

УДК 621.396.988.6

Г. А. АВАНЕСОВ, Р. В. БЕССОНОВ, А. Н. КУРКИНА,
М. Б. ЛЮДОМИРСКИЙ, И. С. КАЮТИН, Н. Е. ЯМЩИКОВ

АВТОНОМНЫЕ БЕСПЛАТФОРМЕННЫЕ АСТРОИНЕРЦИАЛЬНЫЕ НАВИГАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ: ПРИНЦИПЫ ПОСТРОЕНИЯ, РЕЖИМЫ РАБОТЫ И ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ

Приведены основы построения астроинерциальных навигационных систем (АИНС) воздушного и наземного применения на базе астровизирующего устройства (АВУ), бесплатформенной инерциальной навигационной системы (ИНС) и спутникового навигационного приемника. Сформулированы требования к оптическим и электронным компонентам АВУ. Приведены результаты экспериментальной отработки макета АИНС на Земле и объекте. Рассмотрены различные варианты астрокоррекции бесплатформенной ИНС, реализуемые в АИНС.

Введение

Существуют задачи, требующие высокоточных навигационных измерений, выполняемых полностью автономными средствами, установленными на борту самолета. Традиционно такими средствами являются ИНС, чувствительные элементы которых, измеряя приращения углов и линейной скорости, позволяют определить все параметры ориентации и навигации. Однако любой, даже самой высокоточной, ИНС присуще накопление погрешностей траекторных измерений. Поэтому для автономной коррекции погрешностей ИНС требуется приме-

Аванесов Генрих Аронович. Доктор технических наук, профессор, заслуженный деятель науки, главный научный сотрудник Федерального государственного бюджетного учреждения науки (ФГБУН) «Институт космических исследований РАН» (Москва).

Бессонов Роман Валерьевич. Кандидат технических наук, заведующий отделом ФГБУН «Институт космических исследований РАН».

Куркина Анна Николаевна. Программист ФГБУН «Институт космических исследований РАН».

Людомирский Максим Борисович. Главный конструктор ООО «Научно-производственный комплекс «Электрооптика» (Москва).

Каютин Иван Сергеевич. Главный специалист ООО «Научно-производственный комплекс «Электрооптика».

Ямщиков Николай Евгеньевич. Начальник сектора ООО «Научно-производственный комплекс «Электрооптика».

Статья по докладу на XIX Санкт-Петербургской международной конференции по интегрированным навигационным системам.

нение альтернативных средств, способных измерять направления на естественные астроориентиры, например звезды. Трудность при разработке таких средств заключается в необходимости использования такого астроориентира при дневных условиях освещения.

Задача круглосуточного наблюдения звезд в навигационных целях в предшествующие десятилетия решалась путем наведения и длительного удержания оптико-электронных инструментов АИНС в направлении на наиболее яркие звезды с помощью гиросtabilизированных платформ [1, 2, 3]. Наиболее современным прибором такого вида можно считать авиационную навигационную систему LN-120G (Stellar-Inertial Navigation System), разработанную компанией Northrop Grumman (США) и позиционируемую как самую точную в мире по определению курса объекта. В состав LN-120G входят высокоточные лазерные гироскопы, кварцевые акселерометры, спутниковый навигационный приемник и астровизир с механическим приводом, обеспечивающим наведение на 57 наиболее ярких звезд (не более 2-й звездной величины).

Существенного уменьшения стоимости и габаритов АИНС при повышении ее надежности и точности можно достичь при разработке новой системы без применения высокоточного механического устройства наведения и гиросtabilизированной платформы [2, 4]. Для функционирования такой бесплатформенной АИНС, не имеющей устройства наведения и обеспечивающей наблюдения группы из 2-3 звезд в поле зрения системы при любой ее ориентации, необходимо АВУ, способное «различать» гораздо более тусклые звезды.

На рис. 1 показана зависимость требуемой чувствительности АВУ от величины его поля зрения, полученная обработкой данных звездного каталога. Видно, что даже при широком поле зрения в 30° АВУ должно «различать» звезды до 5-й звездной величины. Таким образом, исключение из АИНС устройства наведения ведет к необходимости работы со звездами, яркость которых в 15–30 раз меньше, чем у звезд 2-й звездной величины (требуемых для узкопольных систем с наведением). Кроме того, при переходе от наводящейся узкопольной астровизирующей системы к широкоугольному бесплатформенному аналогу возникают технологические трудности в части применения как оптики, так и чувствительных элементов.

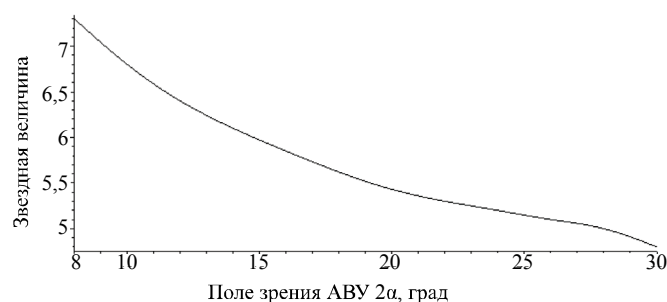


Рис. 1. Требуемая чувствительность АВУ в зависимости от его поля зрения

В настоящей статье рассматриваются основные принципы создания бесплатформенной АИНС авиационного применения, не требующей наведения. Оптико-электронный астрокорректор в бесплатформенной АИНС должен визировать группу звезд или Солнце, идентифицировать их в бортовом звездном каталоге и в результате определять параметры ориентации при полете на высотах не менее

10 км в любое время суток. Следует заметить, что решение задачи астрокоррекции возможно и на более низких высотах при условии прямой видимости астрообъектов на безоблачных участках неба.

Бесплатформенная АИНС состоит из АБУ и бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС) на основе высокоточных лазерных гироскопов, кварцевых маятниковых акселерометров и встроенного навигационного приемника сигналов спутниковых навигационных систем (СНС) ГЛОНАСС/GPS. В состав АБУ входят два оптико-электронных канала, один из которых предназначен для визирования звезд, а другой – Солнца. В ходе работы АИНС должна полностью автономно вычислять углы ориентации и параметры место-положения объекта. БИНС обеспечивает высокочастотное и помехоустойчивое решение задач ориентации и навигации и формирует априорную информацию для работы АБУ. Последнее выполняет периодическую астрокоррекцию БИНС, вычисляя параметры трехосной ориентации при визировании группы звезд или 2 угла для астрокоррекции по измерениям направления на Солнце в случае засветки звездного оптического канала.

Трехмерная модель бесплатформенной АИНС показана на рис. 2. Солнечный канал АБУ имеет поле зрения $\pm 50^\circ$, тогда как засветка звездного канала происходит при отклонении Солнца от оптической оси в 40° , и в определенные интервалы времени возможно одновременное функционирование обоих каналов. В дневное время суток при углах Солнца более 40° от оптической оси, а также ночью АБУ визирует группу звезд и определяет параметры трехосной ориентации. В противном случае функционирует только солнечный канал.

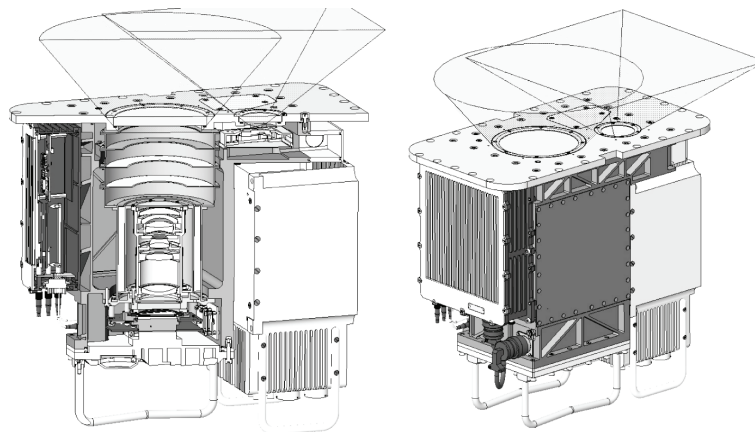


Рис. 2. Трехмерная модель бесплатформенной АИНС

Разработка бесплатформенной АИНС требует решения нескольких задач. Наибольшую трудность представляет создание прибора звездной ориентации, способного визировать и автоматически выделять группу звезд в поле зрения как ночью, так и днем, при углах Солнца, близких к оптической оси. Определение параметров ориентации по известным локализованным звездам представляет собой хорошо исследованную задачу, так как в этой области накоплен значительный опыт разработки и эксплуатации приборов звездной ориентации для космического применения [5, 6]. Следующим шагом в разработке АИНС являются интеграция АБУ с высокоточной БИНС и реализация алгоритмов как астрокоррекции, так и поддержки АБУ по измерениям БИНС. Одновременно с этим требуется разработать солнечный датчик, способный определять направ-

ление на Солнце в широком поле зрения, и построить алгоритмы астрокоррекции по Солнцу с учетом его эфемерид.

