

doi: 10.15407/knit2016.02.029

УДК 528

А. В. Дегтярев¹, А. Л. Макаров¹, С. А. Давыденко¹, В. Л. Тихонов¹, А. Г. Лауш²

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепропетровск

² Общество с ограниченной ответственностью «Навіс-Україна», Смела

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ ИНТЕГРИРОВАННАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Рассмотрена возможность комплексирования различных навигационных систем и предложена астроинерциальная интегрированная навигационная система, которая может быть использована в составе систем управления ракет-носителей широкого класса.

Ключевые слова: бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС), чувствительные элементы на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС), аппаратура потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС).

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время для выведения космических аппаратов (КА) на околоземные орбиты используются ракеты-носители (РН), в состав которых входят традиционные системы управления (СУ), построенные на базе трехосных гиросtabilизированных платформ (ГСП). Такие системы управления имеют перед другими навигационными системами важные преимущества:

- универсальность применения;
- возможность определения основных параметров движения (координаты местонахождения, скорость, ускорение, направление движения, пространственная ориентация, то есть угловое положение в заданной системе координат в пространстве, угловая скорость и др.);
- автономность действия;
- помехозащищенность;
- высокая точность при ограничении времени работы.

Вместе с тем этим СУ присущи и определенные недостатки, главными из которых являются:

- возрастание с течением времени погрешностей, что ограничивает возможность их длительного использования без применения корректирующих средств;
- сложность устройства и необходимость применения высокопрецизионных базовых измерительных элементов и вычислительных устройств;
- высокая стоимость в эксплуатации: для их обслуживания (отладка, проверка, ремонт) требуется высококвалифицированный инженерно-технический состав и соответствующее оборудование.

Возрастание с течением времени погрешностей ГСП приводит к тому, что до 90 % суммарного отклонения параметров реализованной орбиты выведения КА от их расчетных значений обусловлены ошибками навигационной системы. Выведение на высокие круговые (например, навигационные КА), высокоэллиптические, переходные к геостационарной и геостационарные орбиты характеризуется длительными (от 5 ч и

более) многоимпульсными (более двух включений двигательной установки) схемами выведения. Постепенно накапливаясь, ошибки ГСП к концу формирования целевой орбиты доходят до многих десятков километров по координатам и соответствующим им отклонениям по проекциям вектора скорости. Это, в свою очередь, приводит к значительным отклонениям параметров фактической орбиты от их номинальных значений.

Помимо этого, применение ГСП влияет и на другой важнейший параметр, характеризующий эффективность ракетно-космического комплекса в целом, — максимальную массу полезной нагрузки, которая потенциально может быть выведена конкретным ракетным комплексом. Это связано с тем, что при выборе схемы выведения зачастую выбирается не оптимальная с точки зрения энергетики схема, а схема с минимальной продолжительностью, обеспечивающая приемлемые точностные характеристики.

Системы управления перспективных РН, помимо расширения круга решаемых задач, должны выполнять их на более качественном уровне, с более высокой точностью. Традиционные же системы, построенные на базе ГСП, практически исчерпали резервы своего совершенствования. Учитывая их высокую стоимость и сложность, необходимо разрабатывать альтернативные системы управления.

Эти системы управления целесообразно создавать как унифицированные, допускающие их использование в составе ракет-носителей разного класса, предназначенных для выведения КА различного назначения на возможно более широкий класс орбит — от низких околоземных до геостационарных.

В качестве базы таких систем может использоваться бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС).

К числу потенциальных преимуществ БИНС по сравнению с ГСП можно отнести:

- меньшие размеры, массу и энергоемкость;
- существенное упрощение механической части системы и ее компоновки;
- отсутствие ограничений по углам разворота;

— повышение универсальности системы, поскольку переход к определению тех или иных параметров навигации осуществляется алгоритмически;

— упрощение решения задачи резервирования и контроля работоспособности системы и ее элементов.

Вместе с тем при создании БИНС возникают принципиальные трудности, главными из которых являются:

— разработка чувствительных элементов (ЧЭ) (гироскопов и акселерометров), обладающих широким диапазоном измерений и приемлемой точностью в условиях их жесткого крепления на борту объекта;

— разработка бортовых цифровых вычислительных машин (БЦВМ), обладающих высокой производительностью (быстродействием), и их математического обеспечения.

