Константян В.Н.
Konstantyan V.N.

бакалавр Московского
государственного
технического университета
им. Н.Э. Баумана,
г. Москва,
Российская Федерация

Нахушев Р.С.
Nakhushhev R.S.

аспирант, младший
научный сотрудник
Института конструктор-
ско-технологической
информатики
Российской академии наук,
г. Москва,
Российская Федерация

Яхутлов У. М.
Yakhutlov U.M.

аспирант, младший
научный сотрудник
Института конструктор-
ско-технологической
информатики
Российской академии наук,
г. Москва,
Российская Федерация

УДК 621.396

СИСТЕМА ИНЕРЦИАЛЬНОЙ НАВИГАЦИИ КОМПЛЕКСА СИМУЛЯЦИИ ПОЛЕТА

В данной статье рассмотрена структура и принцип работы инерциальной навигационной системы (ИНС) комплекса симуляции полета летательного аппарата, использующего технологию дополненной реальности. Проведен анализ построения таких систем, и выбрана наиболее подходящая для данной задачи её структура. Предложен комплекс доработок типовой системы ИНС для её адаптации для решения поставленной задачи. Рассмотрено проектирование и дальнейшее тестирование системы навигации кабины авиационного симулятора на основе датчиков углового положения и линейных ускорений, основанной на трехосевых МЭМС гироскопах и акселерометрах. Использована бесплатформенная ИНС (БИНС) без гиросtabilизированной платформы. Решены главные проблемы – уход нулевой точки гироскопов и высокий уровень шумов показаний акселерометров, приводящие со временем к неточным выходным данным. Повышена точность навигации за счет добавления магнетометра в систему. Концепция реализована в виде электронной системы управления комплексом и протестирована. Тестирование показало, что уход координат нулевых точек гироскопов не существен. Помехи акселерометров хорошо фильтруются фильтром Маджвика, а возможные проблемы с определением магнитного полюса Земли магнетометром, находящимся в непосредственной близости от металлических частей конструкции, решены закреплением постоянного магнита перед модулем ИИМ. Важный вклад в повышение точности внесло разделение модулей, при котором один ИИМ, расположенный на оси вращения кабины в плоскости рыскания, дополняет датчик, находящийся непосредственно на кабине.

Таким образом, была разработана простая в изготовлении, функциональная и универсальная замена энкодерам для тех случаев, когда их применение затруднено или нецелесообразно. Перспективы применения данной системы включают в себя сферу роботизации, высокоточного производства с помощью станков ЧПУ, ассистированной или автоматизированной медицины и другие сферы деятельности человека, где необходимо точно определять положение объекта в пространстве и управлять им.

Ключевые слова: система инерциальной навигации, гироскопы, управление положением, фильтр Маджвика, симулятор полета, система ориентации.

FLIGHT SIMULATOR INERTIAL NAVIGATION SYSTEM

In this article, Virtual Reality Flight Simulator Inertial Navigation System (INS) main structure and operation principles was reviewed. INS design methods was analyzed, after that the optimum scheme have been chosen. The complex of improvements of the basic INS for its adaptation is offered. Design and further testing of cabin navigation system on the basis of MEMS gyroscopes and accelerometers is considered. INS without the gyro stabilized platform was used. The main problems float of a zero point of gyroscopes and high noise of accelerometers are solved. Navigation accuracy due to addition of the magnetometer in system is increased. The concept is realized in the form of an electronic control system and tested. Testing showed that floating gyroscopes zero points of is not essential. Hindrances of accelerometers are well filtered by the Madgwick filter. Possible problems with undefinition of the Earth magnetic pole by the magnetometer is solved by placing a permanent magnet in front of the IMU module. The important contribution of increasing accuracy was made by division of modules where one IMU located on yaw axis of a cabin and another one – directly on a cabin. So, functional and universal replacement of encoders was developed for cases when their application is complicated or not needed. The prospects of use of this system include the robotics, high-precision CNC machines, assisted or automated medicine and other fields of activity where it is necessary to define precisely the position of object and operate it.

Key words: Inertial navigation system, gyro sensors, position control, Madgwick filter, flight simulator, orientation system.