Выбор основных параметров астровизирующего устройства

Возможность регистрации звезд на изображении участка небесной сферы и точность определения параметров ориентации зависят от отношения полезного сигнала от звезды к шуму фона. Шум фона складывается из электронного и теплового шума видеотракта, фотонного шума от боковой засветки Солнцем и фотонного шума, вызванного рассеянным светом в столбе атмосферы, находящемся в поле зрения камеры АВУ. Так как электронный шум в современных оптико-электронных приборах составляет единицы и десятки электронов, тепловой шум устраняется охлаждением ПЗС-матрицы, а боковая засветка может быть устранена блендой (коэффициент подавления бленды определяется ее габаритами), то основным источником шума можно считать рассеянный свет в столбе атмосферы в поле зрения прибора.

Исходя из фундаментальных свойств света, можно считать, что среднеквадратическая величина (СКВ) фотонного шума есть квадратный корень из уровня самого фона Q_p , выраженного в количестве фотоэлектронов. Для регистрации звезды на изображении необходимо, чтобы уровень сигнала Q_s в самом ярком пикселе звезды превышал хотя бы в 3-5 раз СКВ шума, т. е. чтобы отношение сигнал/шум (SNR) превышало единицу

$$SNR = \frac{Q_s}{3 \cdot \sqrt{Q_p}}, \quad (1)$$

где Q_s – количество фотоэлектронов в самом ярком пикселе звезды; Q_p – количество фотоэлектронов, образованных в пикселах ПЗС-матрицы фоновым излучением.

Из выражения (1) следует, что отношение сигнал/шум растет пропорционально квадратному корню из величины экспозиции, т. е. чем больше фотоэлектронов будет собрано камерой АВУ, тем выше будет отношение сигнал/шум для звезд на кадре. Экспозиция, в свою очередь, ограничена потенциальной ямой ПЗС, временем накопления сигнала, диаметром входного отверстия объектива, квантовой чувствительностью ПЗС и пропускной способностью оптической системы. Заметим, что накопление сигнала, обеспечивающего достижение требуемого отношения сигнал/шум, может происходить как аналоговым путем в потенциальной яме ПЗС, так и с помощью цифрового сложения серии кадров в модуле обработки.

Одним из основных параметров, определяющих способность АВУ визировать звезды на ярком фоне, является угловое разрешение фотокамеры. Увеличение углового разрешения позволяет уменьшить фоновое излучение на пиксел пропорционально квадрату углового размера элемента разрешения. При этом, сохранив способность оптической системы собирать свет от звезды в один пиксел, удастся существенно повысить отношение сигнал/шум. Заметим, что угловое разрешение зависит как от размера пиксела ПЗС-матрицы и фокусного расстояния фотокамеры, так и от способности объектива сфокусировать энергию от точечного источника. При ограниченном угловом разрешении объектива уменьшение размера пиксела становится неэффективным и практически не приводит к увеличению углового разрешения всей оптико-электронной системы.

Другим, не менее важным параметром АВУ является его поле зрения. Чем

шире поле зрения, тем более яркие звезды удается регистрировать (рис. 3). Видно, что увеличение поля зрения АВУ с 8 до 30° приводит к увеличению полезного сигнала на порядок.

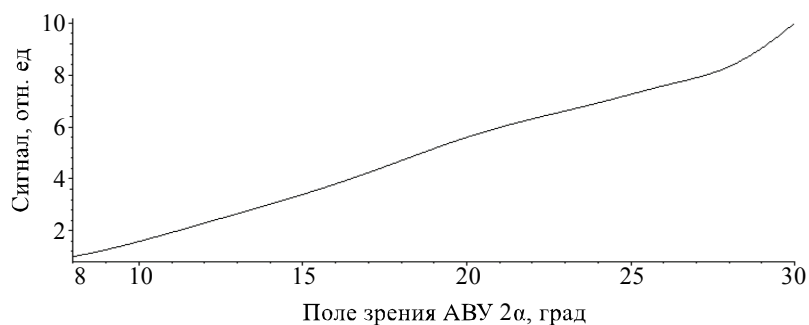


Рис. 3. Зависимость полезного сигнала визируемых звезд от поля зрения АВУ

Следующим ключевым условием, позволяющим повысить отношение сигнал/шум, является работа АВУ в инфракрасной (ИК) и красной областях спектра излучения. На рис. 4 и 5 представлены спектральные светимости звезд нулевой величины и спектральная яркость атмосферы.

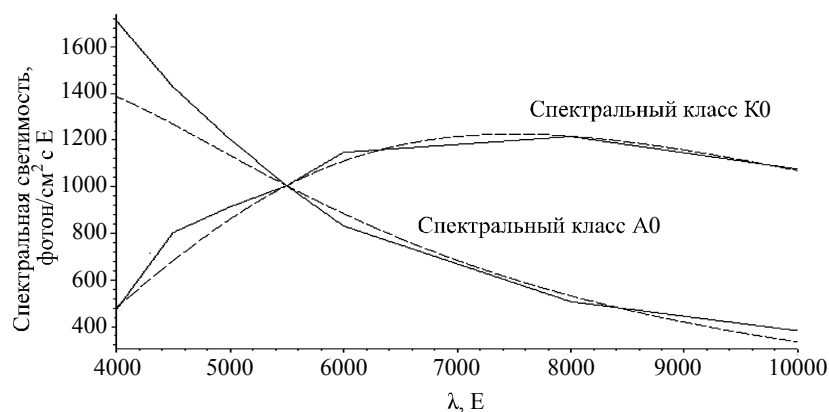


Рис. 4. Спектральная светимость от звезд нулевой величины

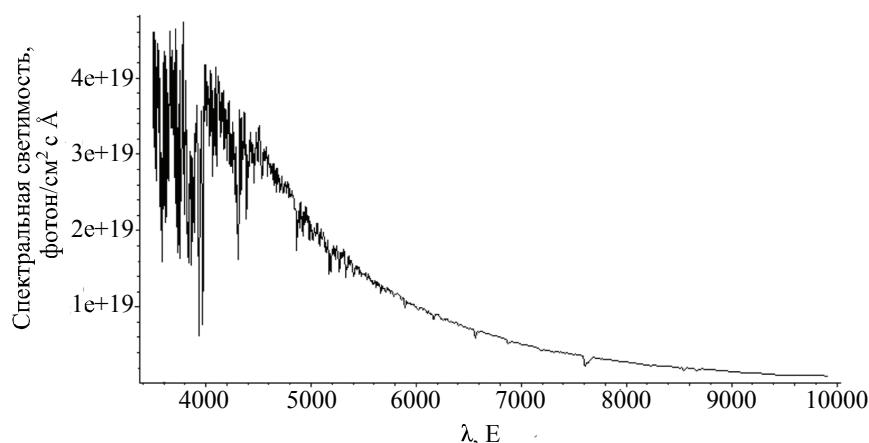


Рис. 5. Спектральная яркость атмосферы на высоте 10 км при угле Солнца 40° к месту наблюдения

Из рис. 5 видно, что спектральная яркость атмосферы сильно падает с увеличением длины волны. Для снижения фонового сигнала целесообразно устранить из спектра чувствительности оптического тракта область максимального спектра излучения атмосферы, применяя красный фильтр. Например, при использовании фильтра КС14, «отрезающего» область спектра менее $6000 \text{ \AA}$, отношение сигнал/шум увеличивается в 3,2 раза для красных звезд класса К и в 2 раза для синих звезд класса А. При этом время экспонирования должно быть увеличено в 4,2 раза для получения того же уровня фонового сигнала на кадрах. Использование фильтра с полосой пропускания выше $9000 \text{ \AA}$ позволяет повысить отношение сигнал/шум в 9 раз для красных звезд и в 5 раз для синих, однако требует увеличения времени накопления в 66 раз.