Если достижения науки и техники в области вычислительной техники снимают какие-либо ограничения по разработке БЦВМ, то относительно чувствительных элементов имеются серьезные трудности с их разработкой и изготовлением. В связи с этим сроки разработки и стоимость таких систем весьма значительны.

Снизить сроки разработки, стоимость и габаритно-массовые характеристики БИНС позволяет использование в качестве ЧЭ сенсоров на базе микроэлектромеханических систем (МЭМС). Однако эти чувствительные элементы не позволяют в чисто инерциальном режиме обеспечить приемлемые точностные характеристики системы управления.

Приемлемая точность выведения может быть обеспечена посредством комплексирования разнородных навигационных систем — недорогих БИНС на основе МЭМС-датчиков и аппаратуры потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС) ГЛОНАСС/GPS.

БЕСПЛАТФОРМЕННАЯ ИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА + АП ГНСС СИСТЕМЫ

Благодаря различной физической природе и различным принципам формирования навигационного алгоритмического обеспечения, спут-

никовые и инерциальные навигационные системы хорошо дополняют друг друга. Их совместное использование позволяет, с одной стороны, ограничить рост погрешностей БИНС и, с другой стороны, снизить шумовую составляющую ошибок АП ГНСС, повысить темп выдачи информации бортовым потребителям, существенно поднять уровень помехозащищенности. Отклонения параметров фактической орбиты от их номинальных значений в таких системах определяются в основном точностными характеристиками АП ГНСС.

В настоящее время используется комплексирование навигационных и спутниковых систем в четырех основных вариантах:

- раздельная схема,
- слабо связанная схема,
- жестко связанная схема,
- глубоко интегрированная система.

После анализа вариантов комплексирования для рассматриваемой астроинерциальной интегрированной навигационной системы (АИНС) была выбрана жестко (сильно) связанная схема. АП ГНСС используется с функцией определения углов пространственной ориентации РН. Отличительной особенностью жестко связанной схемы является использование АП ГНСС в кольцах поиска и слежения за кодом, несущей и фазой информации о расчетных псевдодальностях и псевдоскоростях, получаемых от БИНС. Это позволяет существенно улучшить устойчивость слежения при осуществлении маневров и снизить время восстановления работы приемника в случае потери сигналов навигационных спутников, что расширяет области возможного применения рассматриваемой системы.

В работах [1—4] приведены материалы сравнительной оценки различных схем комплексирования между собой. В частности, показано, что при одной и той же точности БИНС на двадцатой минуте автономного полета сильно связанная схема дает в 1.5...2 раза меньшие ошибки определения координат, чем слабо связанная схема. Такие системы хорошо работают при полетах на высотах до 2000...3000 км, т. е. в непрерывном радионавигационном поле спутниковых навигационных систем.

В состав базовой структуры, используемой при выведении КА на низкие околоземные орбиты ($H \leq 2000...3000$ км), входят:

- бесплатформенная инерциальная навигационная система, использующая в своем составе чувствительные элементы, выполненные по МЭМС-технологии;
- АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации.

Приведенный состав базовой структуры позволяет определять навигационные параметры и идентифицировать погрешности БИНС после каждого этапа коррекции. Это позволяет получить достаточно точное предсказание углов ориентации, скорости и местоположения объекта в случае потерь сигналов GPS, а также удобную форму компенсации ошибок в реальном времени.

При нормальной работе АП ГНСС является основным источником навигационной информации. При этом показания БИНС постоянно (с частотой выдачи информации АП ГНСС) сравниваются с данными АП ГНСС и производится идентификация параметров модели ошибок БИНС. Когда сигналы навигационных спутников (НС) пропадают, система переходит в режим прогноза, и навигационную информацию получают от БИНС. В этом случае показания БИНС корректируют в соответствии с алгоритмом прогноза по модели ошибок. Когда приемник восстанавливает связь со спутниками, его измерения сглаживают, и продолжают оценивать по ним ошибки БИНС.

При разработке бесплатформенной инерциальной навигационной системы повышенное внимание уделялось обеспечению надежности. Принципы построения БИНС позволяют получать достоверную информацию о параметрах движения даже в случае частичной потери работоспособности оборудования. Структура БИНС представлена на рис. 1.

