

Тестирование GPS/WAAS/ГЛОНАСС алгоритмов

В.В. Куршин

Решается задача отладки и тестирования навигационных алгоритмов авиационного потребителя, использующих измерения спутниковых систем GPS/WAAS/ГЛОНАСС. С этой целью была предложена методика отладки и тестирования навигационных алгоритмов. Для обеспечения возможности проведения многократной отладки был разработан специальный программно-аппаратный комплекс тестирования навигационных алгоритмов и соответствующая методика. При тестировании алгоритмов применяется как имитационное моделирование, так и реальные спутниковые измерения.

Введение

При судовождении, управлении полетом самолета или космического аппарата, геодезии, мониторинге разных движущихся объектов, требуется знание положения потребителя в пространстве, его скорости. Сложность решаемых задач требует все более точного знания своих координат. Существует объективная потребность в совершенствовании навигационного обеспечения.

Навигационная спутниковая система GPS при отсутствии селективного доступа позволяет определить горизонтальное положение потребителя с точностью до 20 м, а система ГЛОНАСС – до 60 м [1-4]. Применение широкозонной дифференциальной системы WAAS и других аналогичных разрабатываемых систем (MSAS, Galileo) повышает точность навигации до нескольких метров [1, 5]. Используя спутниковые системы, потребитель проводит дальномерные и доплеровские измерения до навигационных спутников (рис. 1).

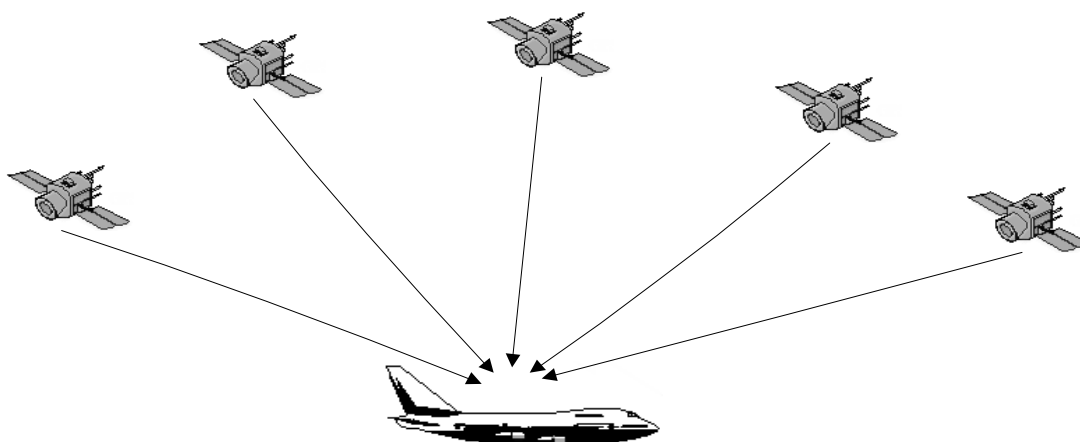


Рис.1. Определение координат авиационного потребителя при помощи навигационных спутников.

При разработке навигационных приемников требуется проводить всестороннее тестирование программного обеспечения, осуществлять оптимальный выбор параметров навигационных алгоритмов. С этой целью необходимо сформировать соответствующую методику отладки и тестирования алгоритмов, позволяющую всесторонне исследовать навигацию потребителя. И если для наземного потребителя не составляет особого труда повторить тот или иной тест, то для авиационного потребителя это сопряжено с большими экономическими затратами. Существует также еще один аспект. В процессе отладки программного обеспечения для поиска ошибки необходимо уметь повторять тест, приведший к ошибке. В этом случае можно легко найти программную ошибку. Причем необходимо уметь повторить всю последовательность исходных данных.

1. Методика тестирования навигационных алгоритмов

Предлагаемая методика отладки и тестирования навигационных алгоритмов основывается на последовательном использовании следующих трех этапов тестирования. Данная методика предполагает применение специального программно-аппаратного комплекса, позволяющего проводить многократную отладку.

Первый этап тестирования – первоначальный – заключается в обычном имитационном моделировании с применением персонального компьютера. В качестве источника навигационной информации используется спутниковая система GPS. Орбитальная конфигурация системы, параметры ошибок измерений задаются в соответствии с рекомендациями Radio Technical Commission for Aeronautics (RTCA) [5]. Но этот способ тестирования носит, как правило, только приближенный, прикидочный характер. В частности, при таком тестировании не возникали различные вычислительные проблемы, связанные в том числе с расходимостью фильтра Калмана в реальных условиях.