Важно отметить, что время накопления сигнала ограничено условием стационарности света от звезд на плоскости ПЗС-матрицы во время экспонирования при угловых движениях носителя. На рис. 6 представлены реально измеренные эволюции углов самолета при его движении в режиме автопилота. Видно, что на некоторых участках полета угловая скорость может достигать 1 град/с и более. При столь значительной угловой скорости изображение звезды на кадре может распределяться на десятки пикселей, что недопустимо при дневной съемке. Таким образом, важно понимать, что угловые возмущения самолета резко ограничивают время накопления изображения и возможность уменьшения фонового излучения с помощью оптического фильтра. Время экспозиции также сильно связано с диаметром входного отверстия объектива: увеличение относительного отверстия в 2 раза приводит к уменьшению времени экспозиции в 4 раза.

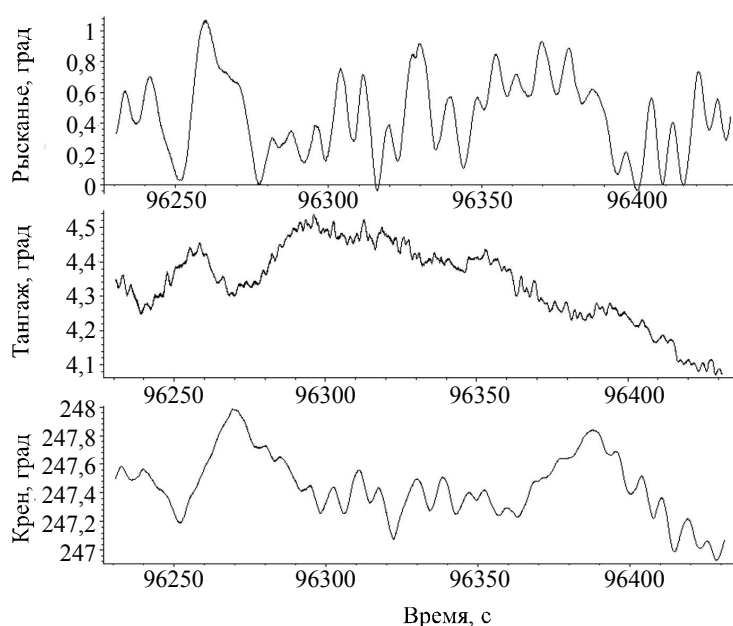


Рис. 6. Угловые возмущения объекта

Фокусное расстояние объектива влияет практически на все условия оптимизации, и его выбор приводит к противоречивым результатам. С одной стороны, увеличение фокусного расстояния повышает угловое разрешение, что приводит к уменьшению фона в пикселе, а с другой – влечет за собой уменьшение поля

зрения АБУ и, как следствие, необходимость регистрировать сигнал от более тусклых звезд. На рис. 7 показано изменение отношения сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния объектива.

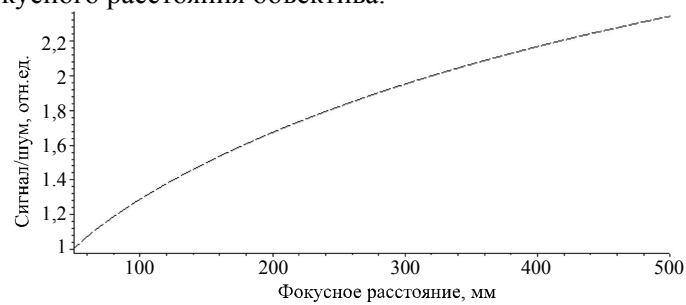


Рис. 7. Отношение сигнал/шум в зависимости от фокусного расстояния объектива

Видно, что при увеличении фокусного расстояния с 50 до 500 мм отношение сигнал/шум улучшилось всего в 2,2 раза. При этом повысилось угловое разрешение и, как следствие, возросла чувствительность к влиянию вибраций – возник эффект «смазывания» изображения звезды по нескольким пикселям. Кроме того, на практике для длиннофокусных объективов технологически трудно обеспечить фокусировку в один пиксел в широком поле зрения. В результате в ряде случаев увеличение фокусного расстояния может только ухудшить соотношение сигнал/шум.

Итак, фотокамера АБУ должна обладать большой ПЗС-матрицей, обеспечивающей широкое поле зрения, и маленьким пикселем, позволяющим достичь высокого углового разрешения. Кроме того, ПЗС-матрица должна обладать высокой квантовой чувствительностью в красной и ИК-областях спектра излучения и большую потенциальную яму для накопления достаточного количества фотоэлектронов. Объектив астрокамеры должен быть дифракционного качества и иметь предельные характеристики в смысле углового разрешения и аберраций по всему полю зрения. Большое входное отверстие объектива обеспечивает накопление значительного количества света на коротких выдержках. В оптической системе используется красный фильтр, устраняющий синюю, зеленую и желтую части спектра излучения. Время накопления видеоинформации в АБУ необходимо выбирать с учетом углового движения самолета и особенностей работы затвора.

В ходе оптимизации параметров АБУ по перечисленным критериям был проведен выбор его ключевых элементов – ПЗС-матрицы, объектива, оптического фильтра и затвора. При выборе рассматривались «претенденты», имеющие предельные характеристики для современного этапа развития техники, после чего проводился детальный фотометрический расчет, учитывающий спектральную яркость дневной атмосферы, спектральную светимость звезд и их распределение по небосводу, а также спектральные характеристики ПЗС-матриц и объективов. Кроме того, в расчете учитывалась реально достижимая функция размытия точки объективов, ограниченная дифракционным пределом.

В результате расчета показано, что ни одна из современных ПЗС- или КМОП-матриц не позволяет решить задачу визирования группы звезд в любом участке небосвода на одном кадре в дневных условиях освещения: на редко населенных звездами участках неба АБУ неспособно выделить полезный сигнал от звезд на фоне фотонного шума от рассеянного света в столбе атмосферы в

поле зрения прибора при близких углах направления на Солнце. Более того, такие чувствительные элементы и объективы, скорее всего, не появятся в обозримом будущем, или это будут системы со сверхбольшими габаритами. В качестве примера можно привести космический телескоп «Кеплер» с фокусным расстоянием более 1 м, относительным отверстием 1/1,2 и 42 ПЗС-матрицами общим размером около 250 мм, установленными в фокальной плоскости. Столь большая чувствительная плоскость в совокупности с телескопом Шмита обеспечивает поле зрения 12° . Если бы телескоп «Кеплер» был использован не по назначению, а для визирования группы звезд в дневное время суток, то достигнутое отношение сигнал/шум для самых редко населенных звездами участков неба не превышало бы единицы. Такое отношение опять же достигается только при использовании слежения за звездами. Это говорит о том, что телескоп «Кеплер» решал бы поставленную задачу на пределе с точки зрения фотометрии и не решал бы ее вовсе с точки зрения стойкости к вибрациям объекта.

Также неочевидна перспектива визирования группы звезд на одном кадре при приемлемых габаритах объектива в случае работы в ИК-области спектра. Появление больших чувствительных ПЗС-матриц со спектральным диапазоном от 1,5 мкм позволит обеспечить широкое поле зрения и работу при значительно сниженном атмосферном свечении. Однако вследствие увеличения пятна Эйри на этих длинах волн растет и размер пиксела, а следовательно, увеличивается и фон. Следует отметить, что использование доступных современных ИК-матриц не позволяет решить задачу без наведения.

