

УДК 629.764.05:527

А. В. Дегтярев, М. А. Дегтярев, С. А. Давиденко, А. Л. Макаров,
М. Г. Снегирев, В. Н. Сиренко, В. Л. Тихонов, В. С. Шеховцов

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

О ВОЗМОЖНОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БЕСПЛАТФОРМЕННЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППАРАТУРЫ СПУТНИКОВОЙ НАВИГАЦИИ GPS

Приведены результаты исследований возможности построения бесплатформенной инерциальной навигационной спутниковой системы управления (БИНС/АСН GPS) на базе микроэлектронных датчиков (МЭМС) и аппаратуры спутниковой навигации для коммерческих ракет-носителей (РН) легкого и среднего классов. Отмечено, что такая система имеет меньшую стоимость, меньшие массу, размеры и энергоемкость. Обоснование возможности построения БИНС/АСН GPS базируется на результатах анализа решений двух задач: статистического моделирования возмущенного движения РН с учетом погрешностей работы БИНС/АСН GPS и выбора рациональной структуры и аппаратуры с учетом результатов моделирования. Показано, что применение БИНС/АСН GPS позволяет повысить конкурентоспособность РН рассматриваемого класса за счет снижения стоимости пуска и увеличения массы полезной нагрузки.

Ключевые слова: беспилотная навигационная система, аппаратура спутниковой навигации GPS, гибридная система управления, МЭМС-гироскопы и акселерометры, слабосвязанная система.

Актуальным направлением дальнейшего развития ракетно-космической техники Украины является создание коммерческих ракет-носителей легкого и среднего классов. Необходимость создания таких носителей вызвана, с одной стороны, стойкой тенденцией уменьшения массы космических аппаратов (КА), предназначенных для исследования околоземного космического пространства, с другой — высокой стоимостью запусков КА на околоземные орбиты с разным наклоном с помощью РН, имеющих в основном избыточную мощность. Выходом из ситуации может служить обеспечение выведения групп КА на разные орбиты одним пуском РН

[1]. Однако такой подход эффективен при выведении КА на компланарные орбиты. При выведении КА на орбиты, лежащие в разных плоскостях, такое решение требует больших дополнительных энергетических затрат.

Конкурентоспособность ракет-носителей рассматриваемого класса на мировом рынке пусковых услуг зависит от стоимости пуска РН и максимально возможной массы полезной нагрузки.

Одним из перспективных направлений решения этой проблемы является замена платформенных инерциальных систем управления (СУ) РН на бесплатформенные инерциальные, навигационные. Помимо меньших стоимости, массы, размеров и энергоемкости СУ, к преимуществам такой системы следует отнести существенное упрощение их механической части,

компоновки, отсутствие ограничений по углам разворота, повышение универсальности системы, так как переход к определению тех или иных параметров навигации осуществляется алгоритмически, а также упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов. Вместе с тем при всех перечисленных положительных факторах на сегодняшний день величины погрешностей БИНС превышают величины погрешностей традиционных платформенных систем управления. В этой связи возникает вопрос о построении гибридных систем управления, имеющих одновременно хорошие точность и эксплуатационные характеристики.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СПУТНИКОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ БИНС/АСН GPS

Одним из направлений создания гибридных систем является разработка БИНС/АСН GPS, базирующихся на МЭМС-гироскопах и акселерометрах и АСН GPS. (МЭМС — гироскопы и акселерометры — устройства, объединяющие в себе микроэлектронные и микромеханические компоненты. Их применение позволяет реализовывать методы инерциальной навигации на новом уровне, когда миниатюрные датчики служат источниками данных о параметрах движения РН). Наличие последней позволяет дополнительно снизить требования к точности инерциальных датчиков и построить БИНС на основе МЭМС-гироскопов и акселерометров. Комбинация гироскопов и акселерометров позволяет отследить и зафиксировать параметры движения РН в трехмерном пространстве. Использование АСН GPS позволяет определить местоположение и скорость РН с высокой точностью от 3—10 м до нескольких сантиметров в перспективе. (В настоящее время точность определения координат движущегося объекта с помощью GPS составляет 3—10 м. С целью повышения точности позиционирования до 10 см и меньше в НАСА разработана глобальная дифференциальная система GPS (GDGPS), представляющая собой обширную сеть станций дифференциальной коррекции и мониторинга (СДКМ) и центры

обработки данных с программным обеспечением, позволяющим анализировать поступающую информацию в реальном времени. Чем больше таких станций следят за местоположением спутников GPS, тем более точно системы позиционирования могут прогнозировать местоположение спутника с точностью до сантиметра на несколько дней вперед. Учитываются самые разные факторы — от континентального дрейфа до влияния ионосферы Земли на аппараты и передачу сигналов с них).

Благодаря дополняющим друг друга характеристикам БИНС на базе МЭМС-гироскопов и акселерометров и АСН GPS представляется возможность совместной обработки характеристик в интересах повышения точности работы такой системы управления.