Второй этап тестирования предполагает использование реального навигационного приемника, а навигационные измерения формируются при помощи имитационного комплекса GPS/GLONASS Satellite Simulator, Ver.6.50 [6]. В этом случае антенный блок навигационного приемника заменяется специальным программно-аппаратным комплексом – имитатором навигационных сигналов. Данный комплекс включает широкие возможности по моделированию движения приемника, обладающего динамикой автомобиля, самолета или космического корабля и совершающего различные маневры. Другой способностью имитационного комплекса GPS/GLONASS Satellite Simulator является возможность моделировать сигналы системы WAAS. Применение подобного комплекса позволяет всесторонне протестировать GPS/WAAS/ГЛОНАСС навигационные алгоритмы в различных режимах.

На последнем, завершающем, этапе тестирование проводится в реальных условиях, то есть когда навигационная аппаратура принимает сигналы от спутниковых систем GPS/WAAS/ГЛОНАСС. Причем навигация авиационного потребителя осуществляется как для стационарного положения, так и при совершении тестовых полетов.

Как уже отмечалось, для отладки программного обеспечения, поиска всевозможных ошибок, оптимальной настройке параметров фильтра и т.д. необходимо иметь возможность многократно повторять решение навигационной задачи. И если при первом способе тестирования это не составляет особого труда – надо просто задать те же самые исходные данные, то в реальных условиях необходимо применять другой подход. Отчасти это справедливо и при использовании имитационного комплекса GPS/GLONASS Satellite Simulator, так как генерация измерительных шумов как правило зависит от текущего времени.

Поэтому для тестирования навигационных алгоритмов был разработан программно-аппаратный комплекс, позволяющий проводить многократную отладку. Этот комплекс позволяет сохранить, например, на жестком диске все данные измерений, эфемериды и т.д., полученные с антенного блока. В случае необходимости тест повторяется: все данные теперь поступают с жесткого диска. Блок-схемы программно-аппаратного комплекса тестирования навигационных алгоритмов представлены на рис.2 и рис.3.

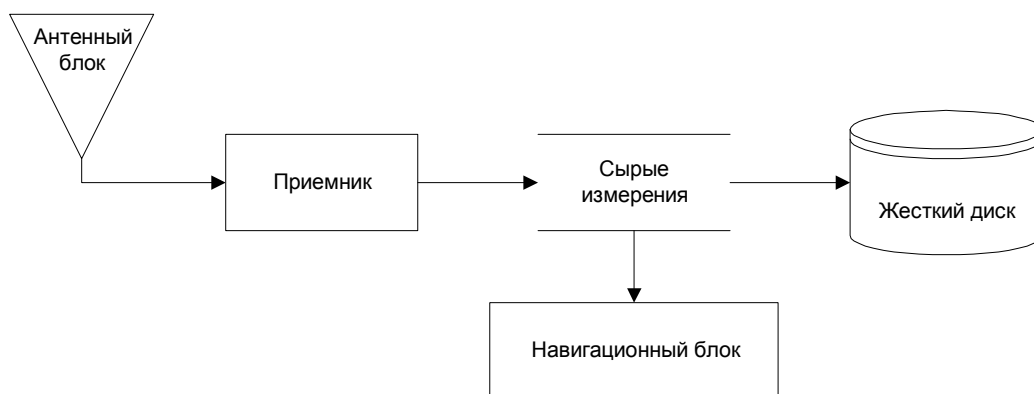


Рис. 2. Блок-схема тестирования навигационных алгоритмов, режим записи сырых измерений.

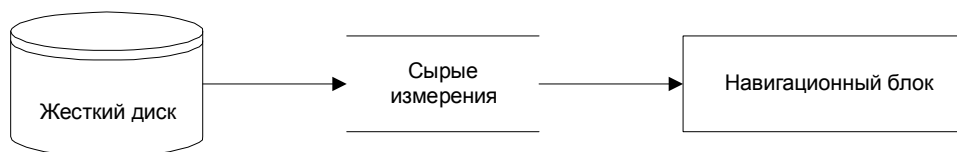


Рис. 3. Блок-схема тестирования навигационных алгоритмов, режим повторного чтения сырых измерений.