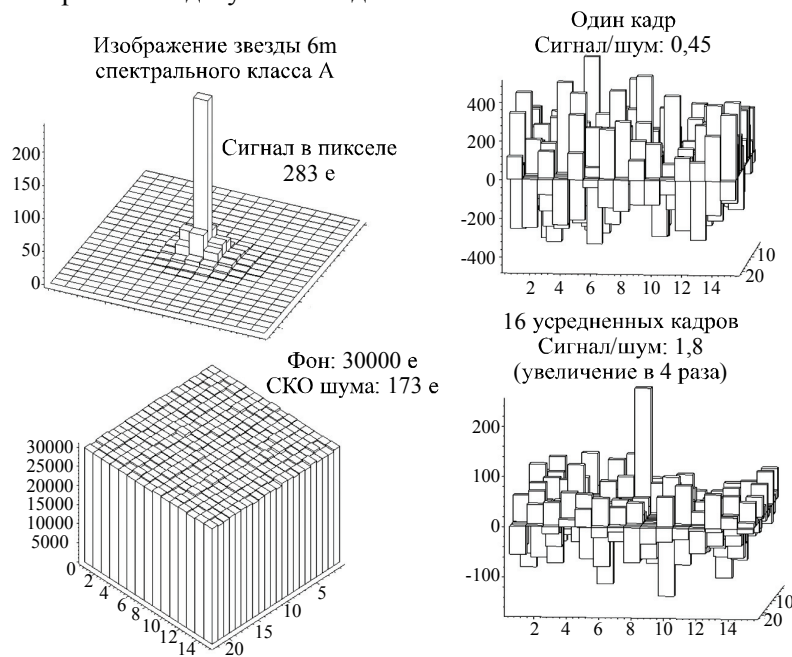


Рис. 8. Результат расчета АВУ

При выборе реально достижимых элементов для построения АВУ по классической оптической схеме космического звездного датчика при разумных массогабаритных характеристиках было показано, что высокое отношение сигнал/шум достигается благодаря использованию объектива с фокусным расстоянием 125 мм и относительным отверстием $\frac{1}{4}$ и 40-мегапиксельной ПЗС-матрицы (размер пиксела 6,8 мкм). При этом АВУ работает в диапазоне волн от

700 до 1100 нм. На рис. 8 показаны результаты расчета для выбранных элементов. В верхнем левом углу изображен сигнал от наиболее тусклой звезды, которую потребуется визировать АБУ при круговом поле зрения 22° . Сигнал от нее будет составлять около 250–300 электронов. При этом фон, накопленный за экспозицию, будет ~30 тысяч электронов с СКВ фотонного шума около 170 электронов. В правом верхнем углу рис. 8 показан сигнал от звезды на фоне шума. Видно, что звезда неразличима при отношении сигнал/шум, равном 0,4.

Как было упомянуто выше, накопление полезного сигнала возможно благодаря усреднению серии кадров. Операция усреднения приводит к снижению уровня случайного фотонного шума в квадратный корень раз от количества кадров, используемых для усреднения. При усреднении кадров одних и тех же участков неба вокруг звезд и сведении сигнала от звезды в один пиксел ПЗС-матрицы на различных кадрах удастся повысить отношение сигнал/шум в квадратный корень раз из количества усредняемых кадров. На рис. 8 в нижнем правом углу показан результат усреднения 16 кадров со звездой в 270 электронов и с исходным шумом в 173 электрона. После усреднения уровень шума упал в 4 раза, отношение сигнал/шум увеличилось до 2, а звезда стала различима на фоне дневного неба.

Заметим, что представленный результат слабо зависит от собственного шума камеры АБУ, так как даже при большом по современным меркам собственном шуме камеры в 30 электронов суммарный шум на кадре будет составлять 175 электронов, и основные усилия при решении задачи будут направлены на борьбу с внешней помехой, которая существует независимо от чувствительности измерительных средств.

Исследование макета АИНС

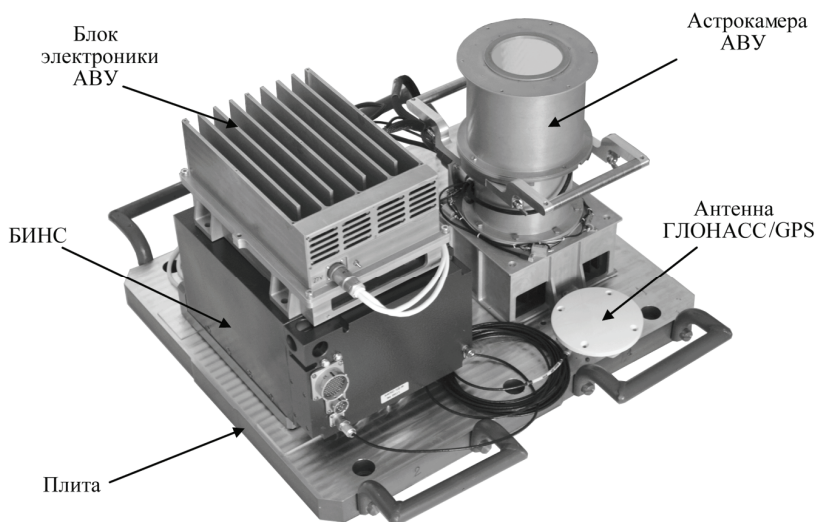


Рис. 9. Макет АБУ и БИНС на одном основании

После выбора элементов АБУ были разработаны макет и его программно-математическое обеспечение, а также проведена интеграция с БИНС. На рис. 9 представлен макет АБУ, установленный вместе с БИНС на одну общую монтажную раму. Алгоритмическая интеграция АБУ и БИНС в составе АИНС заключается во взаимной информационной поддержке двух устройств. БИНС

формирует априорную информацию для АВУ, необходимую для сведения звезд в сериях кадров с точностью до пиксела, что позволяет АВУ визировать звезды и в результате своих вычислений корректировать дрейфы БИНС. Процедура сведения звезд выполняется на определенных интервалах времени, за которые БИНС не накапливает существенных относительных ошибок. Поэтому требования, предъявляемые к точностным характеристикам БИНС, касаются в основном погрешностей, накопленных на относительно коротких интервалах времени. Положение звезд в плоскости ПЗС-матрицы во время экспозиции вычисляется по измеренным углам ориентации системы координат (СК) БИНС относительно геоцентрической СК и топоцентрической СК, известному времени и матрице перехода между СК БИНС и СК АВУ.

На рис. 10 показаны относительные погрешности БИНС, накопленные на пятиминутных интервалах интегрирования, выраженные в долях пиксела ПЗС-матрицы АВУ.



Рис. 10. Погрешности БИНС на пятиминутных интервалах времени, приведенные к плоскости ПЗС-матрицы

В ходе наземной отработки АИНС был проведен следующий эксперимент. АИНС, установленная на неподвижном основании с АВУ, наведенным в нади́р, вращалась вместе с Землей в инерциальном пространстве с угловой скоростью около 15 град/ч. Как экспериментальным, так и расчетным путем было показано, что яркость столба атмосферы в поле зрения АВУ при съемке в нади́р с высоты 10 км и угле 40° между Солнцем и оптической осью АВУ будет эквивалентна яркости фона при съемке с Земли и угле Солнца над горизонтом в 3-5°, т. е. при работе сразу после восхода Солнца. Последнее обусловлено существенным различием в массе слоев воздуха и аэрозолей в поле зрения АВУ, на которых происходит рассеяние солнечного света. Достаточно сказать, что 90% массы атмосферы лежит ниже 10 км.