Разработка БИНС/АСН GPS на проектной стадии связана с решением ряда задач, таких как выбор принципов построения и структуры БИНС/АСН GPS, идеологии ее работы, повышение уровня точности датчиков, выполненных по МЭМС-технологии, разработка конструкции и электрических схем СУ и возможной компенсации факторов, влияющих на точность работы БИНС/АСН GPS.

Обоснование возможности построения БИНС/АСН GPS может быть проведено на основе анализа решения двух задач: статистического моделирования возмущенного движения РН с учетом работы БИНС/АСН GPS, погрешностей датчиков навигации и выбора принципов построения и структуры БИНС.

При решении первой задачи основное внимание уделено анализу степени влияния погрешностей МЭМС — датчиков и данных от АСН GPS на точность выведения РН полезной нагрузки, исследованию принципиальной возможности построения БИНС/АСН GPS, а также выработке основных требований к датчикам системы навигации, при решении второй задачи — особенностям построения слабосвязанной БИНС/АСН GPS с интеграцией по выходным параметрам, а также выбору чувствительных элементов БИНС для ее построения в трехканальном варианте.

Ниже изложены основные особенности и результаты решения этих задач.

ЗАДАЧА МОДЕЛИРОВАНИЯ ВОЗМУЩЕННОГО ДВИЖЕНИЯ РН

Статистическое моделирование возмущенного движения РН проводилось с использованием общей математической модели движения РН, учитывающей разбросы ее характеристик, и погрешностей работы БИНС/АСН GPS. Общая модель разработана с использованием опыта ГП «КБ «Южное» в создании сквозных моделей имитационного моделирования и включает следующие подмодели [5]:

- земного эллипсоида (согласно модели эллипсоида WGS-84);
- гравитационного поля Земли с его разложением по сферическим гармоникам с удержанием первых пяти широтных гармоник;
- возмущенной атмосферы Земли, включающей разбросы ее параметров и параметров силы ветра в зависимости от высоты;
- движения РН, включающей дифференциальные уравнения движения РН и выражения для сил и моментов, действующих на РН в полете;

- датчиков БИНС и ее погрешностей;
- АСН GPS, включая модель ее погрешностей;
- блоков навигации и наведения системы управления, включая составляющие поправок от АСН GPS;

- блока стабилизации БИНС/АСН GPS.

При построении общей модели учтена следующая номенклатура погрешностей и характеристик:

- для МЭМС-гироскопов и акселерометров — смещение нуля и случайный уход, погрешность масштабного коэффициента, погрешность углового положения оси чувствительности, методическая погрешность начальной выставки, амплитуда шума датчиков, частота обновления показаний приборов, величина запаздывания показаний приборов;
- для АСН GPS-погрешности определения координат, линейных скоростей, частота выдачи навигационных параметров, характерное время корреляций показаний, длительность одиночных перерывов в работе системы.

Расчетная схема модели БИНС/АСН GPS приведена на рис. 1.