Источниками информации о параметрах движения являются три идентичных независимых измерительных канала, в каждый из которых входит отдельный ЧЭ — трехосевой датчик угловой скорости (ДУС) и трехосевой акселерометр, а также контроллер цифровой обработки сигналов ЧЭ. В процессоре цифровой обработ-

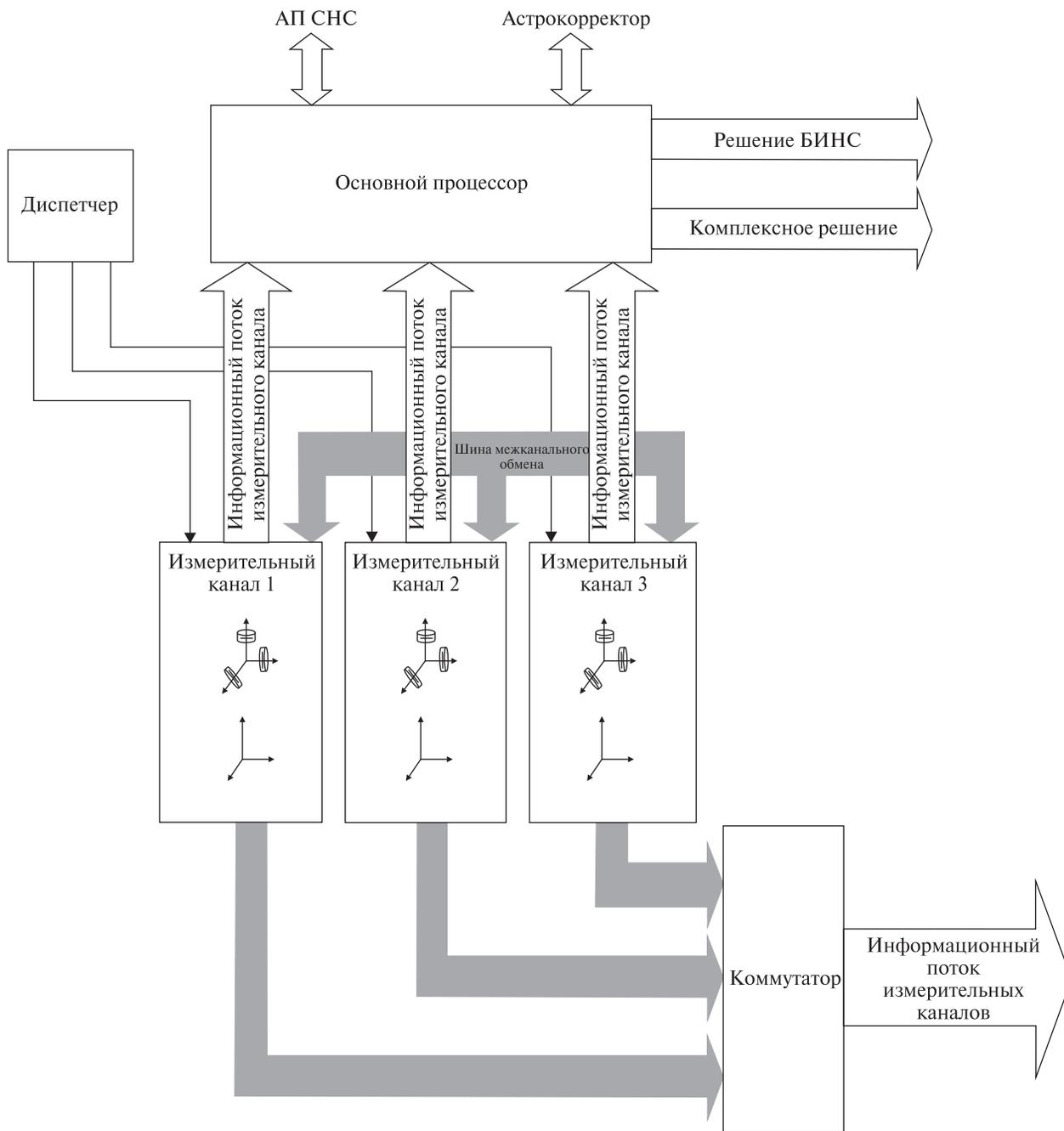


Рис. 1. Структура бесплатформенной инерциальной навигационной системы

ки сигнала производится фильтрация первичной измерительной информации ЧЭ. Кроме этого, используя записанные в энергонезависимую память данные калибровок, производится: алгоритмическая компенсация температурной

