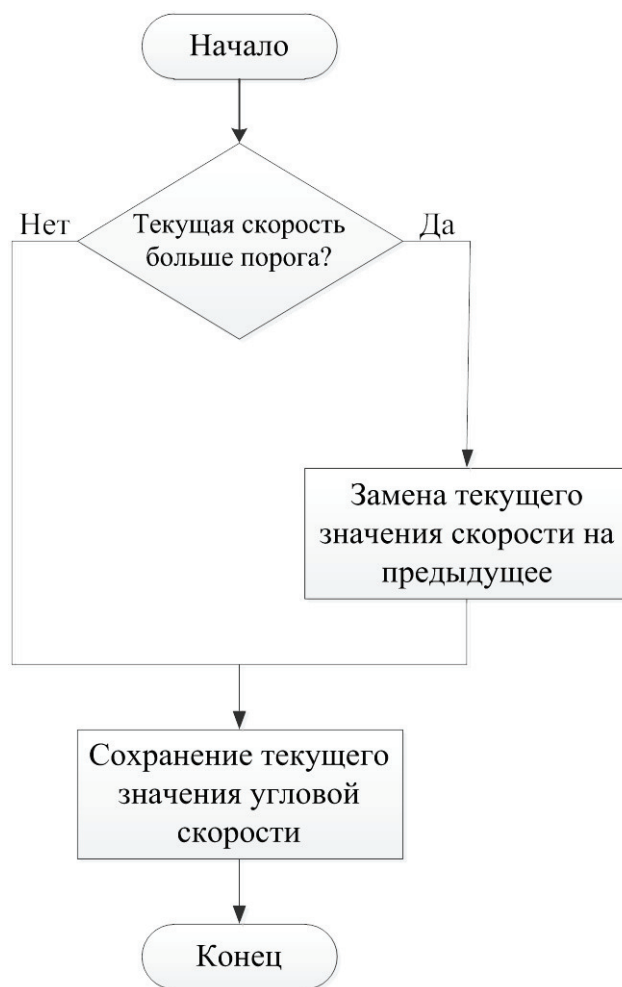


Рис. 12. Структурная схема алгоритма пороговой фильтрации



Рис. 13. Структурная схема алгоритм определения среднего смещения

После доработки соответствующего программного кода производились испытания полученной системы и получены данные углов и угловых скоростей. Для съема данных использовалась специально разработанная методика с использованием интерфейса USART.

Результаты эксперимента показаны на рисунках 14-19. Калибровка производилась на протяжении 6000 тактов, что эквивалентно 1 минуте работы гироскопа. Порог фильтрации выставлен в 1 градус в секунду, как превышающий разброс результатов из предыдущих экспериментов в несколько раз.