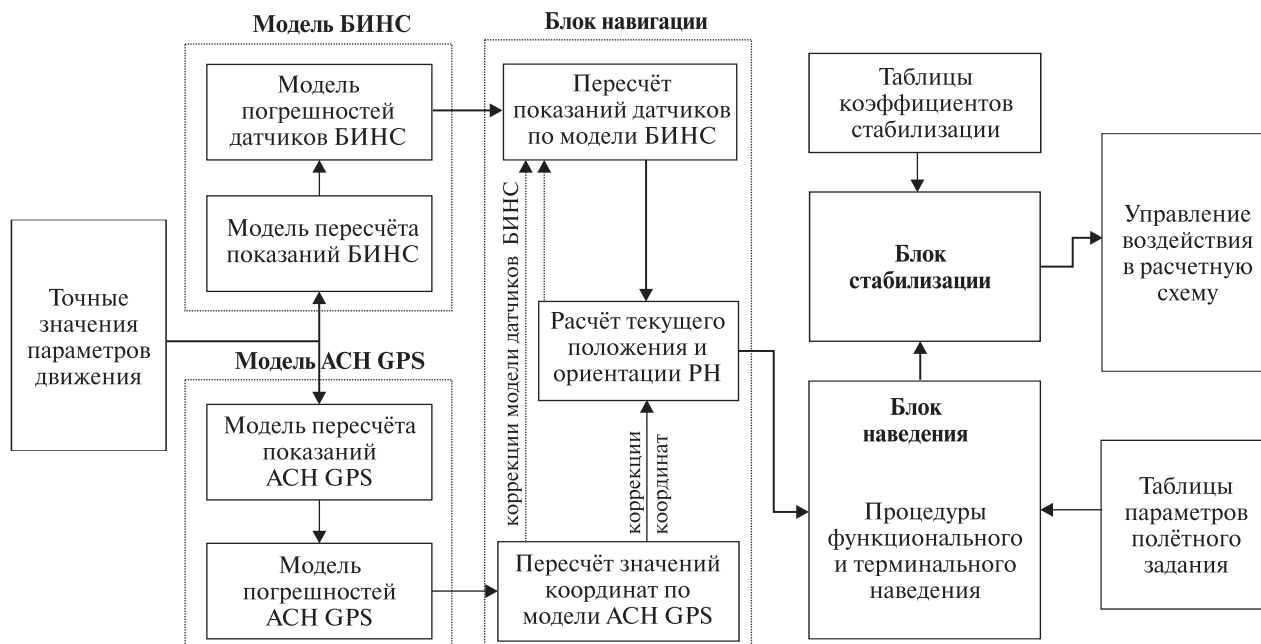


Рис. 1. Расчетная схема модели БИНС/АСН GPS

АЛГОРИТМ КОРРЕКТИРОВКИ НАВИГАЦИОННЫХ ПАРАМЕТРОВ

В общей модели предусмотрен усовершенствованный алгоритм корректировки навигационных параметров по показаниям АСН/GPS (рис. 2).

В предлагаемом алгоритме, кроме корректировки значений координат и скоростей РН по схеме, предложенной в работе [4], в систему управления встраивается линейная модель погрешностей показаний датчиков БИНС с набором масштабных коэффициентов, изначально равных нулю. При расчете навигационных параметров СУ корректирует показания датчиков БИНС на усреднённые значения невязок параметров движения, определённых с использованием датчиков БИНС и АСН GPS. После этого процедура периодически повторяется.

Использование такого алгоритма позволяет компенсировать медленно изменяющиеся составляющие погрешностей датчиков БИНС,

повысить точность определения навигационных параметров и параметров выведения РН, а также снизить энергетические потери при корректировке ее траектории.

ПРОГРАММНЫЙ КОМПЛЕКС

На основе общей математической модели был разработан алгоритм решения задачи и соответствующий программный комплекс, позволяющий проводить статистическое моделирование процесса возмущенного движения РН с использованием метода Монте-Карло. Программный комплекс позволяет моделировать работу СУ в части решения задач наведения, точности и стабилизации при комплексном использовании информации, получаемой от внешних источников и с борта РН. Комплекс имеет универсальный характер и позволяет моделировать различные комплектации СУ и типы РН.

Время расчета одной реализации составляет 0.8...1.2 с в зависимости от принятого для моделирования расчетного случая.

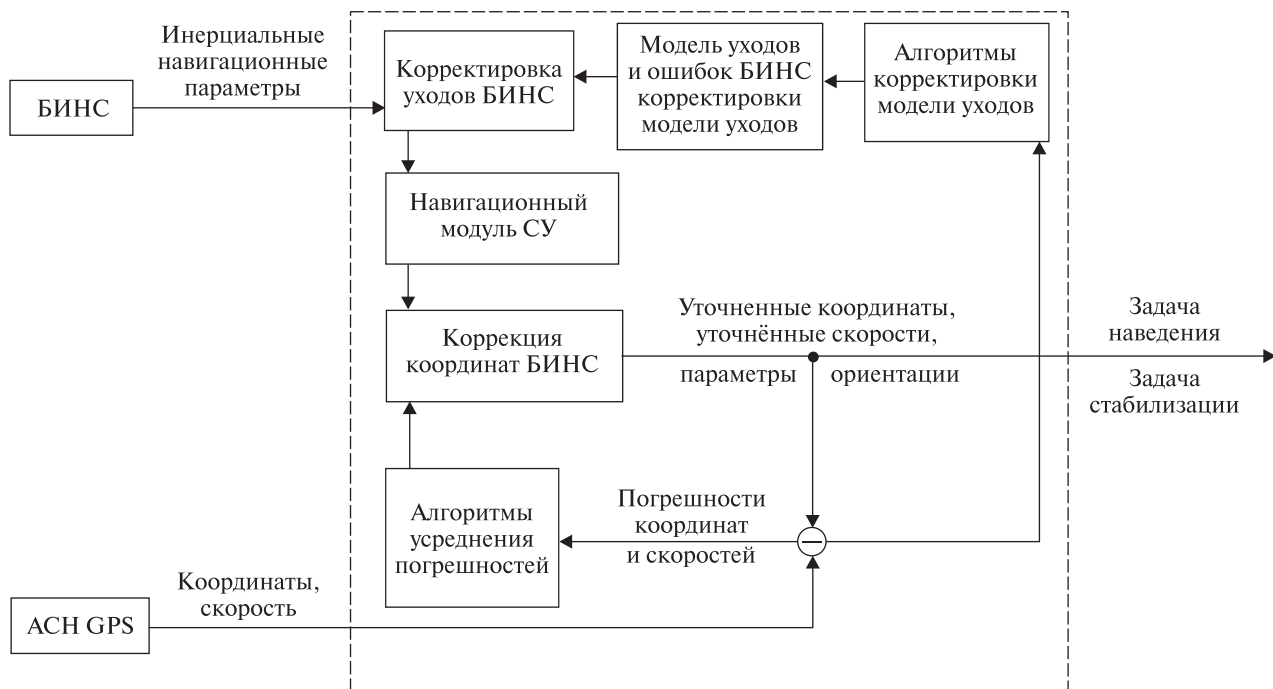


Рис. 2. Увеличенная блок-схема усовершенствованного алгоритма корректировки навигационных параметров по показаниям АСН GPS