Введение

Современные манипуляторы и подвижные механизмы имеют сложную конструкцию, большой диапазон перемещений и большие, развиваемые ими, усилия, при этом обладая достаточно малыми размерами и компактной внутренней структурой. Такие сочетания характеристик стали возможными за счет применения сервоприводов на основе бесколлекторных двигателей постоянного тока и прецизионных редукторов, рассчитанных на большие крутящие моменты. На этом фоне важной задачей становится возможность точного определения положения рабочего органа манипулятора или отдельного элемента конструкции. Обычно такие задачи решаются применением концевых выключателей для определения границ безопасного перемещения и энкодеров на валах электродвигателей сервоприводов. Однако не всегда такие методы удовлетворяют требованиям технического задания в плане точности определения положения и соответственно не обеспечивают безопасности и надежности работы привода автоматизированной системы. Концевые выключатели подвержены коррозии, механические энкодеры – износу, магнитные – требовательны к расположению относительно металлических частей конструкции, а оптические – подвержены загрязнению и влиянию температур [1].

При условии, что выходное звено системы имеет несколько степеней свободы, определение его пространственного положения через параметры положений валов сервоприводов может быть затруднено или невозможно. В данном случае объектом исследования является кабина авиационного симулятора, у которой имеется 4 степени свободы.

Данные условия поднимают актуальность проблемы проектирования альтернативных методов определения пространственного положения сложных механических систем с большим количеством степеней свободы.

Предметом исследования данной статьи как раз является проектирование и дальнейшее тестирование системы навигации выходного звена роботизированной системы (кабины авиационного симулятора), которая построена на основе датчиков углового положения и датчиков линейных ускорений.

В рассматриваемом случае комплекса симуляции полета летательного аппарата традиционные методы определения положения оказались не применимы, поэтому его систему ориентации было решено проектировать на основе инерциальной системы навигации, основанной на трехосевых МЭМС гироскопах и акселерометрах.

Симулятор полета представляет собой модель кабины летательного аппарата, закрепленную на подвесе, оси которого приводятся в действие сервоприводами. Таким образом осуществляется перемещение по осям крена, тангажа и рыскания. Данная конструкция подвешена на тросе и салазках в воздухе, что дает ей возможность изменять высоту, обеспечивая перегрузку при маневрах. В кабине закреплено кресло пассажира, а её стенки покрыты экраном зеленого цвета для создания эффекта дополненной реальности

сти путем замены фона на трехмерную модель кабины или салона самолета. Для создания дополненной реальности используется программно-аппаратный продукт от компании Oculus VR. Данное устройство снабжено своей встроенной инерциальной системой навигации, и использование гироскопов в качестве датчиков положения кабины позволит проще интегрировать шлем виртуальной реальности в состав системы в будущем.

Внешний вид комплекса представлен на рисунке 1.

Рисунок 1. Внешний вид комплекса

Особенностью такой конструкции является относительно низкая ее жесткость и наличие люфтов в редукторах сервоприводов, что препятствует точному определению углов Эйлера кабины с опорой на показания энкодеров бесколлекторных электродвигателей системы. Еще одной проблемой являются большие диапазоны перемещений кабины, что приводит к сложностям при проводке кабелей передачи данных и увеличивает их длину и, как следствие, понижает помехозащищенность системы в условиях одновременной работы 4 приводов мощностью по 1,5 кВт и большого количества управляющей электроники.

Обзор принципов построения систем инерциальной навигации

Бесплатформенные инерциальные навигационные системы (БИНС) являются наиболее востребованными на сегодняшний день [2]. Перед другими навигационными системами БИНС имеют такие преимущества, как:

- 1) высокая универсальность;
- 2) полная автономность действия, высокая помехозащищенность;
- 3) возможность высокоскоростной выдачи информации.

Бесплатформенные ИНС (БИНС) не используют для стабилизации своих инерциальных датчиков сложных и дорогостоящих технических устройств, таких как гиростабилизированные платформы. К числу

потенциальных преимуществ БИНС по сравнению с платформенными ИНС можно отнести: меньшие размеры, массу и энергопотребление, существенное упрощение механической части системы и ее компоновки и повышение надежности системы, сокращение времени установки начальных параметров, универсальность системы, поскольку переход к определению параметров навигации осуществляется алгоритмически.

