

УДК 621.376.4

Н.М. Крат, А.А. Савин, Г.С. Шарыгин

Контрольно-проверочная аппаратура системы автономной навигации космических аппаратов

Предложен вариант построения контрольно-проверочной аппаратуры для тестирования приемников сигналов спутниковых радионавигационных систем, входящих в состав аппаратуры системы автономной навигации космических аппаратов. Разработано программное обеспечение имитатора навигационных сигналов одновременно четырех спутниковых радионавигационных систем: ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS. В качестве аппаратной части имитатора используется векторный генератор сигналов. С помощью цифрового высокочастотного осциллографа реального времени и специального программного обеспечения анализа навигационных сигналов выполнено исследование точности воспроизведения закона изменения задержки сигналов, формируемых имитатором.

Ключевые слова: контрольно-проверочная аппаратура, система автономной навигации, космический аппарат, спутниковая радионавигационная система, имитатор сигналов, анализатор сигналов, среднеквадратическая погрешность.

Специфика навигационного поля в околоземном космическом пространстве. Высоты орбит большинства навигационных космических аппаратов (НКА) современных спутниковых радионавигационных систем (СРНС) составляют примерно 20 тыс. км. Диаграмма направленности антенн НКА, излучающих навигационные радиосигналы, как правило, ориентирована на Землю и ограничена угловым размером земного диска. Таким образом, в зависимости от высоты потребителя навигационного поля возможны два принципиально разных варианта взаимного расположения группировки СРНС и навигационного приемника. Первый при нахождении приемника на высотах меньше 20 тыс. км практически не отличается от условий для наземного потребителя. Второй, при размещении приемника на высотах более 20 тыс. км предполагает, что возможен прием сигналов только тех НКА, которые находятся на существенном удалении от приемника в зоне радиовидимости с противоположной стороны Земли. Варианты размещения навигационного приемника на космическом аппарате (КА) с низкой и высокой орбитами показаны на рис. 1.

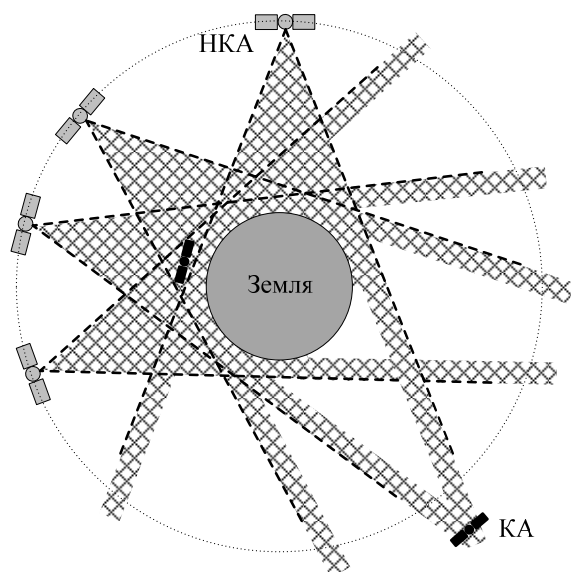


Рис. 1. Варианты взаимного расположения НКА и КА – потребителя навигационного поля. Штриховкой обозначены примерные области наличия навигационного сигнала спутников

В результате при движении КА на высоких орбитах (например, геостационарной или высокоэллиптической) количество принимаемых сигналов существенно ниже обычного. Для улучшения геометрического фактора и увеличения общего числа принимаемых сигналов следует использовать сигналы сразу нескольких СРНС. В настоящее время развернуты и функционируют четыре СРНС: отечественная ГЛОНАСС [1], американская GPS [2], европейская Galileo [3] и китайская BDS (Compass) [4]. Также следует отметить, что при увеличении числа доступных НКА уменьшается случайная (шумовая) составляющая погрешности измерения координат КА, что очень важно при низком уровне сигналов. Низкий уровень принимаемых сигналов определен большой удаленностью источника и приемника навигационных сигналов (НС). Однако распространение сигнала от источника к приемнику происходит практически в свободном пространстве, т.е. искажения за счет

влияния атмосферы Земли отсутствуют. Следовательно, реализация двухчастотного метода компенсации влияния ионосферы Земли не требуется и можно ограничиться только одним диапазоном для каждой используемой СРНС.

Таким образом, аппаратура универсальной системы автономной навигации (САН) КА, движущихся по различным орбитам, должна разрабатываться с учетом всех приведенных выше замечаний. В свою очередь, контрольно-проверочная аппаратура приемников САН КА должна обеспечивать условия проверки технических характеристик, которые максимально приближены к реальным.