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ ДЛЯ МОДЕЛИРОВАНИЯ

В качестве основных исходных данных приняты следующие:

- параметры базовой траектории полета двухступенчатой РН типа «Циклон-4» при выведении космического аппарата на орбиту, переходную к солнечно-синхронной высотой 670 км при наклонении 98.1° и траектории выведения РН типа «Маяк-22» при выведении КА на круговую орбиту высотой 200 км с наклонением 51.6° ;

- требуемая погрешность выведения для РН типа «Циклон-4» на заданную орбиту (допустимые предельные отклонения параметров орбиты (3σ) на момент отделения КА) равна: по высоте $\Delta h_a, \Delta h_n = \pm 5$ км, по наклонению $\Delta i = \pm 1'$, по долготе восходящего узла $\Delta \Omega = \pm 2.5'$, по аргументу перигея $\Delta \omega = \pm 10^\circ$ (при $e \geq 0.00115$);

- требуемая точность выведения РН типа «Маяк-22» по высоте $\Delta h_{кр} = \pm 5$ км, наклонению орбиты $\Delta i = \pm 3'$, долготе восходящего узла $\Delta \Omega = \pm 4.8'$;

- диапазон величин погрешностей МЭМС-гироскопов, акселерометров и АСН GPS принят в соответствии с данными, приведенными в работах [2—9]; выбранные параметры «датчиков пониженной точности» соответствуют параметрам погрешностей недорогих «тактических» датчиков; параметры «датчиков повышенной точности» соответствуют параметрам лучших современных датчиков «тактического» диапазона.

РЕЗУЛЬТАТЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для указанных исходных данных и принятых расчетных случаев проводилось статистическое моделирование возмущенной траектории выведения полезной нагрузки РН. Количество реализаций для каждого расчетного случая составляло 4000—10000. Результаты моделирования приведены в таблице. Из приведенных результатов следует принципиальная возможность построения БИНС/АСН GPS для РН рассматриваемых классов на базе МЭМС-гироскопов, акселерометров и АСН GPS.

Использование в контуре навигации дополнительных данных от GPS позволяет существенно повысить точность выведения РН полез-

ной нагрузки на заданную орбиту. Например, применение системы АСН GPS позволяет повысить точность орбитальных параметров в 10 и более раз по сравнению с наведением только по данным датчиков БИНС пониженной точности и при использовании МЭМС-гироскопов и акселерометров с погрешностями на 1-2 порядка большими погрешностей традиционных систем БИНС.

В отдельных случаях ошибки выведения незначительно превышают требования по параметрам точности выведения КА на солнечно-синхронную орбиту, но являются пригодными для выведения КА при менее жестких требованиях по точности выведения.

Использование усовершенствованного алгоритма корректировки показаний датчиков БИНС по данным АСН GPS позволяет уменьшить погрешности наведения на 15...24 %. Система стабилизации БИНС/АСН GPS обеспечивает удовлетворительную стабильность полета РН и парирование внешних воздействий. Перерывы в приеме данных от системы АСН GPS на время до 10 с не сказываются существенно на полёте РН и точности выведения КА.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ БИНС/АСН GPS, ВЫБОР ДАТЧИКОВ

Анализ показал, что при построении рассматриваемой системы управления целесообразно использование слабосвязанной БИНС/АСН GPS (рис. 3) с интеграцией по выходным параметрам. Такие системы по параметрам близки к оптимальным и не требуют кардинальной переработки аппаратных средств АСН GPS.

Комплексирование на уровне выходных данных имеет следующие преимущества:

- минимальное число параметров в интерфейсе обмена данными;
- минимально возможная скорость обмена, определяемая динамикой объекта;
- возможность разделения функций между БИНС и АСН GPS, применение традиционных алгоритмов первичной обработки;
- использование информации БИНС в АСН GPS на высокودинамичных объектах позволяет значительно сократить время поиска сигнала

лов навигационных спутников GPS, появляется возможность пересчета измеряемых АСН GPS частот Допплера; таким образом, АСН GPS из высокодинамичной переходит в слабодинамичную, что позволяет повысить точность навигационных параметров АСН GPS;

- минимальная доработка аппаратуры, возможность использования различных типов БИНС и АСН GPS.

Алгоритм интеграции цифровой бесплатформенной БИНС, использующей МЭМС-датчики, имеет свои особенности из-за высокого уровня их ошибок. В этом алгоритме исходные данные БИНС корректируются до применения в основном алгоритме БИНС.