Применение такого программно-аппаратного комплекса способа тестирования позволяет в случае возникновения каких-либо ошибок повторить тест и найти ошибку. Этот комплекс также дает возможность наилучшим образом подобрать настроечные параметры при использовании фильтра Калмана и устранить его расхожимость. Данный подход всегда использовался при тестировании алгоритмов, использующих реальные спутниковые измерения. Объем памяти, занимаемой сырыми измерениями (необработанные данные, получаемые после антенного блока приемника) со спутников, зависит от времени тестирования и при длительном тестировании - например, двое-трое суток - мог достигать нескольких сотен мегабайт. Заметим, что тестирование в режиме повторного чтения данных происходит в 100 и больше раз быстрее, то есть навигационные данные, собранные, например, за сутки, повторно обрабатываются всего за несколько минут. Это связано с тем, что скорость поступления навигационных данных несравненно ниже скорости их обработки, поскольку современные навигационные приемники обладают высокими вычислительными мощностями. В этом случае самым “узким” местом являются каналы передачи данных, такие как локальная сеть или последовательные порты компьютера. Максимального быстродействия можно достигнуть при обработке данных, записанных на жесткий диск персонального компьютера.

Применение изложенной методики позволяет всесторонне протестировать не только программное обеспечение, то есть алгоритмическую часть, но и аппаратную часть навигационного приемника.

2. Тестирование навигационных алгоритмов при помощи имитационного моделирования

Рассмотрим задачу имитационного моделирования применения навигационных алгоритмов для решения задачи местоопределения потребителя с использованием системы GPS [1,2,3,7]. Суть этой задачи заключается в математическом моделировании всего процесса спутниковой навигации: моделирования движения навигационных спутников и потребителя, моделирования измерений, вычисление эфемерид и, наконец, само определение положения потребителя при помощи тестируемых навигационных алгоритмов.

Важной проблемой при имитационном моделировании является корректное задание погрешностей измерения дальности и доплеровских измерений. При проведении имитационного моделирования обычно считают, что эти погрешности распределены по нормальному закону. Пример такого решения навигационной задачи для неподвижного потребителя приведен на рис.4. В качестве оценки точности навигации использовалось радиальное отклонение от точного положения потребителя в 3-мерном пространстве или, иначе, расстояние между оценкой и истинным положением антенны приемника – Root-Sum-Square (RSS). Моделирование системы GPS и погрешности измерений осуществлялось в соответствии с рекомендациями RTCA [5]. Система состоит из 24 спутников, орбиты круговые, большие полуоси равны 26559800 м, наклонение – 55°. Остальные орбитальные параметры спутников приведены в таблице 1.

Таблица 1. Орбитальное построение системы GPS
(1 декабря 1995 г. 00:00 GMT, GPS Week: 829, GPS Seconds: 432000)

№ SV	М, град	Ω, град	№ SV	М, град	Ω, град
1	268.126	-2.253	13	135.226	-182.253
2	161.786	-2.253	14	265.446	-182.253
3	11.676	-2.253	15	35.156	-182.253
4	41.806	-2.253	16	167.356	-182.253
5	80.956	57.747	17	197.046	-122.253
6	173.336	57.747	18	302.596	-122.253
7	309.976	57.747	19	333.686	-122.253
8	204.376	57.747	20	66.066	-122.253
9	111.876	-242.253	21	238.886	-62.253
10	11.796	-242.253	22	345.226	-62.253
11	339.666	-242.253	23	105.206	-62.253
12	241.556	-242.253	24	135.346	-62.253

Данные имитационного моделирования, представленные на рис. 4, были получены в предположении, что погрешности дальномерных измерений распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением равным 33 м: $\Delta R_i \sim N(0, 33^2)$. Погрешности доплеровских измерений считались распределенными по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением равным 0.28 м/с: $\Delta D_i \sim N(0, 0.28^2)$. Время имитационного моделирования – 3000 с. Частота измерений – каждые 200 мс. Потребитель считался неподвижным. Ошибка определения положения потребителя на основе измерений нарастающего объема с использованием фильтра Калмана обозначена как R_EKF. Для сравнения приведена ошибка навигации на основе одномоментных измерений с использованием метода наименьших квадратов (МНК) – R_LSM.