На рис. 11 показано, как фон и шум на кадре растут пропорционально времени и углу восхода Солнца. При углах Солнца 3-5° фон составляет 25-30 тысяч электронов, а шум близок к квадратному корню из значения фона; это подтвер-

ждает то, что шум фотонный и имеет случайный характер. СКВ фона составляет 150–170 электронов. Обработка изображений звезд, полученных в ночное время, показывает, что самые тусклые звезды, с которыми придется работать АВУ, имеют интегральную яркость 200–300 электронов, что полностью согласуется с расчетом. На рис. 12 видно, как СКВ шума уменьшается пропорционально количеству обрабатываемых кадров (точками показаны экспериментальные данные, а непрерывной кривой отображена расчетная зависимость).

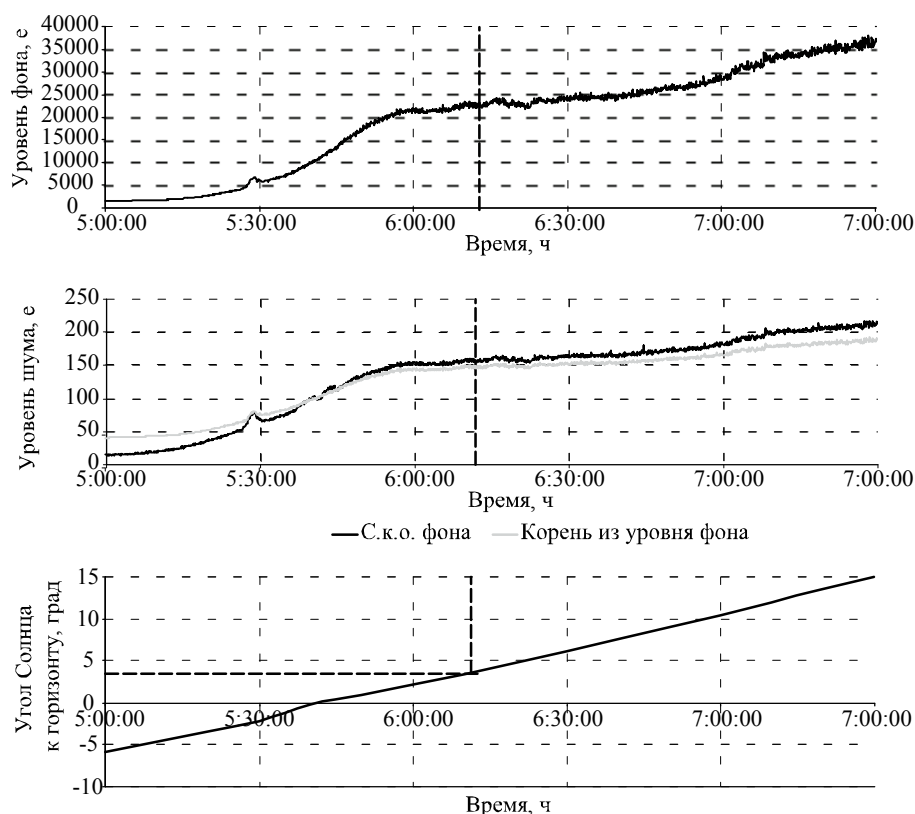


Рис. 11. Зависимость уровней фона и шума на кадре от угла Солнца над горизонтом

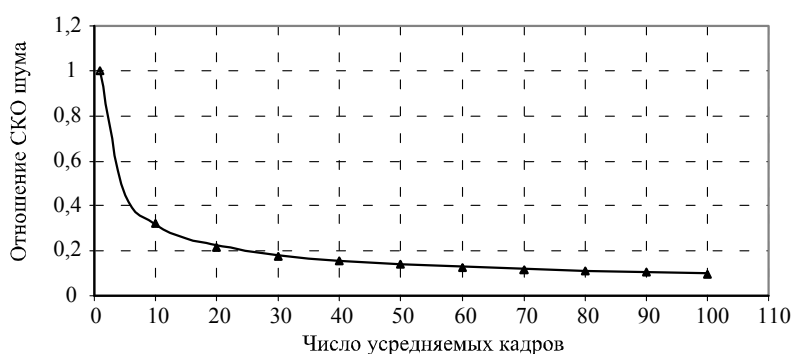


Рис. 12. Зависимость усредненного шума на кадре от количества усредняемых кадров

На рис. 13 приведены результаты расчета параметров трехосной ориентации приборной СК АВУ относительно экваториальной СК, полученные в ходе эксперимента. Так как прибор вращался в составе АИНС вместе с Землей, то углы прямого склонения и азимута АВУ должны оставаться неизменными при условии компенсации эффектов прецессии и нутации земной оси.

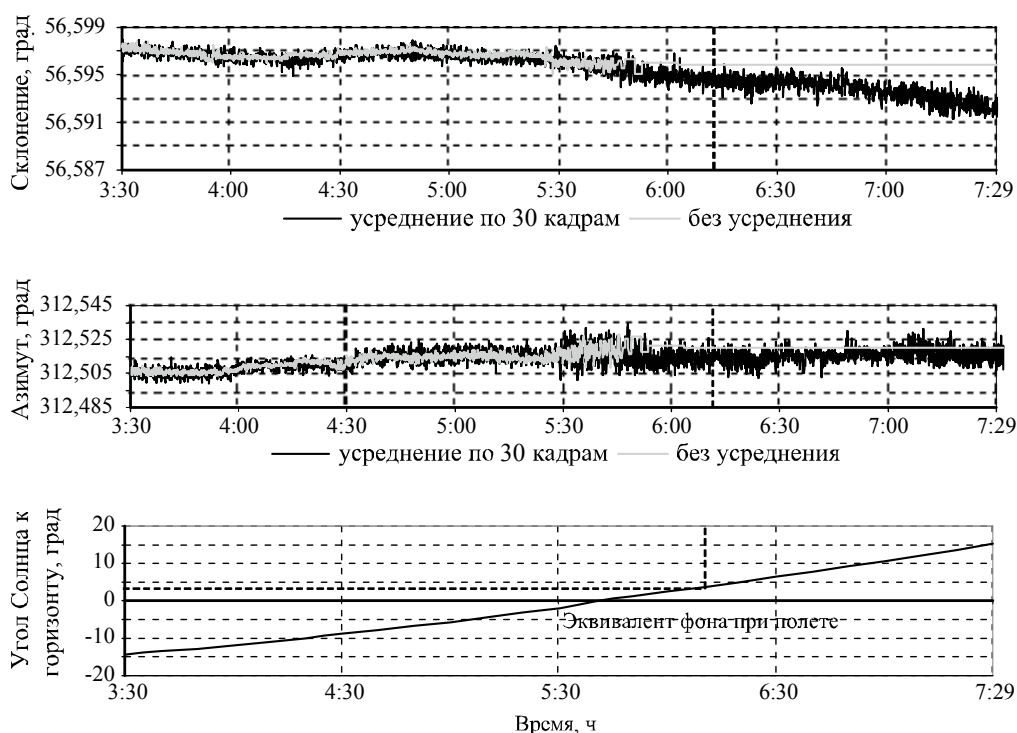


Рис. 13. Точность измерений АВУ в зависимости от угла Солнца над горизонтом

На рис. 13 показан ряд измерений, полученных на 5-часовом отрезке времени, фактически перекрывающем все возможные уровни фоновой освещенности, которые могут возникать при эксплуатации системы на высоте 10 км. Светлым цветом показаны измерения, выполненные без усреднения по одиночным кадрам. Темной линией обозначены углы, полученные усреднением 30 кадров. Как видно, при угле Солнца около 0° алгоритм, использующий одиночные кадры, теряет возможность визировать необходимое для распознавания количество звезд. Важно, что при дальнейшей засветке алгоритм не производит ложных распознаваний, которые могли бы возникать вследствие большого уровня помех. Как видно, алгоритм, использующий обработку серий кадров, продолжает надежно решать задачу и при значительно большем фоне.

Видно, что углы ориентации имеют низкочастотную составляющую, обусловленную температурными деформациями конструкции макета АВУ. Эти деформации устраняются в термостабильной конструкции. Реально достигнутая точность, измеренная на получасовых отрезках времени без усреднения, ночью составляет около 1 угл.с по двум углам ориентации, определяющим ориентацию плоскости ПЗС-матрицы в инерциальном пространстве, и 4 угл.с по углу, определяющему разворот вокруг оптической оси. При использовании усреднения точность при ночной съемке составляет соответственно 1,5 и 10 угл.с.