зависимости датчиков; компенсация влияния воздействия линейных ускорений на показания микромеханических ДУС; учет перекрестных связей, вызванных неперпендикулярностью осей чувствительности датчиков относительно

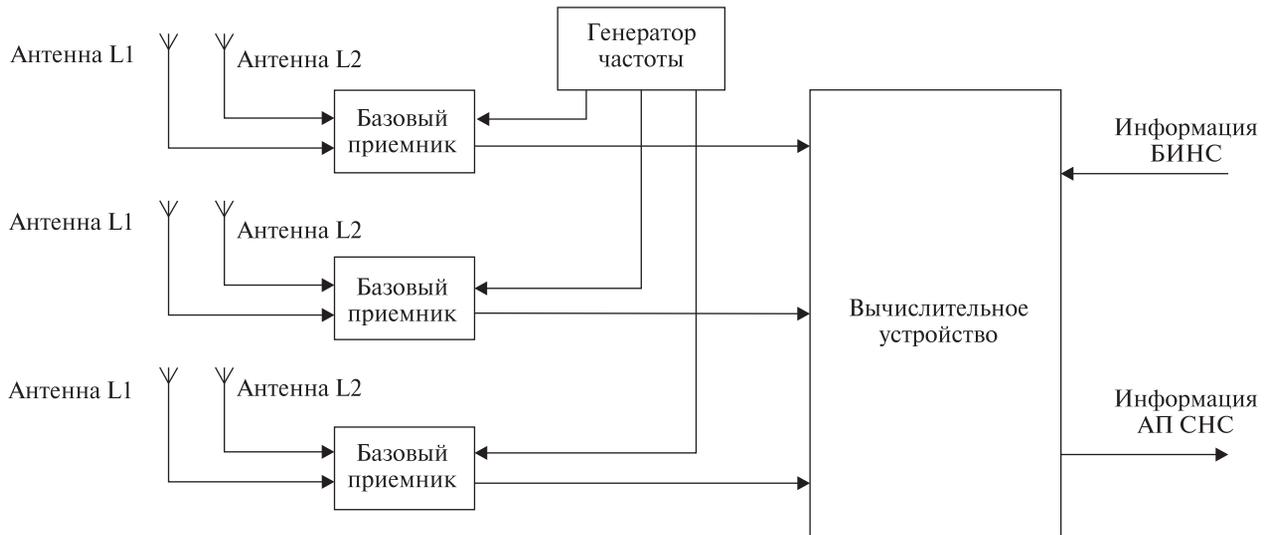


Рис. 2. Структура аппаратуры потребителей информации от глобальных навигационных спутниковых систем (АП ГНСС)

базовой поверхности корпуса прибора; компенсация смещения нулевого сигнала; частичная компенсация случайного ухода ЧЭ; учет фактических значений масштабных коэффициентов.

Основными компонентами математического обеспечения базовой структуры инерциально-спутниковой навигационной системы, которые решаются в основном процессоре, являются алгоритмы навигации и определения ориентации, коррекции «расчетной платформы», вектора состояния и углов ориентации, а также алгоритм прогноза вектора состояния и ориентации ракеты.

Принцип определения ориентации по измерениям АП ГНСС основан на измерении и сравнении фаз несущих сигналов НС, поступающих на разнесенные антенны АП ГНСС, установленные на РН. Зная координаты антенн в связанной системе координат, направления на НС в гринвичской системе координат, и измеряя фазовые сдвиги сигналов от нескольких НС, принимаемых на разные антенны, можно определить ориентацию РН в гринвичской системе координат.

Структура АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации приведена на рис. 2.

В АП ГНСС с функцией определения пространственной ориентации применяются двух-

частотные (L1, L2) двухсистемные (GPS и ГЛОНАСС) базовые приемники бортовой аппаратуры потребителей информации от спутниковых навигационных систем. Приемники сигналов НС работают от единого генератора частоты в одной строго совпадающей шкале времени. Использование единого генератора частоты требуется для существенного упрощения решения задачи определения пространственной ориентации. Верхний по схеме приемник является ведущим, а оба нижних — ведомыми. Ведущий приемник навязывает ведомым момент взятия измерений, таким образом, также упрощается задача приведения приемников к одному времени.