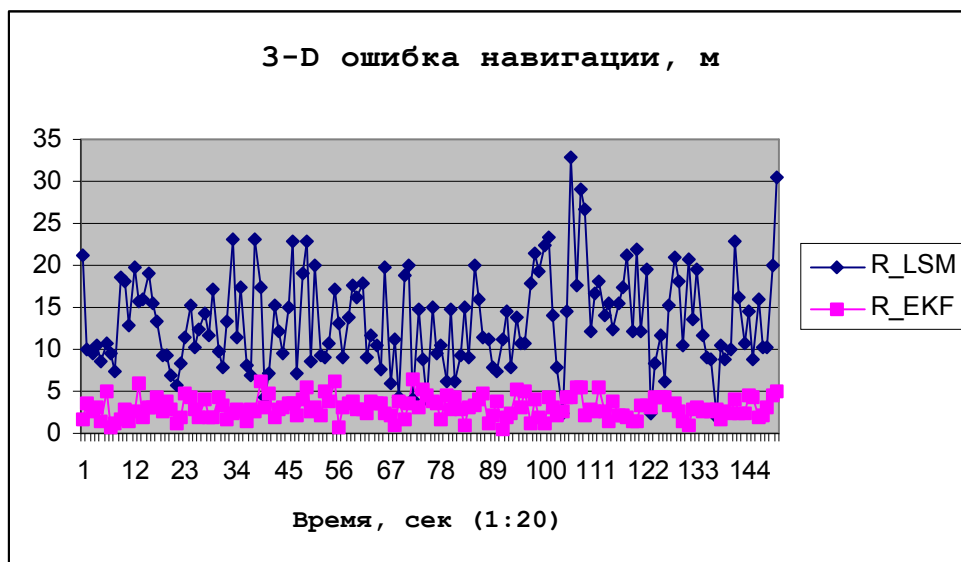


Рис.4. Имитационное моделирование, погрешности измерений распределены по нормальному закону.

Из данных на рис. 4 видим, что при имитационном моделировании если погрешности измерений распределены по нормальному закону, $\Delta R_i \sim N(0, 33^2)$, то ошибка определения положения потребителя в пространстве на основе фильтра Калмана при моделировании не превышает 5 м. Навигационный алгоритм на основе МНК дает несколько худшую точность – в среднем ошибка навигации достигает около 15 м.

Иные результаты получаются в предположении, если в системе GPS используется селективный доступ. Наиболее распространенный способ моделирования погрешностей измерений, создаваемых SA – при помощи марковского процесса 2-го порядка [3, 5]. При имитации ошибок измерения дальностей до навигационных GPS спутников предполагалось, что эти ошибки описываются гаусс-марковским процессом 2-го порядка с автокорреляционным временем 118 секунд и средним квадратическим отклонением равным 23 м и случайной гауссовой величиной с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением равным 23 м [1]: $\Delta R_i \in M(t, 118, 23^2) + N(0, 23^2)$.

Результат решения навигационной задачи для неподвижного потребителя с учетом действия селективного доступа приведен на рис. 5.

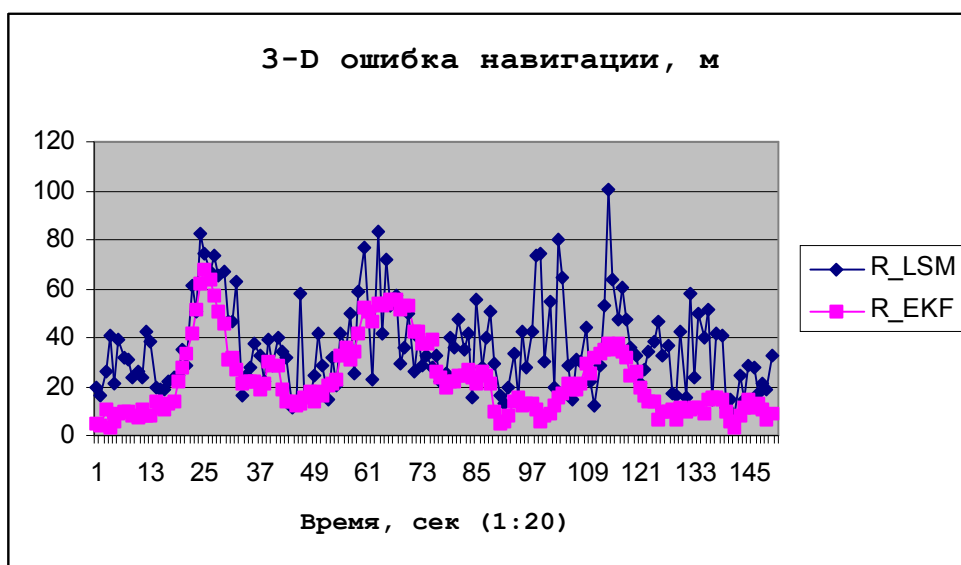


Рис.5. Имитационное моделирование с учетом действия SA.