Постановка задачи построения контрольно-проверочной аппаратуры САН. В настоящее время существует большое количество симуляторов навигационных систем, которые можно использовать для тестирования навигационных приемников [5, 6]. Некоторые строятся на базе векторного генератора сигналов, работающего под управлением программного обеспечения со специальной библиотекой функций. Большинство из существующих симуляторов позволяют имитировать навигационное поле для космического потребителя. Однако при недостаточной гибкости стоимость данного оборудования и программного обеспечения для него высока. Таким образом, для проверки навигационных приемников из состава САН КА целесообразна разработка собственной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА).

Наиболее оптимальным по критерию «стоимость–функционал» решением является вариант с приобретением универсального векторного генератора сигналов и разработки собственного программного обеспечения имитации необходимых сигналов. Отметим, что для проверки основных технических характеристик аппаратуры САН достаточно имитации нескольких простых сигналов и режимов работы. В этом случае получается существенная экономия средств, но требуется проверка результатов работы разработанного программного обеспечения, управляющего работой приобретенного генератора.

Целью данной работы является создание программного обеспечения, которое вместе с имеющимся оборудованием позволит формировать навигационные сигналы с точностью, достаточной для проверки характеристик аппаратуры САН. В состав радионавигационной части КПА САН должны входить: имитатор навигационных сигналов, формирующий тестовые воздействия; анализатор навигационных сигналов, способный подтвердить качество имитируемых сигналов. Выходными сигналами КПА с требуемыми и подтвержденными метрологическими характеристиками должны быть сигналы четырех функционирующих на данный момент СРНС: ГЛОНАСС, GPS, Galileo и BDS.

Имитатор навигационных сигналов КПА САН. Имитатор навигационных сигналов (ИНС) построен на базе векторного генератора сигналов компании Agilent Technologies MXG5182B. Описание и технические характеристики векторного генератора сигналов MXG5182B приведены в [7]. Управление работой генератора выполняет специальная программа, установленная на управляющей ЭВМ (УЭВМ). Передача команд управления и данных между ИНС и УЭВМ осуществляется по протоколу Ethernet. К предварительным настройкам, которые необходимо передать в ИНС, можно отнести несущую частоту выходного сигнала (центральная частота в спектре), уровень выходного сигнала и частоту дискретизации, определяющую полосу выходного сигнала. После установки основных параметров в ИНС передаются квадратуры выходного сигнала.

Имитатор в составе КПА САН должен имитировать сигналы ГЛОНАСС в диапазоне L1 (центральная частота 1602 МГц, общая полоса 7,31 МГц, полоса сигнала одного спутника 1,022 МГц), GPS в диапазоне L1 (центральная частота 1575,42 МГц, полоса 2,046 МГц), Galileo в диапазоне E1 (центральная частота 1575,42 МГц, полоса 12,276 МГц) и BDS в диапазоне B1 (центральная частота 1561,098 МГц, полоса 4,096 МГц). Исходя из этого определим основные параметры ИНС. Несущую (центральную) частоту ИНС выбираем равной 1583 МГц, полосу занимаемых частот – 50 МГц (соответствующая частота дискретизации 100 МГц). Уровень выходного сигнала меняется в зависимости от имитируемых условий взаимного расположения источника и приемника. При калибровке ИНС уровень сигнала необходимо выбирать из условия обеспечения точности определения задержки.

Выражение для формирования комплексного сигнала в УЭВМ для последующей загрузки квадратур в ИНС имеет следующий вид:

$$s(k) = \sum_{i=1}^N A_i \cdot ПСП_i \left(k + \frac{\Delta t_i \cdot K}{T_i} \right) \cdot e^{j \cdot \Delta f_i \cdot k \cdot \Delta t}, \quad (1)$$

где N – число спутников, сигналы от которых имитируются; A_i – амплитуда сигнала i -го спутника; $ПСП_i$ – массив значений отчетов дальномерного кода i -го спутника (с учетом цифровой информации и вторичного кода); K – число отчетов, соответствующее имитируемому сигналу; Δt_i – задержка сигнала i -го спутника от начала дальномерного кода; T_i – период дальномерного кода i -го спутника; Δt – шаг дискретизации; Δf_i – отстройка частоты сигнала i -го спутника от центральной. Разработанное программное обеспечение позволяет выполнить расчет квадратур по формуле (1) и после этого провести загрузку генератора (передать данные).

Отметим, что синхронизация ИНС осуществляется сигналом 10 МГц с выхода рубидиевого стандарта частоты. Для калибровки, проверки технических параметров и характеристик точности ИНС разработан анализатор навигационных сигналов.