Приемники отдают измерения в вычислительное устройство. Также в вычислительное устройство поступает информация от БИНС (линейные скорости и ускорения, угловые ускорения, углы пространственной ориентации). Вычислительное устройство готовит полученную от БИНС информацию и передает ее в базовые приемники. Базовые приемники учитывают данную информацию в кольцах поиска и слежения за кодом, несущей и фазой. Используя измерения от базовых приемников, а также априорную информацию об углах пространственной ориентации от БИНС, вычислительное

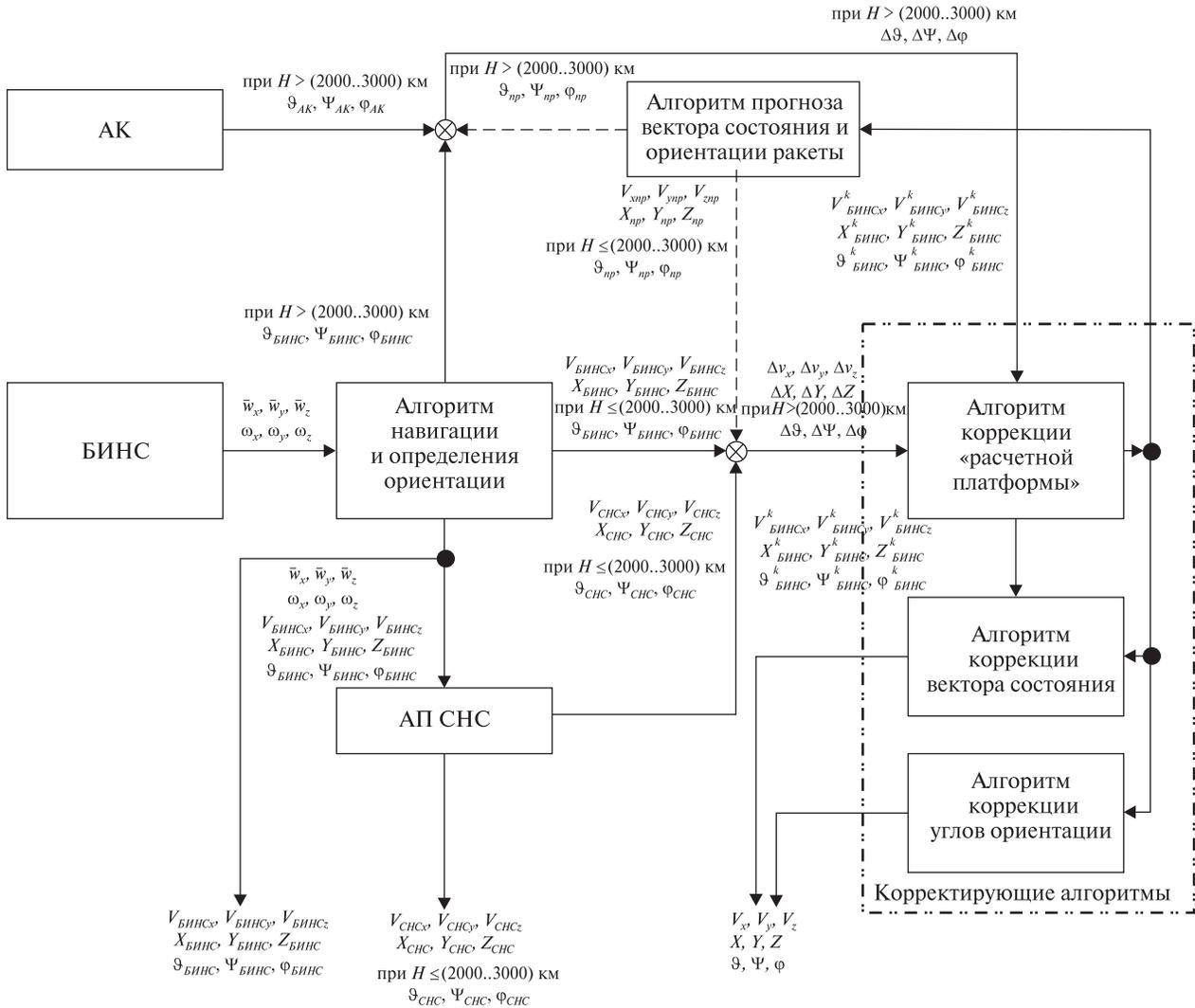


Рис. 3. Структура астроинерциальной интегрированной навигационной системы

устройство производит расчет углов пространственной ориентации.