Как видим, и в случае моделирования погрешностей измерений при помощи марковского процесса 2-го порядка навигационный алгоритм на основе фильтра Калмана дает приемлемый результат - ошибка определения положения после 25 мин измерений не превосходит 40 м. Навигация на основе МНК осуществляется в этом примере с погрешностью не более 80-100 м.

Сравнительный анализ результатов имитационного моделирования навигации при отсутствии SA и при действии SA показал, что применение селективного доступа ухудшает точность навигации приблизительно в 3-4 раз. Подчеркнем, что этот вывод был получен на основе имитационного моделирования в соответствии с рекомендациями RTCA [5].

3. Тестирование навигационных алгоритмов с использованием GPS/GLONASS симулятора

Следующий этап тестирования навигационного обеспечения авиационного потребителя – это имитационное моделирование с использованием GPS/GLONASS симулятора. Основная цель такого моделирования заключается в исследовании влияния динамики полета и высоты над землей авиационного потребителя на точность навигации. Для определения ошибки определения положения и скорости объекта использовалась информация об истинных координатах, передаваемая симулятором по специальному каналу. Параметры движения объекта задаются при помощи программы полета или, иначе, сценария полета. В этом сценарии необходимо задать последовательность маневров самолета, их продолжительность и некоторые дополнительные характеристики того или иного маневра. Например, при изменении высоты необходимо задавать ограничения на начальное и конечное ускорения самолета. Тем не менее, фактически объектом движения симулятора является некая материальная точка. Достаточно сказать, что изменение курса на 90° происходит всего за 20-30 с. Это означает, что объект, движение которого имитируется, обладает очень высокой динамикой.

Еще одно замечание касается навигационной подготовки, предшествующей задаче определения положения потребителя. Речь идет о том, что для навигации потребителя необходимо иметь помимо спутниковых измерений еще эфемеридные, ионосферные, WAAS данные. Эти данные накапливаются в памяти навигационного приемника за некоторое время, величина которого называется временем “холодного старта”. Поэтому длительность первого маневра – “стоянки” – в действительности была 350 с. При задании конфигурации системы GPS и параметров орбиты WAAS-спутников использовались рекомендации RTCA [5].

Рассмотрим типичную для полета самолета последовательность событий, представленную в таблице 2. Заданная скорость самолета при полете по маршруту 250 м/с (900 км/ч) приблизительно соответствует крейсерской скорости современного самолета. Высота полета 8000 м также является типичной. Что касается динамики самолета при разгоне, наборе высоты, снижении и торможении, то она соответствует динамике военного истребителя: величина ускорения достигает 2 – 2.5 g.

Таблица 2. Сценарий “взлет, полет по маршруту, посадка”

№	Маневр	Длительность, сек	Изменение...
1	Стоянка	1	
2	Разгон	10	скорости на +200 м/с
3	Набор высоты	91	высоты на +8000 м
4	Разгон	7	скорости на +50 м/с
5	Прямолинейный полет	10	
6	Поворот	27	курса на +90°
7	Прямолинейный полет	10	
8	Поворот	27	курса на +90°
9	Прямолинейный полет	10	

10	Поворот	27	курса на +90°
11	Прямолинейный полет	10	
12	Поворот	27	курса на +90°
13	Прямолинейный полет	10	
14	Снижение	95	высоты на -8000 м
15	Торможение	7	скорости до 0 м/с

При имитации ошибок измерения дальностей до навигационных GPS спутников предполагалось, что эти ошибки распределены по нормальному закону с нулевым математическим ожиданием и средним квадратическим отклонением равным 33 м: $\Delta R_i \sim N(0, 33^2)$.



Рис. 6 График изменения скорости потребителя по сценарию “взлет, полет по маршруту, посадка”.

Моделирование WAAS-сообщений осуществлялось таким образом, что в течение всего полета обеспечивалась GPS/WAAS навигация в режиме “точная посадка” [5]. В данном режиме определение горизонтального и вертикального положения потребителя обеспечивается с точностью 10-15 м.