При работе днем точность практически не меняется и составляет 2 и 12 угл. с по различным углам. Достижение подобных точностей в высокоразрешающей системе невозможно без геометрической калибровки АВУ и учета эффектов дисторсии и аберраций.

Анализ экспериментальных данных об уровнях полезного сигнала и фоновой засветки показал, что решение задачи визирования звезд на всех участках небесной сферы с высоты 10 км и угле Солнца 40° от оптической оси потребует сложения около 50 кадров. В разработанном макете АВУ реализованы программно-аппаратные решения ускоренного чтения ПЗС-матрицы, благодаря чему достигается частота обновления видеоинформации и усреднения кадров около 2 Гц. Таким образом, получение требуемого ряда изображений займет около 30 с.

Существует возможность использования АИНС в наземных условиях. Экспериментально показано, что для визирования звезд в наиболее бедном звездами участке небесной сферы с высоты уровня моря при угле Солнца 40° от оптической оси прибора потребуется обрабатывать около 300 кадров, которые могут быть получены за 2,5 мин. Очевидно, что задача определения параметров ориентации по серии кадров будет успешно решена только в ясную погоду.

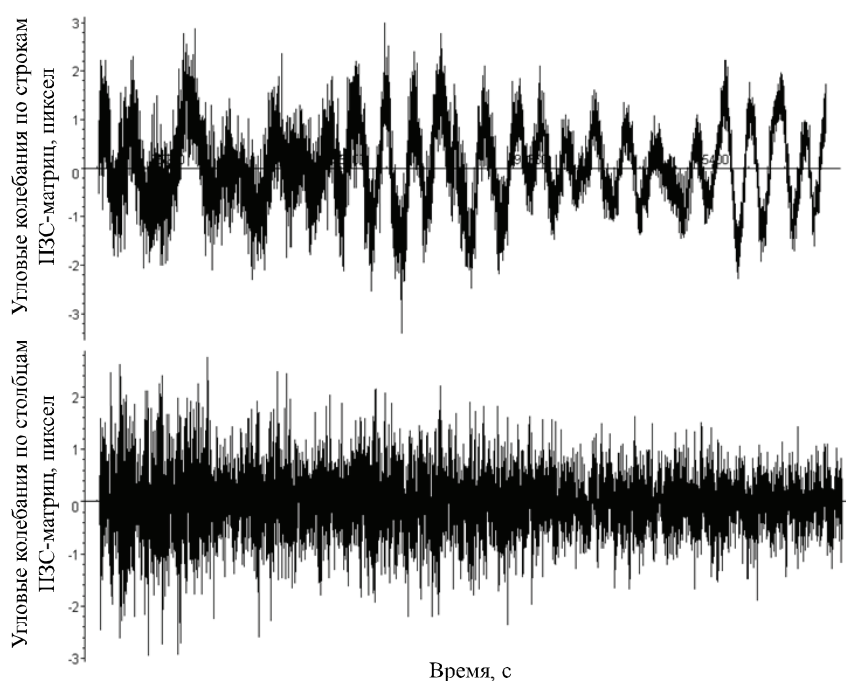


Рис. 14. Угловые колебания объекта за время экспозиции

Условия реального полета могут несколько увеличивать интервал времени, необходимый для накопления кадров. Вибрации объекта приводят к «размазыванию» энергии звезды по плоскости ПЗС-матрицы, что неприемлемо для решения задачи с предельно низким отношением сигнал/шум. Кадры, выполненные при значительной угловой скорости эволюций объекта, нецелесообразно использовать в процедуре усреднения, так как они практически не несут полезного сигнала в одном пикселе и увеличивают шум. Поэтому в алгоритмическом

обеспечении АИНС реализован режим анализа текущей динамики объекта – при значительной величине угловой скорости экспонирование не выполняется, а по окончании экспонирования проверяется угловое перемещение за время накопления. Кадр считается непригодным для дальнейшей обработки в случае угловых перемещений объекта, превышающих за время экспонирования угловую цену 3 пикселей ПЗС-матрицы (это эквивалентно возникновению угловой скорости более 0,3 град/с). На рис. 14 показаны реально измеренные угловые перемещения объекта, возникающие в ходе равномерного прямолинейного движения за время экспозиции 20 мс и пересчитанные на плоскость ПЗС-матрицы. Как видно, в подавляющем большинстве моментов времени условие стационарности выполняется, и АБУ может снимать кадры, пригодные для определения параметров ориентации.

Итак, усредняя при необходимости серии кадров с помощью показаний БИНС, АБУ визирует группу звезд, в том числе и днем, и определяет параметры трехосной ориентации с высокой точностью. Измерения АБУ используются для астрокоррекции БИНС.

Астрокоррекция БИНС

Коррекция БИНС основана на использовании различия в спектрах погрешностей автономной БИНС и погрешностей внешних датчиков, и астрокоррекция не является исключением. Погрешности автономной БИНС имеют низкочастотный спектр (шулеровские и суточные колебания) и тенденцию к увеличению со временем, погрешности же АБУ и встроенного приемника СНС – более высокочастотные, с практически нулевыми среднеквадратическими погрешностями, что в целом позволяет выделять погрешности БИНС [7 – 10].

В основе методологии астрокоррекции БИНС лежит взаимосвязь между различными СК, используемыми в работе АИНС. К основным таким СК относятся:

ECI – фундаментальная инерциальная СК эпохи J2000;

$ECEF$ – геоцентрическая земная (гринвичская) СК;

ENU – топоцентрическая (местная географическая) СК;

B_{IMU} – приборная СК БИНС (правая прямоугольная СК, оси которой связаны со строительными осями БИНС);

B_{ST} – приборная СК АБУ (правая прямоугольная СК, оси которой связаны с оптической осью и плоскостью ПЗС-матрицы АБУ).

Взаимосвязь между перечисленными СК математически удобно представлять в виде простого матричного уравнения, задающего переход от ECI к B_{ST} :

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF}, \quad (2)$$

где C_{ECI}^{ST} – матрица, характеризующая угловое положение B_{ST} относительно ECI ;

C_{IMU}^{ST} – матрица привязки B_{IMU} к B_{ST} , определяемая на этапе технологической юстировки АИНС; C_{ENU}^{IMU} , C_{ECEF}^{ENU} , C_{ECI}^{ECEF} – матрицы переходов от ENU к B_{IMU} , от $ECEF$ к ENU и от ECI к $ECEF$ соответственно.

В свою очередь, матрицы C_{ENU}^{IMU} и C_{ECI}^{ECEF} из состава уравнения (2) могут быть определены в следующем виде:

$$C_{ENU}^{IMU} = C_{\gamma} \cdot C_{\vartheta} \cdot C_{\psi}; \quad (3)$$

$$C_{ECI}^{ECEF} = R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P, \quad (4)$$

где

$$C_\gamma = \begin{bmatrix} \cos\gamma & 0 & -\sin\gamma \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin\gamma & 0 & \cos\gamma \end{bmatrix}, C_\vartheta = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\vartheta & \sin\vartheta \\ 0 & -\sin\vartheta & \cos\vartheta \end{bmatrix}, C_\psi = \begin{bmatrix} \cos\psi & -\sin\psi & 0 \\ \sin\psi & \cos\psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} -$$

матрицы элементарных поворотов на углы крена γ , тангажа ϑ и курса ψ соответственно; R_{pol} – матрица, учитывающая смещение положения полюса Земли в эпоху t (в текущий момент времени); R_S – матрица учета суточного вращения Земли; N, P – матрицы нутации и прецессии в эпоху t соответственно.

