

э л е к т р о н н ы й ж у р н а л

МОЛОДЕЖНЫЙ НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКИЙ ВЕСТНИК

Издатель: ФГБОУ ВПО «Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана»

Алгоритм наземной бесплатформенной инерциальной системы навигации с возможностью коррекции ошибок при остановках

Студент,
Кафедра «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»: В.И. Мкртчян

Научный руководитель: Терешков В.М.,
кандидат технических наук,
ассистент кафедры «Приборы и системы ориентации, стабилизации и навигации»

УДК 629.05

МГТУ им. Н.Э. Баумана
bel_val17@mail.ru

Основной проблемой использования бесплатформенных инерциальных систем навигации (далее ИНС) является накопление погрешностей в интеграторах данных систем с течением времени. В данной работе предложен метод уменьшения этих погрешностей за счет использования остановок подвижного объекта, для которого решается задача навигации.

Классическое решение задачи навигации с помощью ИНС подразумевает наличие на борту подвижного объекта платформы, стабилизируемой гироскопами, с акселерометрами, показания которых являются входными данными двух последовательных интеграторов, определяющих скорость и перемещение объекта.

Алгоритм бесплатформенной ИНС, в которой датчики жёстко закреплены в корпусе прибора, состоит из 2 взаимосвязанных блоков:

- 1) блок вычисления скорости и координат объекта;
- 2) блок вычисления углов ориентации осей чувствительности акселерометров с тем, чтобы компенсировать проекцию ускорения силы тяжести в значениях кажущихся ускорений, измеряемых бортовыми акселерометрами.

Связующим звеном этих блоков служит преобразование показаний бортовых акселерометров из связанного трехгранника в навигационный. Поскольку нам доступны лишь показания приборов в каждый момент времени, вычисления в блоках 1 и 2 основаны на приближенном численном интегрировании. Ввиду различного рода погрешностей (инструментальная, вычислительная), в показания интеграторов вкрадываются нарастающие со временем погрешности определения скорости, координат и углов ориентации осей акселерометров.

Чтобы уменьшить эти погрешности, нами предлагаются 2 процедуры, выполняемые за промежутки остановок в движении объекта:

- 1) формирование управляющих сигналов, приводящих вычислительный образ стабилизированной платформы бесплатформенной ИНС в плоскость горизонта;
- 2) сведение к нулю накопившейся ошибки по скорости.

Критерием остановок выбрано сравнение модуля угловой скорости связанного трехгранника с некоторым характерным для данного движения значением – порогом.

Процедура 1 основана на добавлении к угловым скоростям навигационного трехгранника дополнительных угловых скоростей – управляющих сигналов, «доворачивающих» образ платформы в плоскость горизонта. По причине указанных выше погрешностей при функционировании ИНС возникают некоторые углы, сущность которых – величины отклонения образа стабилизированной платформы от ее идеального положения, когда оси связанного жестко с ней трехгранника совпадают с северным, восточным и вертикальным направлениями. Обозначим через Φ_n , Φ_e и Φ_{up} соответственно углы отклонения осей платформенного трехгранника вокруг северного, восточного и вертикального направлений. Данные углы вносят свой существенный вклад в нарастание погрешностей, поскольку характеризуют величины проекций угловой скорости Земли и проекций вектора ускорения силы тяжести, участвующих в вычислениях и искажающих тем самым выходные данные ИНС.

Проекция вектора g обусловлены отклонением образа платформы от плоскости горизонта, то есть наличием ненулевых значений углов Φ_n и Φ_e . Поэтому, устранив именно их, можно значительно снизить ошибки вычисления скорости и координат объекта. Данную процедуру назовём «дополнительная горизонтальная выставка».