В аналитических системах гироскопы и акселерометры смонтированы жестко на объекте. Эти системы называют бескарданными или бесплатформенными инерциальными

системами. Угловые скорости объекта измеряются гироскопами, а переносные ускорения – акселерометрами. Вычислитель «запоминает» начальную ориентацию и определяет местоположение объекта в любой момент времени.

Для всех типов систем необходим вычислительный комплекс, чтобы рассчитывать координаты движущегося объекта.

В общем случае ИНС представляет собой систему, состоящую из блока гироскопов и блока акселерометров, а также систему интеграторов и сумматоров. Структура системы показана на рисунке 2.

Рисунок 2. Типовая система БИНС

Данная схема имеет ряд существенных недостатков, основной из которых – дрейф значений датчиков и как следствие – постепенное накопление ошибки определения положения. При разработке системы ориентации комплекса ставилась задача минимизировать или исключить накопление данной ошибки и добиться безопасной стабильной работы ИНС.

Адаптация БИНС для применения в качестве датчика положения выходного звена

В ходе анализа вышеперечисленных проблем и методов их решения был выявлен перечень изменений в структуре системы, определяющий её конечный состав. Главными проблемами являются уход нулевой точки гироскопов и высокий уровень шумов показаний акселерометров, приводящие со временем к неточным выходным

данным. Как следствие, может возникнуть ошибка определения положения горизонта, при котором вертикальные перемещения могут стать причиной изменения показаний координат в других осях из-за паразитной составляющей силы, направленной вдоль перпендикулярных осей чувствительности датчиков. В данных условиях повысить точность навигации можно добавив магнетометр в систему. Он позволит определять положение относительно магнитных полюсов планеты.

В этих условиях было решено использовать две независимые БИНС, первую – для определения крена и тангажа кабины и вторую – для рыскания и высоты. При этом датчики второй системы было решено расположить непосредственно на валу, который вращает кабину и ее подвес в горизонтальной плоскости.

При наличии большого количества металлических деталей показания магнетометра могут искажаться, поэтому для его стабильной работы на конструкции комплекса симу-

ляции был закреплен постоянный магнит на стойке. Взаимное расположение компонентов БИНС показано на рисунке 3.

1 – модуль ИНС определения высоты и рыскания, 2 – стойка с постоянным магнитом, 3 – опорный подшипник, 4 – модуль ИНС определения крена и тангажа

Рисунок 3. Расположение компонентов

В качестве математического обеспечения работы системы выступает фильтр Маджвика, который по результатам тестирования показал наилучшие результаты характеристик стабильности и точности ориентации. Большим плюсом данного фильтра является невысокая вычислительная сложность (277 операций) и за счет этого возможность использования недорогих микроконтроллеров (МК) STM32F303VCT6 в качестве вычислителя модуля с сохранением высокой частоты вывода данных. Согласно проведенным исследованиям среднеквадратическая ошибка определения положения при использовании данного фильтра составляет $0,6^\circ$ при статичном положении и не превышает $0,8^\circ$ при движении [3].

Выбранная структура требует калибровки перед использованием, что вызывает необходимость включения в состав системы БИНС средств для ее проведения. Калибровка

системы проходит благодаря срабатыванию в четко определенных положениях конечных выключателей. Их использование также позволяет реализовать механизм аварийного отключения приводов при отклонении кабины на углы, превышающие максимально допустимые.

В качестве инерциальных измерительных модулей (ИИМ) были использованы готовые отладочные платы STM32F3DISCOVERY со встроенными гироскопами L3GD20 и блоком акселерометров, совмещенным с магнитометром LSM303DLHC производства компании STMicroelectronics [4]. Данное решение позволяет добавлять в систему дополнительные модули и функции благодаря наличию у этих МК большого количества встроенных интерфейсов передачи данных и достаточно высокой их вычислительной мощности и

большому количеству оперативной (48 КБайт) и постоянной памяти (256 КБайт) [5], что позволяет усложнять ПО без значительного уменьшения частоты расчета фильтра.