Коррекция состоит в уменьшении ошибок чувствительных элементов, которые идентифицируются с помощью адаптированной модели

Ошибки выведения РН типа «Циклон-4» на орбиту, переходную к солнечно-синхронной, и РН «Маяк-22» на круговую орбиту

№ п/п	Расчетные случаи	Δh_a , м	Δh_n , м	Δi	$\Delta \Omega$	$\Delta \omega$	Соответствие требованиям по точности
<i>РН типа «Циклон-4»</i>							
1	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, без АСН GPS	71000	84000	23'	18'	22.5'	Нет
2	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, без АСН GPS	29400	37400	8.3	6.3	22.6	Нет
3	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с АСН GPS	3950	4310	1.84	0.91	8.7	Нет/да*
4	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с АСН GPS	1580	1490	0.81	0.48	2.3	Да
5	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с АСН GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	3070	3110	1.18	0.73	6.4	Нет/да*
6	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с АСН GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	1290	1280	0.63	0.48	2.1	Да
7	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, два отключения АСН GPS на время 8 и 10 с	1579	1496	0.81	0.48	2.35	Да
8	Схема с MEMS-датчиками повышенной точности с двумя отключениями АСН GPS на время 20 с	1750	1630	0.82	0.49	2.7	Да
<i>РН «Маяк-22»</i>							
1	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, без АСН GPS	53000	49000	21	18	—	Нет
2	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, без АСН GPS	17400	25800	6.5	7.1	—	Нет
3	Схема с МЭМС-датчиками пониженной точности, с АСН GPS	2430	2550	1.72	0.90	—	Да
4	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с АСН GPS	920	760	0.75	0.46	—	Да
5	Схема с МЭМС-датчиками повышенной точности, с АСН GPS, усовершенствованный алгоритм корректировки параметров	750	650	0.52	0.42	—	Да

* При увеличении погрешности определения угла наклона орбиты до 2'.

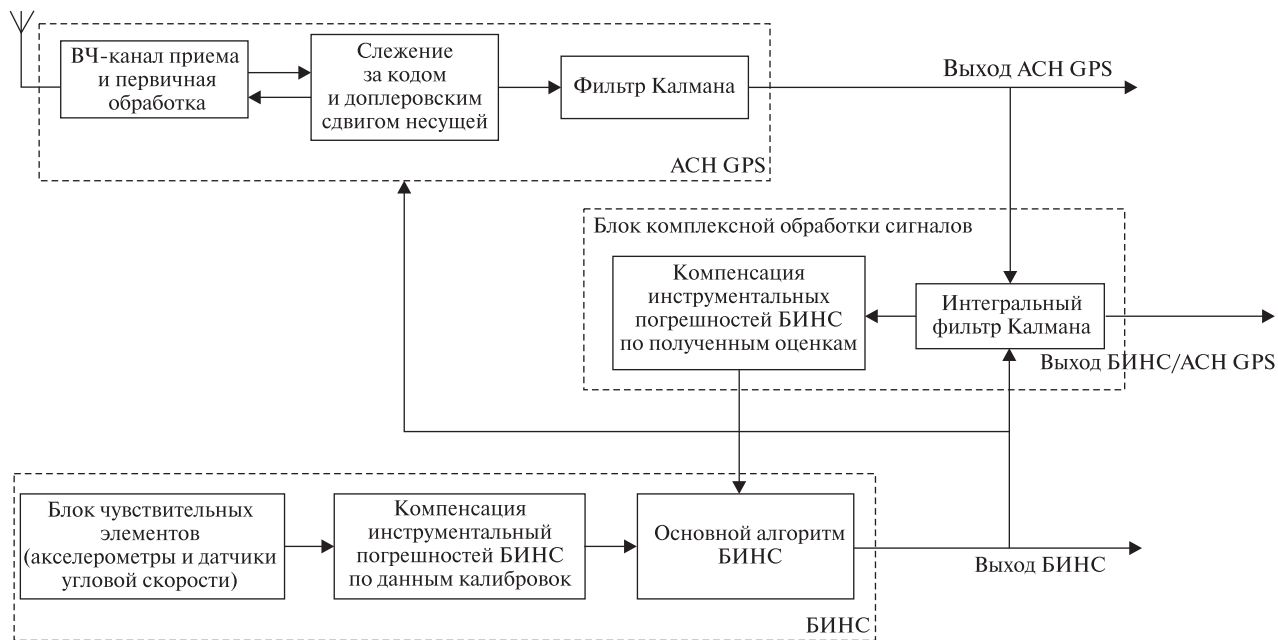


Рис. 3. Структурная схема интегрированной БИНС/АСН GPS

ошибок в используемом интегральном фильтре Калмана.

Выбор датчиков для БИНС связан с определенной сложностью: с одной стороны, наблюдается полное отсутствие конкурентоспособной элементной базы отечественного производства, с другой — сокращается номенклатура элементов и снимаются с производства интегральные схемы военного назначения (в том числе и исполнения SPACE) в странах дальнего зарубежья как морально устаревшие, дорогостоящие и не пользующиеся спросом. Производимые же элементы, помимо своей весьма высокой стоимости, полностью находятся под контролем их распространения и отсутствуют в свободной продаже. Возможность применения электронных компонентов широкого использования (класса Industry) при снижении стоимости, габаритов и массы аппаратуры БИНС без ухудшения технических и эксплуатационных показателей, в том числе показателя надёжности, требуют выбора оптимальной структуры БИНС и обеспечения допустимого времени парирования сбоев.