Если объект находится в покое относительно Земли, то показания бортовых акселерометров есть проекции на оси их чувствительности вектора кажущегося ускорения, противоположного вектору ускорения силы тяжести, который направлен по нормали к плоскости горизонта. Поэтому, приведя показания акселерометров к трехграннику образа платформы, мы получим величины, прямо пропорциональные углам Φ_n и Φ_e . Пусть f_{xp} и f_{yp} – кажущиеся ускорения объекта в осях платформы, тогда

$$\begin{aligned}f_{xp} &= -g\Phi_n; \\f_{yp} &= g\Phi_e.\end{aligned}$$

Далее, если сформировать управляющий сигнал, который будет прямо пропорционален кажущимся ускорениям в осях образа платформы и взят с обратным знаком, то этот сигнал будет возвращать образ платформы в плоскость горизонта до тех пор, пока не обнулятся ускорения f_{xp} и f_{yp} , то есть пока не обнулятся углы отклонения Φ_n и Φ_e . Причем чем сильнее платформа будет отклонена, тем быстрее дополнительная угловая скорость вернет ее в горизонт. Стоит подчеркнуть, что данную операцию нужно производить только на остановках, строго следя за тем, чтобы выставка завершилась до начала движения.

В силу достаточно большого значения модуля вектора ускорения силы тяжести по сравнению с шумом акселерометров, его проекции легко выделяются из показаний акселерометров, поэтому за малое время остановок мы вполне сможем их оценить, в отличие от угловой скорости Земли, выделить которую на фоне шума гироскопов за короткое время нельзя. Поэтому на остановках проводится лишь горизонтальная, но не азимутальная выставка ИНС.

Суть процедуры 2 состоит в присваивании скорости истинного ее значения на остановках, равного нулю.

Для оценки эффективности данных процедур на рисунке 1, а приведен результат совмещения в каждый момент движения значения скорости, выдаваемой интегратором ИНС, с заведомо «истинным» значением от спутниковой системы GPS без выполнения процедур 1 и 2, а на рисунке 1, б – с их выполнением на примере восточной составляющей скорости. Очевидно, что эти процедуры позволили значительно снизить ошибки вычисления скорости и, как следствие, ошибки координат.

В частности, ошибка определения координат местоположения составила в северном направлении 555 метров, а в восточном – 100 метров за все время движения – 1

час, 15 минут, 38 секунд. Ошибка определения координат вычислялась по отношению к данным от GPS. В качестве известных показаний бортовых измерителей использовались показания инерциального измерительного блока Honeywell HG1700 на основе лазерных гироскопов с дрейфом 1 град/ч.

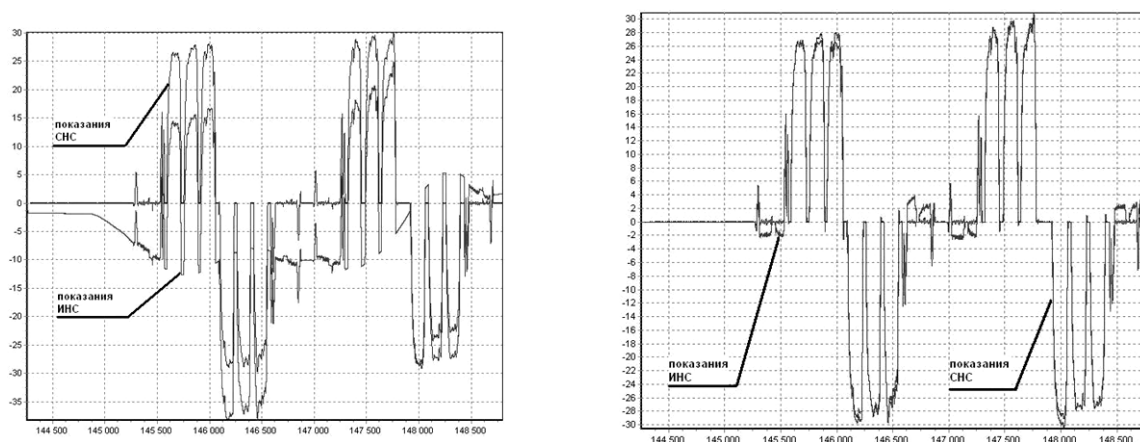


Рис. 1. Вычисленные и истинные значения восточной составляющей скорости: а – без выполнения процедур 1 и 2; б – с их выполнением

Литература:

1. Терешков В.М. Методика полунатурных испытаний корректируемых бесплатформенных инерциальных навигационных систем: Дисс... канд. техн. наук: 05.11.03. – М., 2011. – 133 с.
2. Солодовников В. В., Плотников В. Н., Яковлев А. В. Теория автоматического управления техническими системами. – М.: Изд-во МГТУ, 1993. – 492 с.