С учетом (3) и (4) уравнение (3) можно представить в виде соотношения

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_\gamma \cdot C_\vartheta \cdot C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot C_{ECI}^{ECEF} \quad (5)$$

или

$$C_{ECI}^{ST} = C_{IMU}^{ST} \cdot C_{ENU}^{IMU} \cdot C_{ECEF}^{ENU} \cdot R_{pol} \cdot R_S \cdot N \cdot P. \quad (6)$$

Основной информацией, поступающей от АБУ в БИНС, являются элементы матрицы ориентации C_{ECI}^{ST} , а параметры матриц C_{IMU}^{ST}, R_{pol} известны до начала работы АИНС. Итак, на основе представленных соотношений (2), (5), (6) и реализуются различные режимы (варианты) астрокоррекции БИНС.

Режим компенсации погрешностей определения углов ориентации в БИНС

Этот режим осуществляется при совместной обработке в БИНС данных приемника СНС и АБУ. Периодически получаемые от приемника СНС значения геодезических широты B и долготы L местоположения объекта позволяют сформировать матрицу C_{ECEF}^{ENU} в виде

$$C_{ECEF}^{ENU} = \begin{bmatrix} -\sin L & \cos L & 0 \\ -\sin B \cdot \cos L & -\sin B \cdot \sin L & \cos B \\ \cos B \cdot \cos L & \cos B \cdot \sin L & \sin B \end{bmatrix}.$$

Матрица C_{ECI}^{ECEF} вычисляется в соответствии с [11] по справочным данным и информации о точном всемирном координированном времени (UTC), оперативно поступающей от приемника СНС. Это дает возможность определить все элементы $(C_{ENU}^{IMU})_{i,j}$ матрицы C_{ENU}^{IMU} при использовании преобразованного выражения (3):

$$C_{ENU}^{IMU} = (C_{IMU}^{ST})^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST} \cdot (C_{ECI}^{ECEF})^{-1} \cdot (C_{ECEF}^{ENU})^{-1}. \quad (7)$$

С другой стороны, известно [7], что элементы матрицы C_{ENU}^{IMU} зависят от искоемых оценок углов тангажа ϑ , крена γ , и рыскания ψ , которые легко определяются как

$$\vartheta = \arcsin\left(C_{ENU}^{IMU}\right)_{23}; \quad \gamma = \arctg \frac{-(C_{ENU}^{IMU})_{13}}{(C_{ENU}^{IMU})_{33}}; \quad \psi = \arctg \frac{-(C_{ENU}^{IMU})_{21}}{(C_{ENU}^{IMU})_{22}}.$$

Погрешность определения геодезических координат места соответствует точностным характеристикам приемника СНС (единицы метров), а точность определения углов ориентации объекта относительно топоцентрической СК соответствует точности АБУ, т. е. единицам угловых секунд.

На рис. 15 приведены графики изменения углов крена, тангажа и истинного курса, полученные по показаниям автономного и периодически корректируемого каналов грубой БИНС в ходе одной из первых наземных отработок макета АИНС. Резкие «скачки» показаний корректируемого канала БИНС соответствуют моментам коррекции углов ориентации (всего на интервале времени 1,5 ч было 30 коррекций).

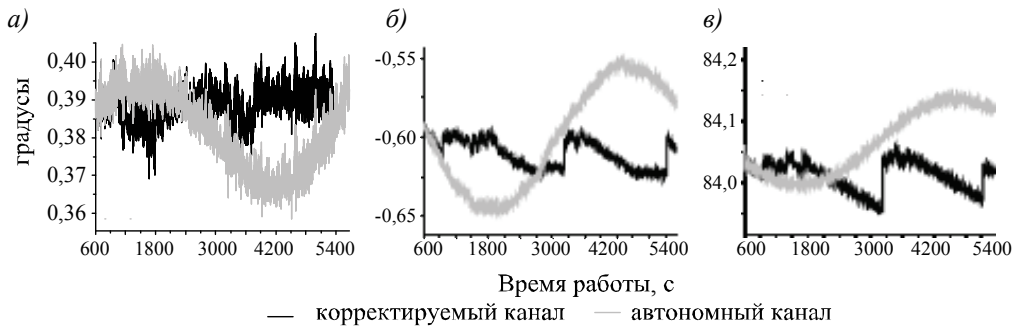


Рис. 15. Углы крена (а), тангажа (б) и истинного курса (в) по показаниям автономного и корректируемого каналов БИНС во время режима компенсации погрешностей определения углов ориентации (в ходе наземной отработки макета АИНС)

Режим компенсации погрешностей определения геодезических координат и угла рыскания БИНС

Этот режим реализуется в случае пропадания информации от приемника СНС из-за потери слежения за радиосигналами, отказа приемника во время работы или по иной подобной причине. UTC, необходимое для вычисления матрицы C_{ECI}^{ECEF} , определяется вычислителем БИНС путем подсчета тактов своего микропроцессора от момента пропадания информации от приемника СНС.

Для погрешностей определения углов крена и тангажа, вырабатываемых автономной БИНС, характерно отсутствие линейных трендов и интенсивного роста (амплитуды колебаний погрешностей не превышают 20 угл. с), в отличие от погрешностей угла рыскания и геодезических координат, поэтому в рассматриваемом режиме осуществляется именно позиционная коррекция, а также коррекция угла рыскания на основе соотношения (5) и имеющихся данных.

Выражение (5) легко можно привести к виду

$$C_{\psi} \cdot C_{ECEF}^{ENU} = (C_{\vartheta})^{-1} \cdot (C_{\gamma})^{-1} \cdot (C_{IMU}^{ST})^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST} \cdot (C_{ECI}^{ECEF})^{-1}. \quad (8)$$

Левая часть (8) может быть выражена через искомые оценки широты B , дол-

готы L и курса ψ , что позволяет вычислить эти оценки через элементы произведения $C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}$:

$$B = \arcsin\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}\right)_{33}, \quad L = \arctg\left(\frac{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}\right)_{32}}{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}\right)_{31}}\right), \quad \psi = \arctg\left(\frac{-\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}\right)_{13}}{\left(C_\psi \cdot C_{ECEF}^{ENU}\right)_{23}}\right).$$

Полученные оценки в дальнейшем используются для расчета в БИНС поправок к текущим значениям координат и угла рыскания.

Погрешности определения местной вертикали в БИНС в совокупности с ошибками АБУ приводят к максимальным погрешностям определения координат порядка 450 м и угла курса около 20 угл. с.

На рис. 16 приведены графики угла истинного курса, широты и долготы, полученные по показаниям автономного и астроинерциального каналов грубой БИНС в ходе одной из первых наземных отработок макета АИНС.

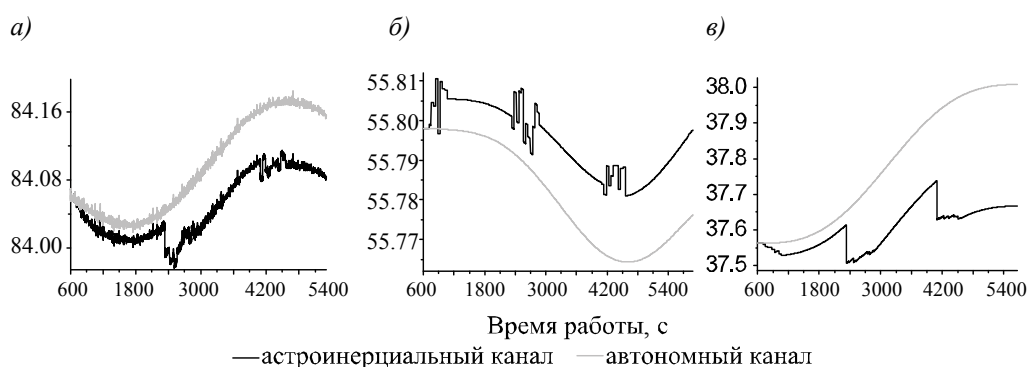


Рис. 16. Угол истинного курса (а), широта (б) и долгота (в) по показаниям автономного и астроинерциального каналов БИНС во время режима компенсации погрешностей определения геодезических координат и угла рыскания (в ходе наземной отработки макета АИНС)

Из графиков на рис. 15 и 16 видно, что алгоритмически весьма простая астрокоррекция позволяет снизить темп накопления погрешностей выходных параметров АИНС.