Как показал анализ, в рассматриваемом случае предпочтительным вариантом построения

является БИНС в трехканальном варианте с использованием глубокого мажоритирования (рис. 4). Реализованные в таком варианте принципы построения позволяют получать достоверную информацию о параметрах движения носителя даже в случае частичной потери работоспособности отдельных комплектующих. Источниками информации о параметрах движения являются три идентичных независимых измерительных канала, в каждый из которых входят отдельные трехосный датчик угловой скорости и трехосный акселерометр, а также контроллер первичной обработки сигналов датчиков. Каждый из измерительных каналов представляет собой функционально законченный модуль, способный выдавать измерительный кадр, содержащий информацию о трех проекциях вектора угловой скорости, трех проекциях вектора кажущегося ускорения, температуре датчиков на момент измерения параметров движения, а также служебную информацию о состоянии компонентов канала. Кроме этого, трехканальная структура БИНС при нормальной работе каналов позволяет в $\sqrt{3}$ раз уменьшить суммарную погрешность выходной информации БИНС.

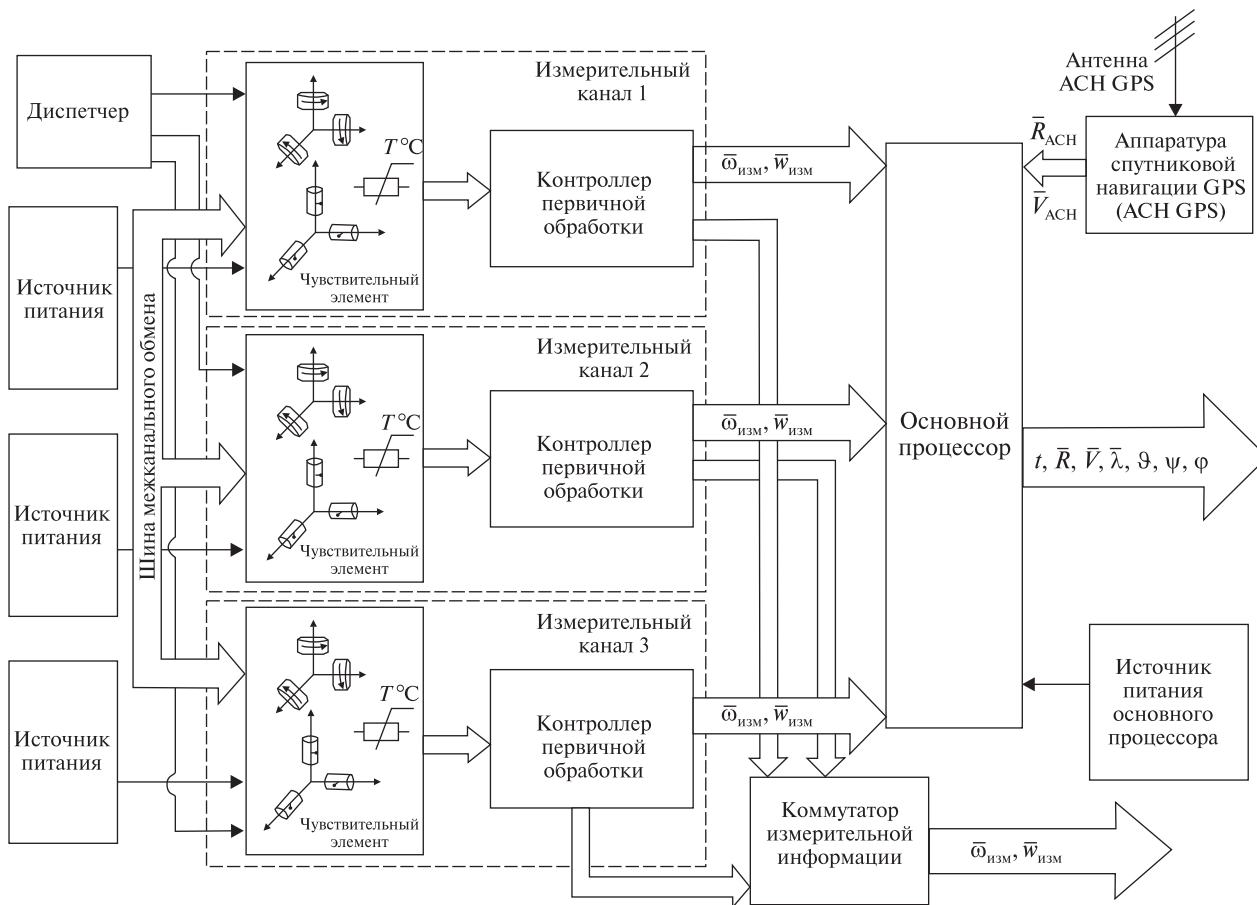


Рис. 4. Блок-схема структуры бесплатформенной БИНС: $T^{\circ}\text{C}$ — датчик температур; $\bar{\omega}_{\text{изм}}$ — измеренные значения составляющих вектора угловой скорости; $\bar{w}_{\text{изм}}$ — измеренные значения составляющих вектора кажущегося ускорения; $\bar{R}_{\text{АСН}}$ — составляющие радиуса-вектора ракеты, определяемые АСН; $\bar{V}_{\text{АСН}}$ — составляющие вектора скорости ракеты, определяемые АСН; \bar{R} — текущие значения составляющих радиуса-вектора ракеты; \bar{V} — текущие значения составляющих вектора скорости ракеты; $\bar{\lambda}$ — текущее значение кватерниона ориентации; ϑ, ψ, ϕ — текущие значения углов тангажа, рыскания и вращения, соответственно; t — текущее время