Специальное программное обеспечение анализа навигационных сигналов. Анализатор навигационных сигналов (АНС) выполнен на базе цифрового высокочастотного запоминающего осциллографа реального времени компании Agilent Technologies DSO9404A [8]. Сигнал с выхода ИНС подается на вход осциллографа. Синхронизацию АНС также выполняет рубидиевый стандарт частоты. Тестирование ИНС осуществляет разработанное специальное программное обеспечение анализатора навигационных сигналов (СПО АНС). Программа функционирует на УЭВМ и выполняет следующие действия: запуск осциллографа и сохранение файла с записью сигнала на жесткий диск в формате *.h5, считывание зарегистрированного сигнала из файла, перенос спектра сигнала в область низких частот, фильтрацию и корреляционную обработку для оценки момента прихода навигационного сигнала. При необходимости оценки момента прихода пересчитываются в псевдодальность (ПД). Передача информационных потоков между АНС и УЭВМ производится по протоколу Ethernet.

Исследование среднеквадратической погрешности задержки НС. Для исследования среднеквадратической погрешности формирования задержки НС, формируемых ИНС, использована аппаратура стенда КПА САН. Навигационная часть стенда КПА САН содержит: рубидиевый стандарт частоты Ч1-2010; векторный генератор сигналов Agilent MXG5182B; цифровой осциллограф Agilent DSO9404A; управляющую ЭВМ (УЭВМ); коммутатор Ethernet. Схема подключения аппаратуры стенда в режиме калибровки и проверки статистических характеристик ИНС показана на рис. 2.

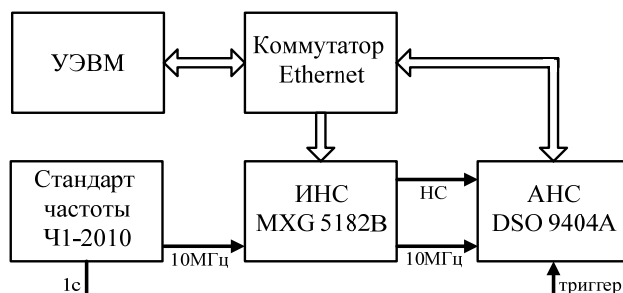


Рис. 2. Схема подключения элементов КПА САН при калибровке ИНС

Гармонический сигнал частотой 10 МГц используется для синхронизации ИНС. Этот же сигнал с ИНС подается на АНС для синхронизации частоты дискретизации осциллографа. Импульсный сигнал метки времени «1с» используется для запуска осциллографа (в качестве канала триггера использован второй канал осциллографа). Загрузка и запуск ИНС осуществляются по командам, передаваемым с УЭВМ. Ансамбль НС, формируемых ИНС, поступает на первый канал

АНС. Управление работой АНС и передача для обработки зарегистрированных напряжений производится также по командам, передаваемым УЭВМ через коммутатор Ethernet. Расчет оценок и протоколирование результатов производится в УЭВМ.

Отдельное измерение включает в себя загрузку сигнала с заданными параметрами в память генератора, подключенного к осциллографу, оцифровку и сохранение в файл зарегистрированных напряжений и последующую обработку. В результате обработки множества файлов данных рассчитывается значение среднеквадратического отклонения (СКО) оценки ПД.

По результатам проведенных исследований получены зависимости СКО оценки ПД от мощности сигнала на выходе ИНС. Графики СКО оценок ПД для сигналов четырех СРНС приведены на рис. 3. Предварительно была измерена мощность шума осциллографа, что позволило выполнить аналитический расчет СКО оценок ПД. Для проведения расчетов использована формула

$$\sigma = \frac{c}{2\pi \cdot \sqrt{\frac{P_s \cdot t_s}{P_n / \Delta f} \cdot \Delta f}}, \quad (2)$$

где c – скорость света; Δf – среднеквадратическая ширина спектра сигнала (1,022 МГц для ГЛОНАСС; 2,046 МГц для GPS; 4,192 для BDS; 12,276 для Galileo); P_s – мощность сигнала; P_n – мощность шума, равная -51 дБм в полосе сигнала; t_s – длительность выборки сигнала (1 мс для ГЛОНАСС, GPS и BDS; 4 мс для Galileo). Результаты расчета также приведены на рис. 3.

Сравнение полученных оценок с результатами расчетов показывает, что основной причиной появления флуктуационной составляющей погрешности измерения задержки являются шумы осциллографа. Генератор воспроизводит задержку сигнала с высокой точностью. Отличие расчетных и экспериментальных кривых при мощности несущей от -10 до -20 дБм обусловлено увеличением уровня шумов осциллографа при изменении вертикального масштаба развертки. Для калибровки генератора при накоплении на одном периоде дальномерного кода с целью определения среднего значения погрешности формирования задержки (систематической составляющей) с погрешностью не более $0,1$ м, достаточно уровня сигнала не менее -30 дБм для всех имитируемых СРНС.