В данном случае были реализованы дополнительные возможности периферии выбранного МК. В каждый ИИМ был добавлен модуль Bluetooth для связи с остальными компонентами системы. Данный протокол передачи данных был выбран, потому что обеспечивает необходимую скорость обмена информацией и радиус стабильной работы. Его использование обусловлено сложностью

проводки кабелей через большое количество сочленений конструкции и, как следствие, возможностью их обрыва и последующего возникновения внештатной ситуации. Помимо этого, использование данной технологии позволяет легко интегрировать другие устройства (например, пульт управления установкой) в состав системы, что и было сделано в рассматриваемом случае. Окончательный состав и структура системы управления комплексом симуляции представлена на рисунке 4.

Рисунок 4. Структурная схема электрооборудования комплекса

Выводы

В ходе решения проблемы определения пространственных координат кабины симуляционного комплекса было предложено использование системы инерциальной навигации в качестве датчика её положения. Данная концепция была реализована в виде электронной системы управления комплексом и протестирована. В ходе реализации типовая структура БИНС была адаптирована для использования в качестве датчика положения, для чего в ее структуру были внесены изменения.

Тестирование показало, что уход координат нулевых точек гироскопов не приводит к значительным неточностям выходных данных позиции кабины в ходе процесса симуляции, если проводить процедуру калибровки перед началом работы установки.

Помехи акселерометров хорошо фильтруются выбранным фильтром Маджвика, а возможные проблемы с определением магнитного полюса Земли магнетометром, находящимся в непосредственной близости от металлических частей конструкции, решены закреплением постоянного магнита перед модулем ИИМ. Важный вклад в повышение точности внесло разделение модулей, при котором один ИИМ, расположенный на оси вращения кабины в плоскости рыскания, дополняет датчик, находящийся непосредственно на кабине.

Разработанная конструкция использует уже готовые модули ИИМ на основе отладочных плат, недорогих и широко распространенных в продаже, вычислительная мощность установленного в них МК позволяет решать другие задачи без вреда для

частоты обновления координат, что позволяет подключать дополнительные устройства к системе и расширяет область её применения.

Таким образом, была разработана простая в изготовлении, функциональная и универсальная замена энкодерам для тех случаев, когда их применение затруднено или нецелесообразно, позволяющая к тому же определять положение непосредственно выходного звена привода или приводов, если речь идет

об устройстве с большим количеством степеней свободы. Перспективы применения данной системы включают в себя сферу роботизации, высокоточного производства с помощью станков ЧПУ, ассистированной или автоматизированной медицины и другие сферы деятельности человека, где необходимо точно определять положение объекта в пространстве и управлять им.

Список литературы

1. Автомобильные датчики положения. Современные технологии и новые перспективы. – Ч. 5. Новые перспективы бесконтактных угловых измерений в диапазоне угла 360°, снова датчики Холла – угловые магнитные энкодеры // Компоненты и технологию. – 2005. - № 6. – С. 34.
2. Селиванова Л.М. Инерциальные навигационные системы: учебное пособие. – Ч. 1: Одноканальные инерциальные навигационные системы. – М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. – С. 84-91.
3. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays Sebastian O.H. Madgwick
4. Discovery kit with STM32F303VC MCU July 2016 DocID023596 Rev 4
5. STM32F303xB STM32F303xC ARM®-based Cortex®-M4 32b MCU+FPU, up to 256KB Flash+ 48KB SRAM, 4 ADCs, 2 DAC ch., 7 comp, 4 PGA, timers, 2.0-3.6 V Datasheet - production data May 2016 DocID023353 Rev 13.

References

1. Car position sensors. Modern technologies and further perspectives. – Part 5. New perspectives of contactless angular 360° measurements, Hall sensors again – rotary magnetic encoders // Components and technologies. – 2005. - № 6. – P. 34.
2. Selivanova L.M. Inertial Navigation Systems: manual. – part. 1: One-channel INS. – M.: BMSTU publishing house, 2012. – P. 84-91.
3. An efficient orientation filter for inertial and inertial/magnetic sensor arrays Sebastian O.H. Madgwick
4. Discovery kit with STM32F303VC MCU July 2016 DocID023596 Rev 4
5. STM32F303xB STM32F303xC ARM®-based Cortex®-M4 32b MCU+FPU, up to 256KB Flash+ 48KB SRAM, 4 ADCs, 2 DAC ch., 7 comp, 4 PGA, timers, 2.0-3.6 V Datasheet – production data May 2016 DocID023353 Rev 13.