Для повышения эффективности работы АП ГНСС антенны диапазонов L1 и L2 устанавливаются разнесенными:

- три антенны диапазона L1 размещаются по одной линии в одной плоскости РН,
- три антенны L2 размещаются в другой плоскости РН.

Две из трех антенн размещаются на базе менее одной длины волны. Третья антенна расположена на максимально возможном расстоянии

от первых двух. Близкое расположение первых двух антенн ускоряет процесс решения задачи с неоднозначностью фазового решения. При расстояниях менее длины волны задача определения грубых углов из статистической переводится в тригонометрическую. Наличие априорного (пусть грубого) значения углов алгоритмически достовернее решения задачи определения пространственной ориентации на длинной базе.

При выведении КА на высокие ($H > 2000...3000$ км) околоземные орбиты в состав базовой структуры добавляется астрокорректор.

АСТРОИНЕРЦИАЛЬНАЯ НАВИГАЦИОННАЯ СИСТЕМА

Для выведения на более высокие орбиты ($H > 2000...3000$ км) необходимо информацию БИНС комплексировать с информацией иного источника внешней информации, например, с информацией астрокорректора. Структура такой системы показана на рис. 3.

Это связано с тем, что на траекториях выведения высокоорбитальных КА, и в частности геостационарных (ГСО), измерения АП ГНСС могут проводиться только по «обратным» НС (рис. 4).

Точность формируемой по «обратным» НС оценки траектории РН существенно зависит от числа одновременно видимых НС, которое, в свою очередь, определяется шириной диаграммы направленности антенн спутников GPS и ГЛОНАСС, для которой сигналы НС устойчиво захватываются и отслеживаются АП ГНСС. Величина этого угла зависит от коэффициен-

та усиления сигнала приемными антеннами и чувствительности АП ГНСС. Для достигнутых в настоящее время значений чувствительности АП ГНСС на геостационарных орбитах ширина диаграммы направленности антенн спутников GPS составляет 21° , что соответствует максимальной высоте линии визирования НС — АП ГНСС над поверхностью Земли 2500 км. Поэтому при взаимном расположении РН и НС, когда высота линии визирования НС относительно Земли меньше 2500 км, сигналы НС отслеживаются АП ГНСС, а при $H > 2500$ км измерения АП ГНСС не выполняются, т. е. НС считается видимым, если он находится в пригоризонтном кольце Земли шириной 2500 км (рис. 5).

Ширина кольца видимых НС зависит от чувствительности АП ГНСС. Повышением чувствительности АП ГНСС можно расширить это кольцо примерно до 3000 км, оставаясь в пределах основного лепестка диаграммы направленности антенны НС. В настоящее время в разных странах ведутся исследования возмож-

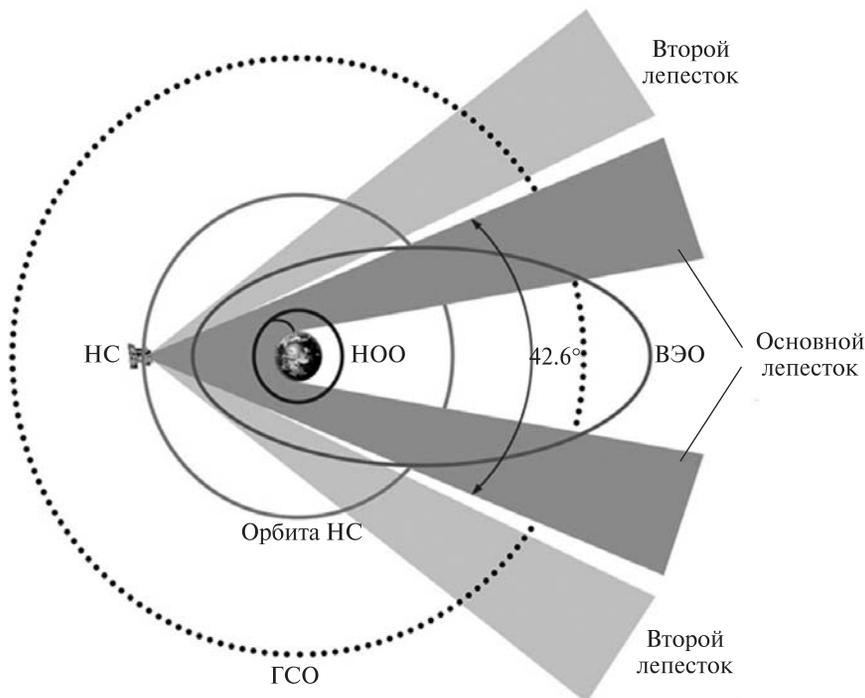


Рис. 4. Диаграммы направленности НС (НОО — низкая околоземная орбита, ВЭО — высокоэллиптическая орбита, ГСО — геостационарная орбита)