На рисунках 6 и 7 представлены графики изменения скорости и высоты соответственно. По оси абсцисс отложено текущее время в секундах.

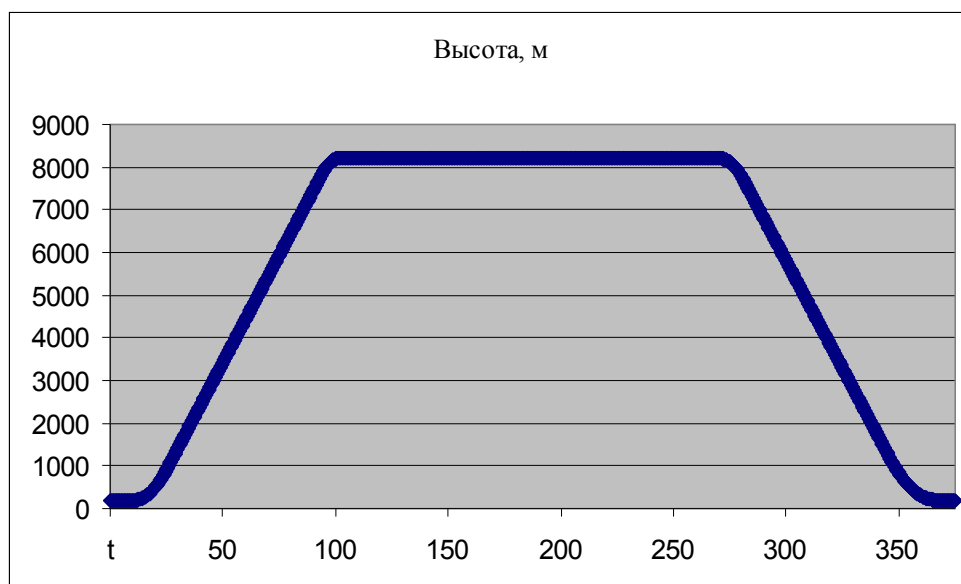


Рис. 7. График изменения высоты потребителя по сценарию “взлет, полет по маршруту, посадка”.

Результаты GPS/WAAS навигации с использованием симулятора представлены на рис. 8 и 9. На рисунке 8 показана ошибка определения положения в пространстве, а на рисунке 9 – ошибка определения скорости.



Рис. 8. Точность определения положения потребителя, сценарий “взлет, полет по маршруту, посадка”.

Данные результаты были получены навигационным GPS/WAAS алгоритмом, использующим метод наименьших квадратов на основе одномоментных измерений.



Рис. 9. Точность определения скорости потребителя, сценарий “взлет, полет по маршруту, посадка”.

Как видим из представленных данных, ошибка определения положения не превышает 7 метров, что соответствует точности навигации в режиме “точная посадка”. Анализируя графики ошибки определения положения и изменения высоты самолета можно сделать вывод о корреляции данных величин: с увеличением высоты самолета точность навигации падает. Физически это связано с ухудшением геометрического фактора навигационного созвездия.

Ошибка определения скорости самолета в среднем не превышает 0.1-0.2 м/с. Исключение составляют те отрезки полета, которые проходят с очень большими ускорениями – это моменты разгона и торможения. В этом случае ошибка определения скорости потребителя может достигать 4-5 м/с (14-18 км/ч).

4. Тестирование навигационных алгоритмов в тестовых полетах

На последнем этапе тестирования навигационного обеспечения для авиационного потребителя осуществляется навигация в реальных полетах.

В качестве примера рассмотрим результаты GPS/WAAS навигации, осуществлявшейся в тестовых полетах самолета типа Cessna. Данные тестовые полеты проходили на территории Японии, для которой доступна GPS/WAAS навигация в режиме “грубой посадки”; передача WAAS-данных осуществлялась спутником Inmarsat POR [5]. Навигация в режиме “точной посадки” не обеспечивалась из-за отсутствия данных об ионосферной информации для координат приемника, которая передается при помощи соответствующих WAAS-сообщений.

Для точного определения положения самолета использовалось дополнительное навигационное оборудование фирмы Trimble, реализующее метод Real Time Kinematic. Поэтому положение самолета в любой момент времени известно с сантиметровой точностью.