Для обеспечения работы трехканального варианта БИНС с требуемой точностью решен ряд алгоритмических подзадач [2], связанных с разработкой компенсационной температурной зависимости датчиков, компенсацией влияния воздействия ускорений на показания датчиков угловой скорости; учетом перекрестных связей, вызванных неперпендикулярностью осей чувствительных элементов датчиков относительно базовой поверхности корпуса прибора, компенсацией смещения нулевого сигнала, частичной компенсацией случайного ухода чувствительных элементов, учетом фактических значений масш-

табных коэффициентов, выбором полосы частот цифрового фильтра, а также алгоритма и методики калибровки инерциальной навигационной системы.

Полученные результаты проектных и проектно-расчетных исследований требуют экспериментального подтверждения. Для проведения наземной экспериментальной отработки БИНС/АСН GPS целесообразно создать три стенда: исследовательский стенд, включающий высокоточный трехосевой стенд для проведения калибровочных испытаний, проверки и подтверждения основных характеристик инерциального

ядра БИНС/АСН GPS, аппаратурно-программный комплекс контроля функционирования АСН GPS и проверочно-исследовательский комплексный стенд для отработки БИНС/АСН GPS. После экспериментального подтверждения основных характеристик системы управления целесообразно провести летную отработку БИНС/АСН GPS, используя ее в качестве «пассажира», например при пусках РН «Днепр».

ВЫВОДЫ

1. Основными преимуществами гибридных систем управления, помимо меньших стоимости, массы, размеров и энергоемкости, являются существенное упрощение их механической части, компоновки, отсутствие ограничений по углам разворота, повышение универсальности систем за счет алгоритмического перехода к определению тех или иных параметров навигации, а также упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов.

2. Одним из перспективных направлений разработки гибридных систем управления является разработка БИНС/АСН GPS на базе МЭМС-датчиков и аппаратуры спутниковой навигации GPS. Результаты моделирования показали, что объединяя разные по природе навигационные системы — недорогую БИНС с относительно большими погрешностями и высокоточную АСН GPS, можно построить БИНС/АСН GPS, способную обеспечить требуемую точность выведения РН полезной нагрузки на заданную орбиту.

3. Предложенные усовершенствованные алгоритмы корректировки показаний датчиков БИНС по данным системы АСН GPS позволяют дополнительно уменьшить погрешности выведения на 15—24 %.

4. Система стабилизации БИНС/АСН GPS обеспечивает удовлетворительные значения параметров полета РН и парирование внешних возмущающих воздействий. Медленно изменяющиеся погрешности и уходы МЭМС-датчиков мало влияют на стабильность полета РН. Кратковременные потери потока данных (до 10 с) от системы АСН GPS несущественно влияют на точность выведения и стабилизацию РН.

5. При проведении дальнейших проектно-расчетных работ целесообразно провести исследование устойчивости полета РН типа «Циклон-4» и «Маяк-22», оснащенных БИНС/АСН GPS, с учетом упругих колебаний РН и жидкого наполнения баков.

6. Предпочтительным вариантом построения БИНС/АСН GPS следует считать слабосвязанную систему с интеграцией по выходным параметрам. Такая система не требует кардинальной переработки аппаратных средств АСН GPS, имеет минимальное число параметров в интерфейсе обмена данными, позволяет применять традиционные алгоритмы первичной обработки, а также сокращает время поиска сигналов навигационных спутников GPS и обеспечивает возможность пересчета измеряемых АСН GPS частот Доплера.

7. Для повышения точности и надежности работы БИНС/АСН GPS целесообразно принять вариант трехканальной БИНС с использованием глубокого мажоритирования, который позволяет при нормальной работе каналов в $\sqrt{3}$ раз уменьшить суммарную погрешность выходной информации БИНС, а также получать информацию о параметрах движения РН даже в случае частичной потери работоспособности отдельных комплектующих БИНС.

8. Полученные результаты проектных исследований целесообразно подтвердить результатами экспериментальной отработки БИНС/АСН GPS. Для проведения наземной экспериментальной отработки необходимо создать три стенда: исследовательский стенд, включающий высокоточный трехосевой стенд для проведения калибровочных испытаний, проверки и подтверждения основных характеристик инерциального ядра БИНС/АСН GPS, аппаратурно-программный комплекс контроля функционирования АСН GPS и проверочно-исследовательский комплексный стенд для отработки БИНС/АСН GPS.