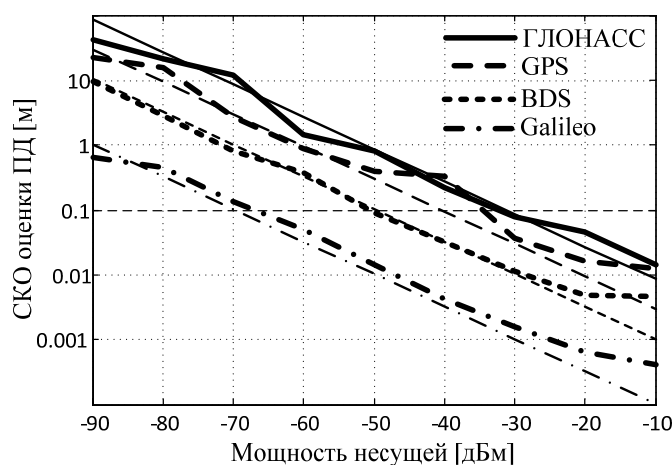


Рис. 3. Зависимости СКО оценок ПД от уровня несущей для различных СРНС. Тонкими линиями показаны расчетные значения СКО

Заключение. В работе рассмотрена высокочастотная радионавигационная часть контрольно-проверочной аппаратуры системы автономной навигации. На основе проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

1. Разработан имитатор в составе стенда КПА для тестирования систем автономной навигации по сигналам четырех СРНС. Разработанное программное обеспечение анализатора сигналов позволяет выполнять проверку метрологических характеристик формируемых сигналов.
2. Для калибровки ИНС с подключенными к нему кабельными сборками и необходимыми переходами с достаточной для КПА САН точностью необходимо выполнить измерения с помощью АНС при уровне сигнала не менее -30 дБм.

Работа выполнена при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации в соответствии с договором № 02.G25.31.0042 от 12.02.2013 г. в порядке реализации Постановления Правительства РФ № 218.

Литература

1. Глобальная навигационная спутниковая система ГЛОНАСС (Интерфейсный контрольный документ, пятая редакция). М.: Координационный научно-информационный центр Российской Федерации, 2008. – 74 с.
2. Interface Control Document Global Positioning System (ICD-GPS-200C). – Wash., 1997. – 160 p.
3. European GNSS (Galileo) Interface Control Document. – Brussels, 2010. – 196 p..
4. BeiDou Navigation Satellite System Interface Control Document. – Peking, 2012. – 77 p.
5. Симулятор ГНСС фирмы National Instruments [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://tehnolux.org/doc/PXI-GNSS.pdf> (свободный).
6. Имитатор навигационных сигналов ГЛОНАСС и GPS фирмы Spirent Communications [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.all-pribors.ru/si/imitator-signalov-glonass-i-gps-41686> (свободный).
7. Описание векторного генератора сигналов Agilent Technologies MXG5182B [Электронный ресурс]: Режим доступа: <http://www.home.agilent.com/ru/pd-2115999-pn-N5182B/mxg-x-series-rf-vector-signal-generator> (свободный).
8. Описание цифрового осциллографа Agilent Technologies DSO9404A. [Электронный ресурс]: Режим доступа: <http://www.home.agilent.com/ru/pd-1632456-pn-DSO9404A/oscilloscope-4-ghz-4-analog-channels> (свободный).

Крат Никита Михайлович

Студент каф. радиотехнических систем ТУСУРа

Тел.: +7 (983) 238-97-35

Эл. почта: nik54312007@yandex.ru

Савин Александр Александрович

Канд. техн. наук, директор НИИ радиотехнических систем ТУСУРа

Тел.: +7 (952) 806-20-96

Эл. почта: saasavin@mail.ru

Шарыгин Герман Сергеевич

Д-р техн. наук, профессор, зав. кафедрой радиотехнических систем ТУСУРа

Тел.: +7 (913) 820-72-38

Эл. почта: gssh@mail.tomsknet.ru

Krat N.M., Savin A.A., Sharygin G.S.

Test equipment for autonomous navigation system of space vehicles

There is a variant of test equipment building for GNSS receivers, which are being contained in autonomous navigation system of space vehicles. Software of navigation signal simulator of simultaneously four GNSS (GLONASS, GPS, Galileo and BDS) has been developed. Vector signal generator is used as hardware. By means of real-time radiofrequency oscilloscope and special software for navigation signal analysis, accuracy research of signal delay changing law reproducing has been performed.

Keywords: test equipment, autonomous navigation system, space vehicle, global navigation satellite system (GNSS), signal simulator, signal analyzer, mean-square error.