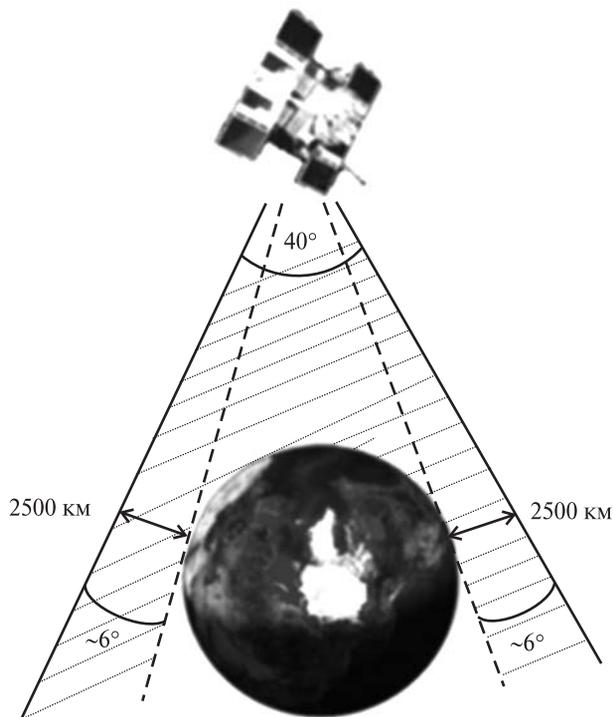


Рис. 5. Видимость НКА

ности работы по второму лепестку диаграммы направленности антенны GPS (рис. 4). В этом случае на значительной части траектории число видимых спутников GPS лежит в диапазоне от 4 до 6. Поэтому навигация может выполняться по одномоментным измерениям так же, как и при выведении КА на низкие околоземные орбиты. При этом точность навигации может достигать 20 м по положению и от 1 до 2 см/с по скорости. Реализация аппаратуры АП ГНСС, работающей по второму лепестку диаграммы направленности НС, требует разработки сложной и громоздкой антенны АП ГНСС, что приведёт к значительному увеличению веса системы и ее стоимости. Поэтому рассматривается двухчастотная АП ГНСС с оптимизированными по массе и площади приемными антеннами, работающими по сигналам НС, линия визирования которых лежит в пригоризонтном кольце Земли шириной 2500 км. А высокая точность формируемой оценки траектории обеспечивается не за счет аппаратного усложнения системы, а благодаря созданию программного обеспечения, реализу-

ющего высокую точность динамической фильтрации измерений АП ГНСС.

Ограничение высоты работы астрокорректора ($H > 2000...3000$ км) позволяет снизить требования к нему в части диапазона рабочих угловых скоростей (на этих высотах отсутствуют маневры РН), входного отверстия объектива, фокусного расстояния и других конструктивно-компоновочных характеристик астрокорректора, что, в свою очередь, приводит к снижению стоимости астрокорректора.

По информации АП ГНСС определяются кинематические параметры РН, а информация об углах ориентации поступает от АК. Использование звезд как ориентиров дает возможность получения наиболее точного отсчета углового положения РН в пространстве. Астрокорректор имеет потенциальную возможность обеспечить максимальную абсолютную точность определения ориентации в пространстве, определяемой приборной погрешностью датчика и погрешностью знания (определения) положения звезд в существующем каталоге звездного неба. Звезды являются точечными источниками света, это позволяет получить предельную точность отсчета углов, определяемую только используемыми техническими средствами. При этом способе алгоритм, обрабатывающий данные астровизирования, одновременно принимает данные алгоритма определения гироориентации РН. На момент фиксации данных астродатчиков определяется разность между астро- и гироориентациями РН в виде поправочного кватерниона.