9. После экспериментального подтверждения основных характеристик системы управления целесообразно провести летную отработку БИНС/АСН GPS, используя ее в качестве «пассажира», например при пусках РН «Днепр».

1. Дегтярев А. В. Научные и методологические основы модернизации ракетных комплексов: Дис. ... д-ра техн. наук. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2012. — 245 с. — Машинопись.
2. Дегтярев А. В., Кушнарев А. П., Макаров А. Л. и др. Анализ возможности разработки в ГП «КБ «Южное» интегрированной инерциально-спутниковой навигационной системы с чувствительными элементами, использующими различные физические принципы, в том числе и выполненные по МЭМС-технологии, для перспективных образцов ракетно-космической техники: (Техн. отчет). — № 21.17966.159 ОТ. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. — 243 с.
3. Кириченко А. Ф., Игнатъев В. Г., Саленко Д. В., Стадник Н. В. СУ РКН «Циклон-4». Алгоритмы системы навигации. — НТО ААРГ. 371111. 029 90 103. — Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 2011.
4. Кириченко А. Ф., Лукьянович А. Е., Остапенко В. М. СУ РКН «Маяк-22». Система навигации, наведения и стабилизации // Эскизный проект. — Харьков: НПП «Хартрон-Аркос», 2013. — Ч. 3.
5. Сиренко В. Н., Снегирев М. Г. Исследование возможности построения СУ при использовании ККП с повышенными погрешностями и информации под АПСНС НТО. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2015. — 53 с.
6. Jeffrey A. G. Characterization, control and compensation of MEMS rate and rate-integrating gyroscopes: A doctor of philosophy (Electrical Engineering) dissertation. — The University of Michigan, 2012. — 182 p.
7. Guochang Xu. GPS. Theory, algorithms and applications. — Heidelberg: Springer-Verlag, 2007. — 351 p.
8. Quinchia A. G., Falco G., Falletti E., et al. A comparison between different error modeling of MEMS applied to GPS/INS integrated systems // Sensors. — 2013. — 13. — P. 9549—9588.
9. Sveinsson A. INS/GPS error analysis and integration. — Reyjavik University, 2012. — 114 p.

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

О. В. Дегтярев, М. О. Дегтярев, С. О. Давиденко,
О. Л. Макаров, М. Г. Снегирев, В. М. Сиренко,
В. Л. Тихонов, В. С. Шеховцов

Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

ПРО МОЖЛИВІСТЬ ПОБУДОВИ
БЕЗПЛАТФОРМОВИХ СИСТЕМ КЕРУВАННЯ
РАКЕТ-НОСІЇВ З ВИКОРИСТАННЯМ
АПАРАТУРИ СУПУТНИКОВОЇ НАВІГАЦІЇ GPS

Наведено результати досліджень можливості побудови безплатформової інерційної навігаційної супутникової системи керування (БІНС/АСН GPS) на базі МЕМС-давачів та апаратури супутникової навігації для комерційних ракет-носіїв (РН) легкого і середнього класів. Відмічено, що така система має меншу вартість, менші масу, розміри і енергоємність. Обґрунтування можливості побудови БІНС/АСН GPS базується на результатах аналізу вирішення двох задач: статистичного моделювання збуреного руху РН з урахуванням похибок роботи БІНС/АСН GPS і вибору раціональної структури і апаратури з урахуванням результатів моделювання. Показано, що застосування БІНС/АСН GPS дозволяє підвищити конкурентоспроможність РН за рахунок зниження вартості пуску та збільшення маси корисного навантаження.

Ключові слова: безпілотна навігаційна система, апаратура супутникової навігації GPS, гібридна система управління, МЕМС-гіроскопи і акселерометри, слабозв'язана система.

А. В. Дегтярев, М. А. Дегтярев, С. А. Давиденко,
А. Л. Макаров, М. Г. Снегирев, В. Н. Сиренко,
В. Л. Тихонов, В. С. Шеховцов

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

ON THE FEASIBLE DEVELOPMENT
OF GIMBALLESS CONTROL SYSTEMS
FOR LAUNCH VEHICLES USING GPS
SATELLITE NAVIGATION EQUIPMENT

We present results on the feasibility of developing the Gimballess Navigation Inertial Satellite Control System (NISCS/GPS SNE) on the basis of MEMMS-sensors and GPS Satellite Navigation Equipment (GPS SNE) for commercial Launch Vehicles (LV) of light and middle classes. We note that this NISCS/GPS SNE is of less cost, less mass, less dimensions, and energy capacity. Feasibility of developing the NISCS/GPS SNE is based on the analysis of solution of two tasks: a) statistic modeling of LV disturbed motion, which takes into account the errors of NISCS/GPS SNE operation, and b) establishment of the NISCS/GPS SNE rational structure and instruments, which takes the modeling and experimental development results into account. We demonstrate that NISCS/GPS SNE use will be helping to increase competitiveness of Launch Vehicle of a reviewed class due to the reduction of LV launch cost and increase of Payload mass.

Key words: unmanned navigation system, GPS satellite navigation equipment, hybrid Control System, MEMMS gyroscopes and accelerometers, weakly connected system.