Анализ результатов тестирования показал, что основная проблема GPS/WAAS навигации авиационного потребителя – это исчезновение из зоны видимости антенны навигационных спутников при совершении маневров. В первую очередь это относится к спутникам, находящимся вблизи линии горизонта. Известно, что навигационные спутники с небольшими углами возвышения оказывают большое влияние на точность навигации [4]. И удаление такого спутника из рабочего созвездия потребителя приводит к значительному ухудшению точности навигации. Поскольку при взлете или посадке углы крена и тангажа самолета могут изменяться на $15^\circ - 30^\circ$, то вследствие этого некоторые навигационные спутники могут затеняться самим самолетом.

На рис. 10 представлены результаты определения положения в пространстве легкого самолета с использованием GPS/WAAS оборудования. Этот тестовый полет проходил 31/08/99 вблизи аэродрома Sendai на севере Японии. Продолжительность всего полета составляла около 2 часов. Цель полета – определение точности GPS/WAAS навигации самолета в режиме посадки. Поэтому полет осуществлялся в районе аэродрома и заключался в многократном имитировании посадки самолета, затем набор высоты и разворот. Число GPS спутников, для которых была доступна WAAS-коррекция, менялось от 3 до 5-6. Поэтому приходилось для непрерывного определения местоположения использовать обычную GPS-навигацию. На рис.10 показана точность навигации с использованием двух навигационных алгоритмов – на основе МНК, использующего одномоментные измерения (R_LSM), и на основе фильтра Калмана (R_EKF).

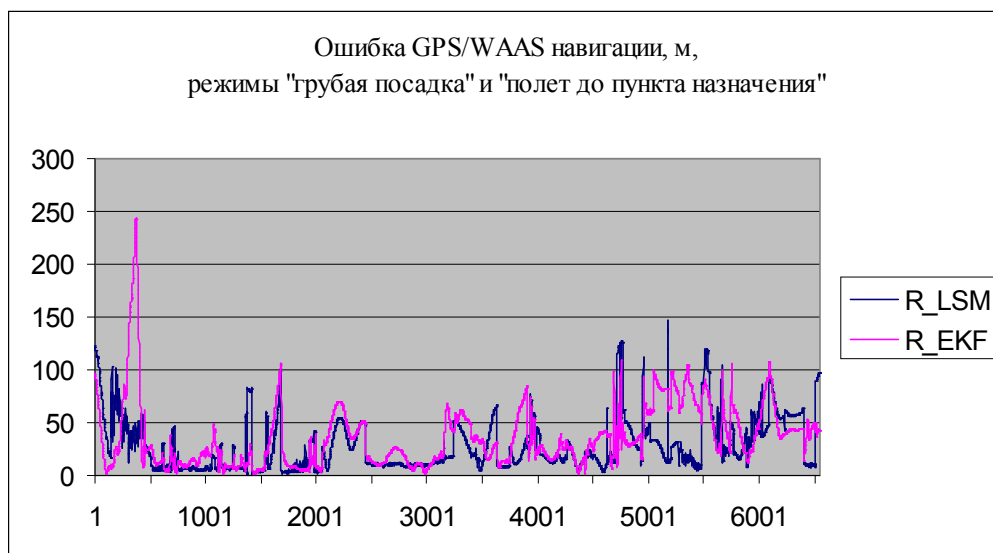


Рис. 10. Точность GPS/WAAS навигации авиационного потребителя, режимы “грубая посадка” и “полет до пункта назначения”.

Как видим из результатов данного теста, точность навигации с алгоритма на основе МНК менялась от 10 м до 100-150 м. Причем точность в 10 м достигалась на полетных участках без каких-либо маневров в режиме “грубая посадка”, а точность в 100-150 м соответствовала участкам маневрирования. Для алгоритма с использованием фильтра Калмана погрешность навигации при взлете самолета достигала 240 м.

Чтобы получить представление о точности GPS/WAAS навигации в режиме “грубая посадка” были отобраны только те отрезки полета, которые соответствовали данному режиму. Эти данные приведены на рис. 10. Общая продолжительность навигации в режиме “грубая посадка” составляет 51 мин. Заметим, что при взлете и посадке самолета навигация осуществлялась в режиме “грубая посадка”.

Представленные на рис. 11 данные были получены с использованием МНК. Как видим, наихудшая точность навигации была при взлете и посадке самолета. Причина заключается в ограниченной радиовидимости: навигация осуществлялась всего по 4 спутникам и, как следствие, при плохом геометрическом факторе навигационного созвездия. При видимости же 6 GPS спутников с WAAS-коррекцией точность определения положения в полете достигала 5 м.