Выведение на орбиты ВЭО, ПГСО и ГСО характеризуется наличием длительных участков пассивного полета, которые могут использоваться для проведения калибровок дрейфов ДУС, входящих в состав БИНС.

Алгоритмы калибровки ДУС реализованы для эквивалентной модели его погрешностей, приведенной к ортогональным осям приборной системы координат прибора. Эти калибровки осуществляются в режиме постоянной ориентации РН в инерциальном пространстве. Режим начинается с приема точного кватерниона астроориентации в качестве начального условия. Затем на протяжении всего интервала калибров-

ки выполняются астроопределения и вычисляются кватернионы астропоправок к гироориентациям. На протяжении всего режима производится накопление астропоправок. По истечении времени, отведенного на выполнение режима калибровки дрейфов, вычисляются поправки к угловым скоростям уходов ДУС.

Учет полученных поправок производится их прибавлением к тем значениям систематических дрейфов ДУС, которые были заданы в начале режима и учитывались в процессе счисления гироориентаций и в алгоритме прогноза ориентации РН.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрена возможность комплексирования различных навигационных систем и предложена астроинерциальная интегрированная навигационная система, которая может быть использована в составе систем управления ракет-носителей широкого класса.

1. Пошехонов В. Г., Шарыгин Б. Л., Миронов К. В. Единая система инерциальной навигации и стабилизации «Ладога-М» // Морская радиоэлектроника. — 2003. — № 1 (4). — С. 26—30.
2. Резниченко В. И., Лапшина В. И. Организация взаимодействия спутниковых и автономных средств морских объектов. — СПб.: ГНИНГИ РФ, 2004.
3. Pervan B., Pullen S. P., Christie J. R. A multiple hypothesis approach to satellite navigation integrity // Navigation. — 1998. — 45, N 1. — P. 61—84.
4. Windl J., et al. Flight and landing trials with combined DGPS/DGLONASS/INS system for dynamic maneuvers and precision landings // ION GPS-98 Proc. — Nashwill, 1998.

Статья поступила в редакцию 16.01.16

REFERENCES

1. Poshehonov V. G., Sharygin B. L., Mironov K. V. Unified system of inertial navigation and stabilization of "Ladoga-M". Marine electronics, No. 1 (4), P. 26—30 (2003) [in Russian].

2. Reznichenko V. I., Lapshina V. I. Organization of interaction of satellite and autonomous facilities of the marine objects. (GNINGI RF, SPb, 2004) [in Russian].
3. Pervan B. S., Pullen S. P., Christie J. R. A Multiple Hypothesis Approach to Satellite Navigation Integrity. *Navigation*, 45 (1), 61—84 (1998).
4. Windl J., et al. Flight and Landing Trials with combined DGPS/DGLONASS/INS System for Dynamic Maneuvers and Precision Landings. *ION GPS-98 Proc.* (Nashwill, 1998).

О. В. Дегтярев¹, О. Л. Макаров¹, С. О. Давиденко¹,
В. Л. Тихонов¹, А. Г. Лауш²

¹ Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

² Товариство з обмеженою відповідальністю «Навіс-Україна», Сміла

АСТРОІНЕРЦІАЛЬНА ІНТЕГРОВАНА НАВІГАЦІЙНА СИСТЕМА

Розглянуто можливість комплексування різних навігаційних систем і пропонується астроінерціальна інтегрована навігаційна система, яку можна використовувати у складі систем керування ракет-носіїв широкого класу.

Ключові слова: безплатформна інерціальна навігаційна система (БІНС), чутливі елементи на базі мікроелектромеханічних систем (МЕМС), апаратура споживачів інформації від глобальних навігаційних супутникових систем (АС ГНСС).

A. V. Degtyarev¹, A. L. Makarov¹, S. A. Davydenko¹,
V. L. Tykhonov¹, A. G. Laush²

¹ Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

² Navis-Ukraine Limited Company

ASTROINERTIAL INTEGRATED NAVIGATION SYSTEM

We discuss the possibility of interconnecting a variety of navigational systems and propose the astroinertial integrated navigation system, which can be used as a part of the control systems of various carrier rockets.

Keywords: Gimballess Inertial Navigation System (GINS), Sensitive elements on the basis of Microelectromechanical Systems (MEMS), Satellite Navigation System User Equipment (SN SUE).