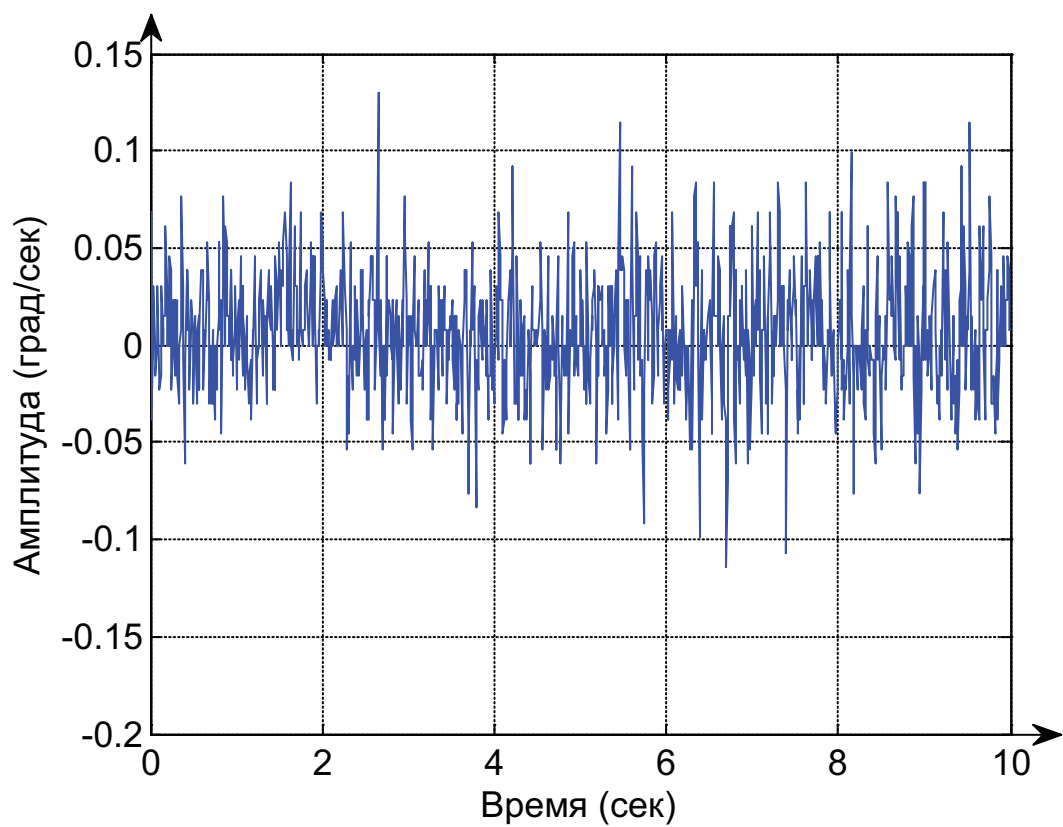


Рис. 14. Угловая скорость крена

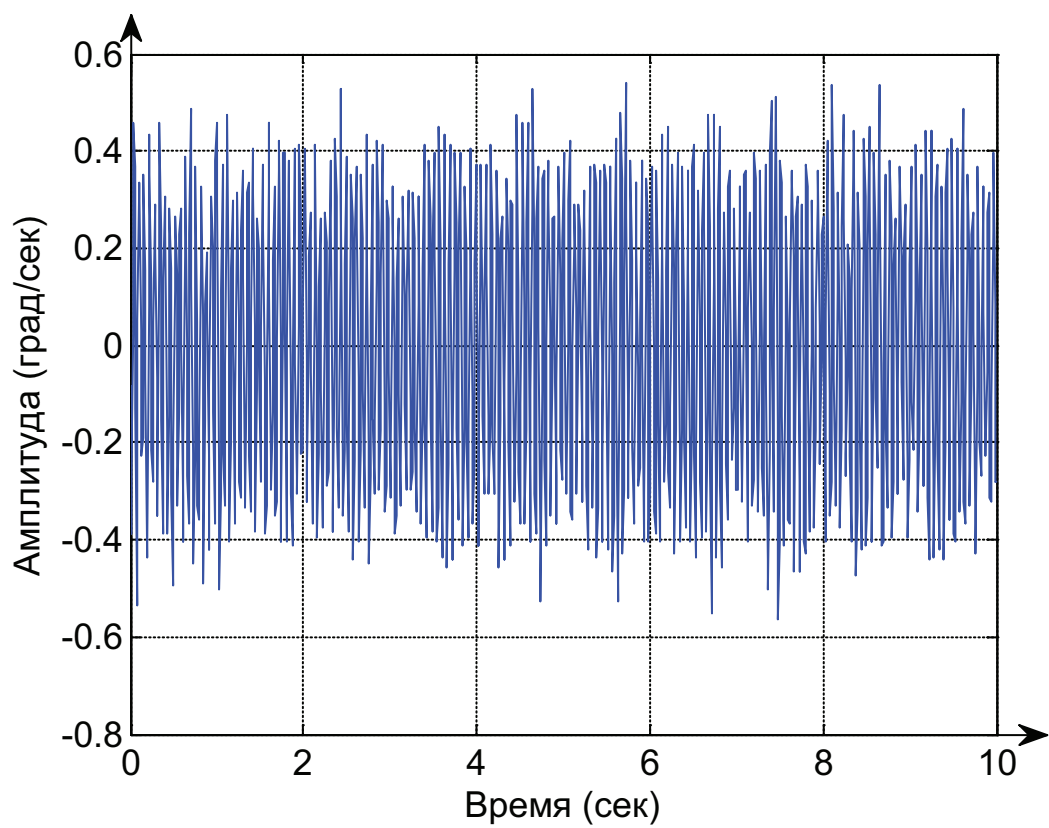


Рис. 15. Угловая скорость рысканья

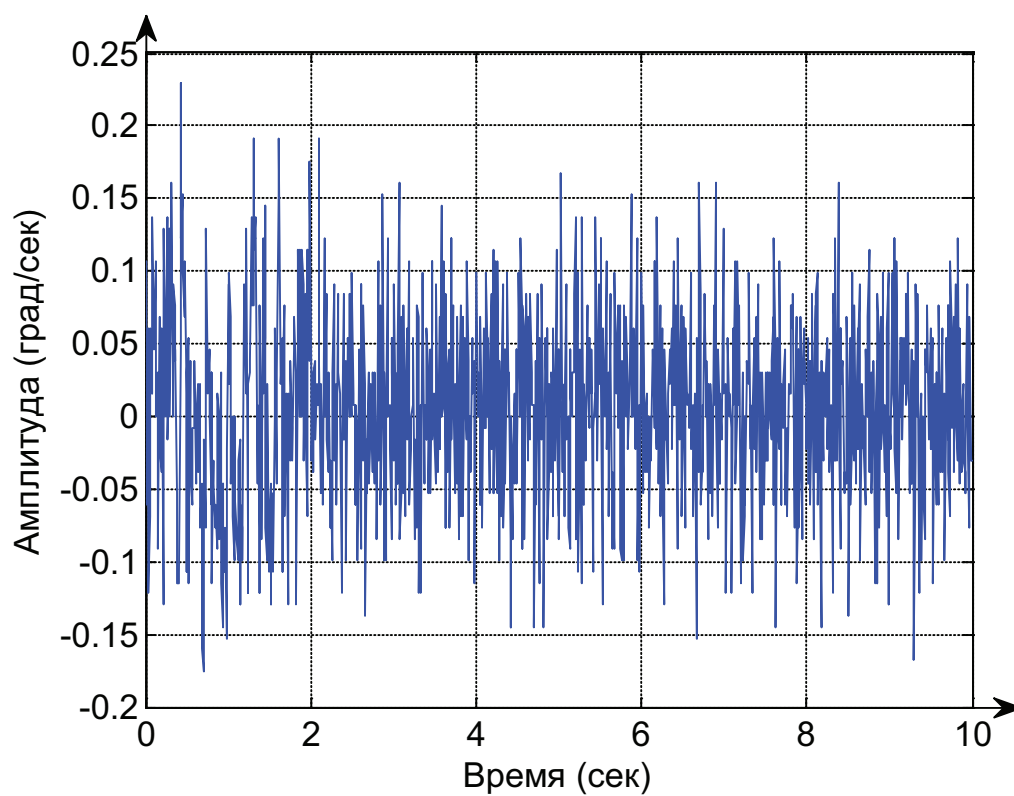


Рис. 16. Угловая скорость тангажа

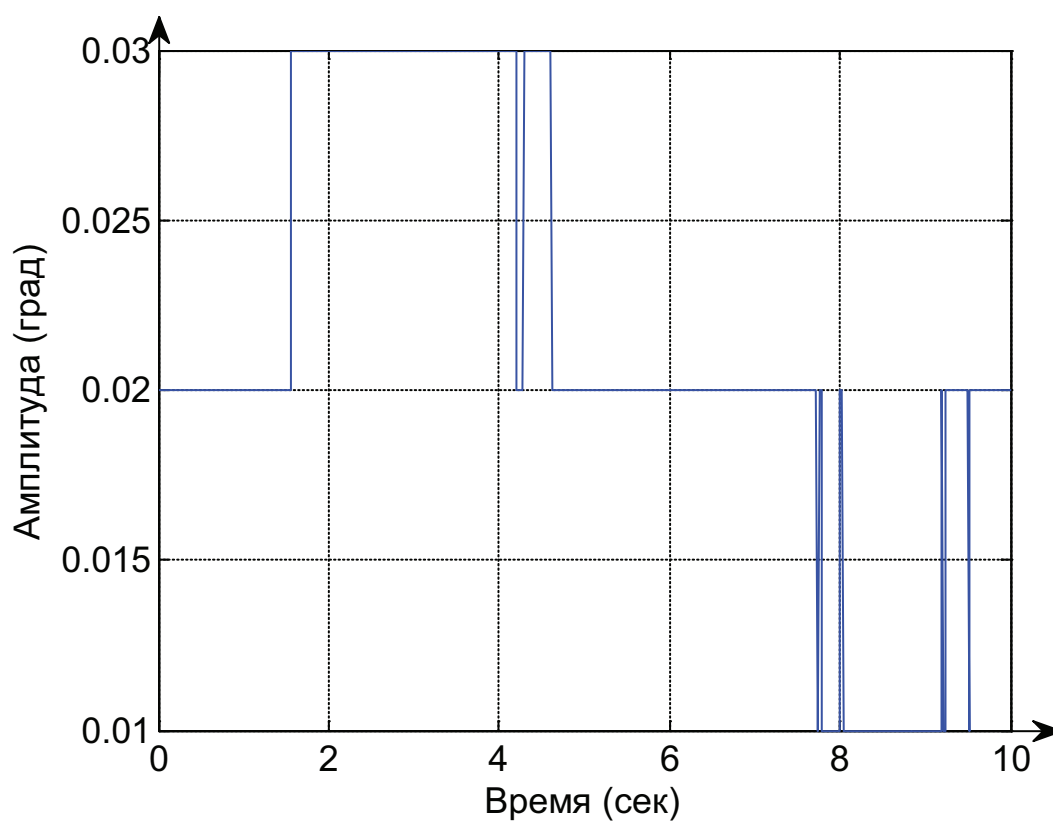


Рис. 17. Угол крена

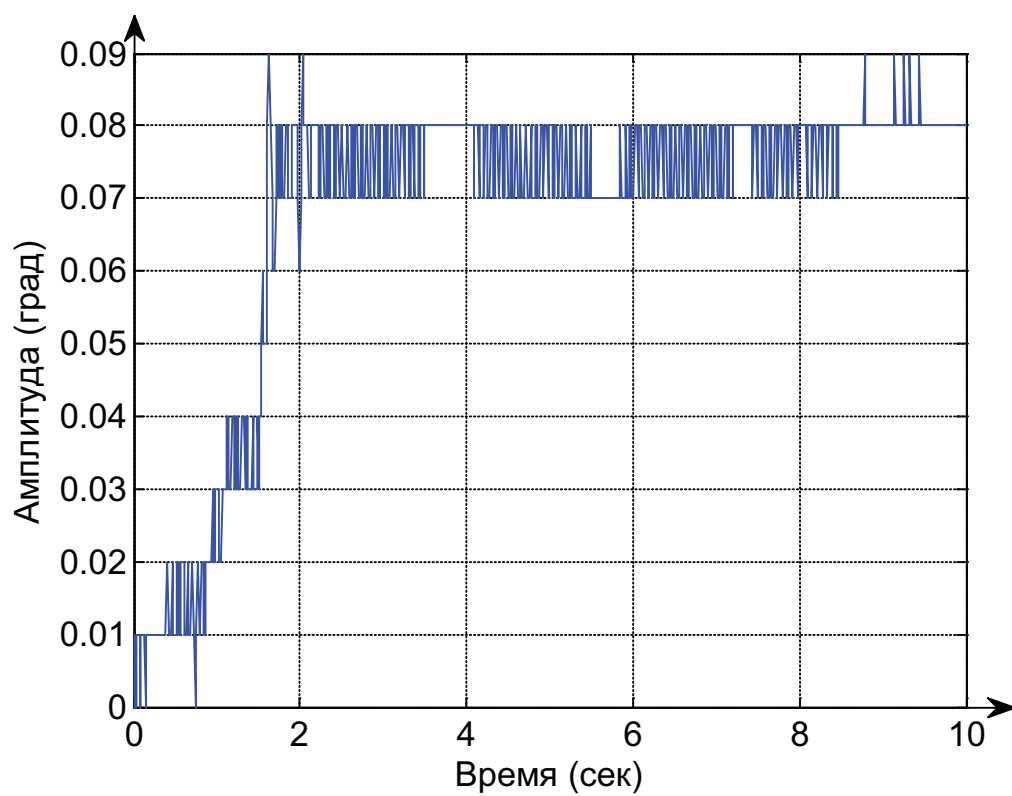


Рис. 18. Угол рысканья

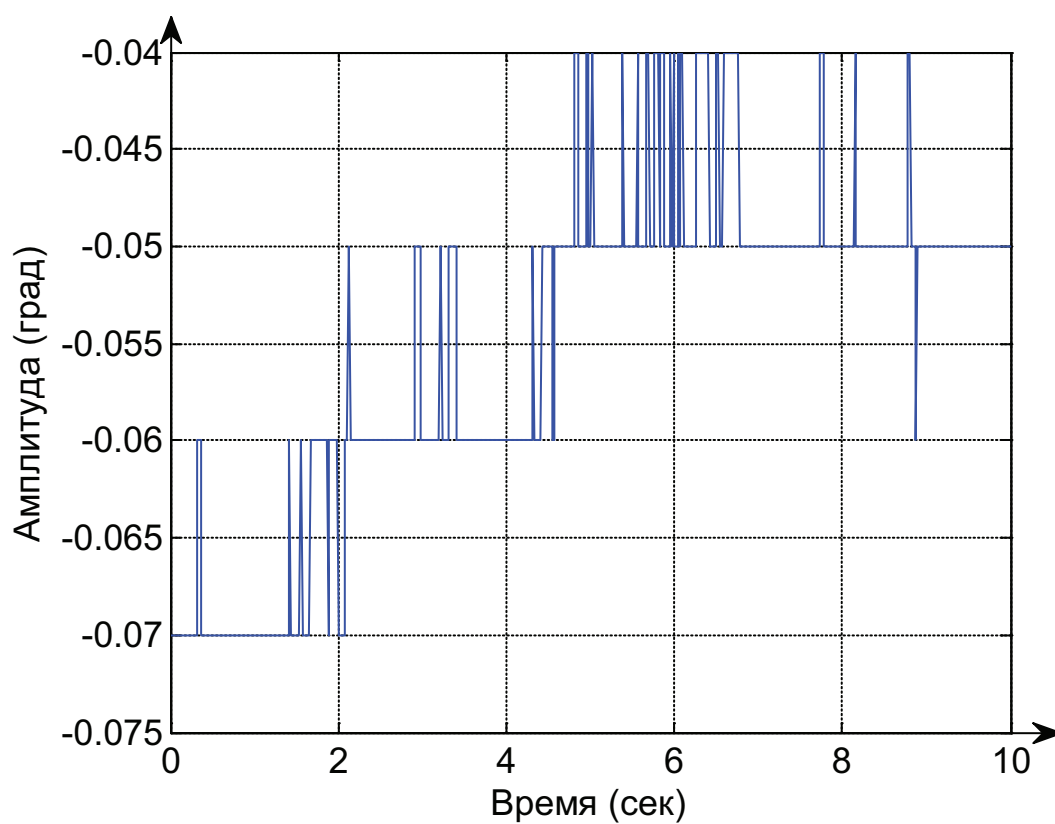


Рис. 19. Угол тангажа

При этом получились следующие значения смещения нуля гироскопа:

$$\begin{cases} \Delta\omega_x = 0.649695^\circ / c, \\ \Delta\omega_y = -1.52389^\circ / c, \\ \Delta\omega_z = -2.05802^\circ / c. \end{cases}$$

Из полученных графиков видно, что сигнал стал более чистым, среднее значение приблизилось к нулю. Однако данному датчику присущ случайный дрейф нуля, поэтому для нормальной работы системы требуется коррекция данных углового положения. В первом приближении ее можно осуществлять с помощью акселерометра. До реализации алгоритма коррекции серийное производство системы невозможно.

Таким образом, в ходе выполнения данной работы были рассмотрены общие сведения о составе и принципах функционирования системы стабилизации БПЛА. Были предложены и проанализированы варианты аппаратной реализации данной системы. Было выбрано соответствующее оборудование и разработан программный код. Был проведен эксперимент с разработанной системой и сняты данные с датчиков. Решены проблемы плохого качества снимаемых сигналов. В среде Matlab было реализовано отладочное программное обеспечение, облегчающее получение информации с прибора. Задачи, поставленные в ходе данного курсового проекта, были выполнены полностью.

Список литературы

1. Лебедев А.А., Чернобровкин Л.С. Динамика полета беспилотных летательных аппаратов: Учебное пособие для вузов. — М.: Машиностроение, 1973. — 616 с.
2. Боднер В.А. Системы управления ЛА. — М.: Машиностроение, 1973. — 504 с.
3. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. — М.: Наука, 1974. — 600 с.
4. STM32F4 Reference manual [Электронный ресурс]. — <http://www.st.com> . — (дата обращения: 06.12.2012).
5. MPU-6050 Reference manual [Электронный ресурс]. — <http://www.invensense.com> . — (дата обращения: 06.12.2012).