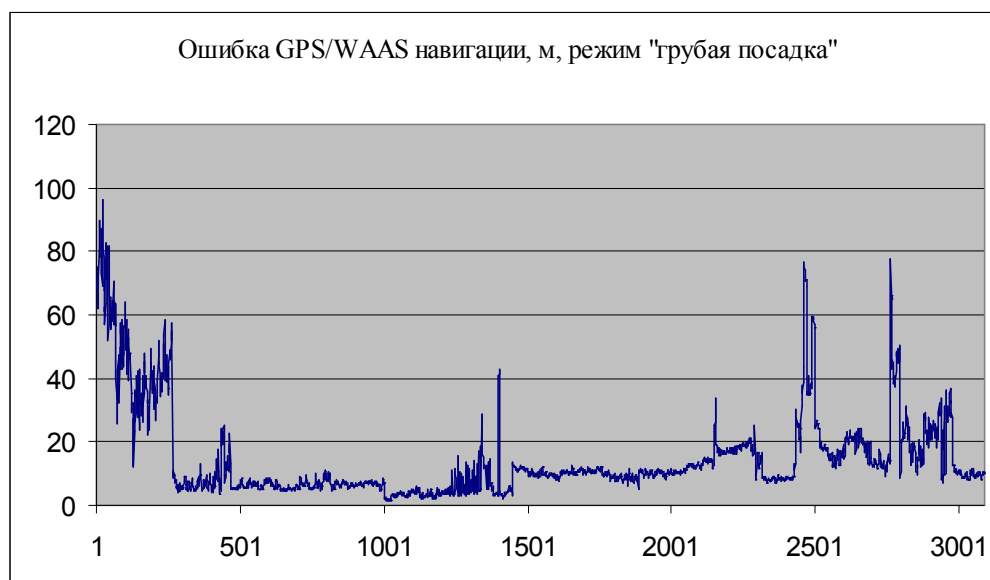


Рис. 11. Точность GPS/WAAS навигации авиационного потребителя, режим “грубая посадка”.

Еще раз подчеркнем, что данные тестовые полеты проходили в условиях, когда не для всех GPS спутников, находящихся в зоне видимости потребителя, была доступна WAAS-коррекция. Поэтому при развертывании WAAS-системы в полном объеме для данного региона точность навигации самолета при посадке будет достаточно высокой и составлять не менее 10-15 м.

Выводы

Для тестирования навигационных алгоритмов была предложена методика, включающая три этапа. Методика тестирования предполагает применение разработанного программно-аппаратного комплекса, позволяющего проводить многократную отладку. Данный комплекс при работе с реальными измерительными данными обеспечивает их сохранение в запоминающем устройстве, что дает возможность повторить тот или иной тест.

Применение этой методики и программно-аппаратного комплекса позволило не только убедиться в корректности работы разработанного программного обеспечения, но и всесторонне исследовать характеристики навигационного GPS/WAAS оборудования.

Список литературы

1. Харисов В.Н., Перов А.И., Болдин В.А. и др. Глобальная спутниковая радионавигационная система ГЛОНАСС. - М.:ИПРЖР, 1999. - 560 с.
2. Шебшаевич В.С., Дмитриев П.П., Иванцевич Н.В. и др. Сетевые спутниковые радионавигационные системы. - М.: Радио и связь, 1982. - 272 с.
3. Global Positioning System: Theory and Applications, Volume I, II. / Edited by Parkinson B. W., Spilker J. J. - Washington, AIAA, 1996.
4. Global Positioning System Standard Positioning Service Signal Specification - U.S. Department of Defense, Washington, 1995. - 51 p.
5. Minimum Operational Performance Standards for Global Positioning System/Wide Area Augmentation System Airborne Equipment. - RTCA/DO-229B, 1999. - 253 p.
6. GPS/GLONASS Satellite Simulator, Spirent Communications Global Simulation Systems. - <http://www.gssl.co.uk> (10.04.03).
7. Мальшев В.В., Куришин В.В. Адаптивный навигационный алгоритм в условиях селективного доступа к системе GPS // Известия Академии наук. Теория и системы управления. - 2001, №5. - с.134-142.

Сведения об авторе

Кушин Владимир Викторович, с.н.с. кафедры системного анализа и управления Московского авиационного института (государственного технического университета), к.т.н.; телефон: 158-4355, e-mail: mai604@online.ru