Режим определения времени в БИНС

Для вышеупомянутых режимов работы АИНС характерно прямое либо косвенное использование информации от приемника СНС, что ограничивает автономность и сферу применения АИНС. В наиболее же неблагоприятном случае отсутствия данных от приемника СНС с момента включения система будет вынуждена функционировать полностью автономно. При этом критическим фактором станет отсутствие информации о UTC, без которой немислимо комплексирование с АБУ.

Именно для такого случая предлагается вариант определения звездного гринвичского времени и UTC по данным АБУ для стартовой инициализации средств счисления времени в АИНС.

Как и в рассмотренных выше случаях штатной работы АИНС, алгоритмической основой такого варианта работы являются простые алгебраические манипуляции с уравнениями типа (7) с последующим применением к ним общеизвестных численных процедур для получения конкретного результата.

Известно [11, 12], что от текущего времени зависят такие компоненты уравнения (6), как R_S , N и P , причем такая зависимость сложна, принципиально нелинейна и представляется весьма незначительной с точки зрения влияния эффектов нутации и прецессии на точность АИНС при работе в критическом режиме. В дальнейших расчетах матрицы R_S по упрощенному и преобразованному уравнению (7) это влияние не учитывается:

$$R_S = (R_{pol})^{-1} \cdot (C_{ECEF}^{ENU})^{-1} \cdot (C_{ENU}^{IMU})^{-1} \cdot (C_{IMU}^{ST})^{-1} \cdot C_{ECI}^{ST}. \quad (9)$$

Для вычисления элементов матриц C_{ECEF}^{ENU} , C_{ENU}^{IMU} не остается ничего иного, как использовать показания БИНС.

С другой стороны, матрица учета суточного вращения Земли в общепринятом представлении является матрицей направляющих косинусов вида

$$R_S = \begin{bmatrix} \cos(S_{GMT} + N_\alpha) & \sin(S_{GMT} + N_\alpha) & 0 \\ -\sin(S_{GMT} + N_\alpha) & \cos(S_{GMT} + N_\alpha) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}, \quad (10)$$

где S_{GMT} – гринвичское среднее звездное время (GMT) в эпоху t ; N_α – нутация в прямом восхождении в эпоху t .

Гринвичское среднее звездное время можно вычислить по (9) и (10):

$$S_{GMT} = \arcsin(R_S)_{12} - N_\alpha, \quad (11)$$

для него же известна [11] следующая зависимость от всемирного времени (UT1):

$$S_{GMT} = 1.7533685592 + 0.0172027918051 \cdot d + 6.2831853032 \cdot M + \\ + 6.7707139 \cdot 10^{-6} \cdot \tau^2 - 4.50876 \cdot 10^{-10} \cdot \tau^3, \quad (12)$$

где d – интервал времени от эпохи J2000 до эпохи t , отличающийся от времени UT1, выраженного в долях текущих суток, на известную (априорно рассчитанную [13]) величину интервала времени от эпохи J2000 до начала текущих суток; M – время UT1 эпохи t , выраженное в долях суток; τ – интервал времени от эпохи J2000 до эпохи t , выраженный в юлианских столетиях по 36525 средних солнечных суток: $\tau = \frac{d}{36525}$.

Несмотря на постоянный естественный рост переменной τ , старший член уравнения (12) останется в течение еще целого ряда лет пренебрежимо малой величиной в терминах времени (доли микросекунд). Таким образом, задача определения времени UT1 сводится в целом к решению обыкновенного квадратного алгебраического уравнения относительно переменной d .

Окончательно оценка UTC рассчитывается так:

$$UTC = UT1 - \Delta UT1,$$

где $\Delta UT1$ – ежесуточная поправка к всемирному времени, публикуемая в официальном бюллетене «Всемирное время и координаты полюса», в бюллетенях Международной службы вращения Земли (IERS) и передаваемая радиосигналами точного времени [11, 14].

Погрешность расчета времени, вызванная незнанием величины N_α , может превысить 1 с, в связи с чем предлагается вместо неизвестного текущего значения N_α использовать в (11) среднее значение этой величины для текущих суток, рассчитываемое заранее вычислителем БИНС. Это позволяет уменьшить погрешность расчетов до допустимой величины (сотые доли секунды).

Применение механизма расчета UTC целесообразно при первом же астросеансе АИНС, т. е. до того, как погрешности БИНС достигнут значительных величин. Предполагается, что счисление UTC вычислительными средствами АИНС от момента стартовой инициализации позволит в остальных астросеансах использовать в БИНС компенсацию погрешностей определения геодезических координат и угла рыскания.

Заключение

Ожидается, что применение в АИНС высокоточных АВУ и БИНС и рациональное сочетание вариантов астрокоррекции БИНС обеспечит автономность и работоспособность полностью бесплатформенной АИНС самолетного и околоземного базирования, возможность создания которой доказана в настоящей статье.

Очевидно, что в ближайшем будущем подобные малогабаритные системы, обладающие высокими характеристиками по точности, надежности и помехозащищенности, получат дальнейшее развитие и широкое распространение.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Воробьев, Л. М.** Астрономическая навигация летательных аппаратов. - М: Машиностроение, 1968. - 280 с.
2. **Gregerson C., Bangert J., Pappalardi F.** Celestial Augmentation of Inertial Navigation Systems: A Robust Navigation Alternative. U.S. Naval Observatory/Space and Naval Warfare Systems Command, USNO/SPAWAR white paper, (n. d.).
3. **Бранец В. Н.** Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем / В. Н. Бранец, И. П. Шмыглевский. - М.: Наука, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1992. - 280 с.
4. **Ишлинский, А. Ю.** Ориентация, гироскопы и инерциальная навигация. - М.: Наука, 1976. - 670 с.
5. **Звездный координатор** БОКЗ-М и перспективы его развития / Г. А. Аванесов [и др.] // Интегрированные навигационные системы // Материалы XIV Санкт-Петербургской международной конференции. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2007. - С. 199.
6. **Integrated Instruments** for Spacecraft Autonomous Navigation. **G. A. Avanesov** [et al] // 7-th International Symposium Reducing the Costs of Spacecraft Ground Systems and Operation, Moscow, 11-15 June, 2007.
7. **Grewal M., Weil L., Andrews A.** Global Positioning Systems, Inertial Navigation and Integration. Wiley, 2001.
8. **Titterton, D., Weston, J.** Strapdown inertial navigation technology. 2nd edition. The Institution of Electrical Engineers, 2004.
9. **Salychev, O.** Inertial Systems in Navigation and Geophysics. - М.: Bauman MSTU Press, 1998.
10. **Степанов, О. А.** Особенности построения и перспективы развития навигационных инерциально-спутниковых систем / Интегрированные инерциально-спутниковые системы навигации. - СПб.: ГНЦ РФ ЦНИИ «Электроприбор», 2001. - С. 25.

11. РД 50-25645.325-89. Руководящий нормативный документ. Методические указания. Спутники Земли искусственные. Основные системы координат для баллистического обеспечения полетов и методика расчета звездного времени. 1989.
12. Жаров, В. Е. Сферическая астрономия. – Фрязино: «Век-2», 2006. - 480 с.
13. Меес, Ж. Астрономические формулы для калькуляторов/Пер. с англ. - М.: Мир, 1988. -168 с.
14. Одуан К. Измерение времени / К. Одуан, Б. Гино// Основы GPS. - М: Техносфера, 2002. - 400 с.

Abstract. There is considered the main concept of creating airborne and ground-based stellar-inertial navigation systems, based on strapdown inertial navigation devices – stellar tracker, inertial navigation system and satellite navigation receiver. The requirements to optical and electronic components of inertial navigation system stellar tracker are formulated. The results of inertial navigation system model experimental processing both on ground and on the object are given. There are considered various astrocorrection versions of strapdown inertial navigation system implemented in stellar inertial navigation system

Keywords: strapdown stellar inertial navigation system, strapdown inertial navigation system, stellar tracker, Coordinated Universal Time