

## ОРИЕНТАЦИЯ И НАВИГАЦИЯ В КОСМОСЕ — НОВЫЕ МЕТОДЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

В процессе управления космическим аппаратом (КА) постоянно приходится определять его ориентацию и заниматься навигацией. Ориентация в пространстве — определение направления осей КА относительно осей некоторой системы координат. Навигация — определением пространственного положения КА в этой системе координат.

Системы ориентации и навигации присутствовали на всех КА, начиная с первых спутников. В последнее время методы ориентации и навигации существенно меняются, это связано как с возникновением новых потребностей в космической отрасли, так и с появлением новых идей.

### Ориентация КА в пространстве

Различают два способа ориентации: относительно инерциальной системы координат и относительно определенных космических объектов. Рассмотрим каждую из этих задач.

#### Ориентация относительно инерциальной системы координат

Для получения этой информации сегодня чаще всего используются инерциальные системы ориентации. Эти системы основаны на гироскопах различных типов. Механические гироскопы сохраняют направление своей оси вращения, гироскопы других типов (лазерные, оптоволоконные, микромеханические) определяют скорость вращения вокруг заданной оси. Гироскопы новых типов гораздо компактнее и легче механических, однако механические все еще точнее.

Другой способ — использование звездного датчика ориентации (ЗД). Современные ЗД фотографируют участок неба, выделяют на нем звезды, отождествляют их с объектами, содержащимися в бортовом каталоге датчика. На основе этого сравнения определяются координаты центра поля зрения ЗД и поворот прибора относительно

оси визирования. Для ЗД звезды являются бесконечно удаленными объектами, положение которых в инерциальной системе координат не меняются, т. е. ориентация относительно очень далеких объектов дает информацию об ориентации в инерциальной системе координат. На этом же принципе основано построение инерциальной системы координат в астрономии (ICRS), принятое сегодня IAU, только в качестве опорных объектов используются «еще более удаленные» квазары.

Неустрашимым недостатком инерциальных систем ориентации является так называемый «уход осей», вызывается воздействием случайных и плохо предсказуемых факторов на гироскопы. Этот недостаток присущ гироскопам всех типов. В механических гироскопах уход вызывается в основном случайными силами в подшипниках подвесок. Величину ухода невозможно точно предсказать, хотя достаточно легко оценить, если имеются несколько гироскопов. В гироскопах других типов причины, вызывающие уход осей, иные, но они приводят к тому же результату.

Уход осей растет со временем, обычно пропорционально  $\sqrt{t}$ , и через некоторое время погрешность выдаваемых системой ориентации данных становится неприемлемо большой. Для ее устранения в инерциальных системах навигации непрерывного функционирования периодически проводят так называемую процедуру сверки показаний системы ориентации, с показаниями вспомогательного ЗД.

Причины выборы такой схемы — основная инерциальная системы навигации и вспомогательный ЗД — были историческими. Долгое время ЗД определяли ориентацию заметно хуже и менее стабильно, чем гироскопические системы. Кроме того, до того, как в ЗД начали использоваться ПЗС-матрицы, ориентация осуществлялась по заранее определенным звездам, что требовало наведения прибора на них. А наличие подвижных частей снижало надежность и гарантированный срок функционирования датчика.

Сегодня эти причины больше не действуют. Типичные гироскопические системы навигации, используемые сегодня в космической технике, обладают погрешностями порядка  $1''$ . Погрешности наиболее точных механических гироскопов составляют  $0.01''$ , но такие системы мало пригодны для использования в космосе из-за большой массы и подверженности механическим воздействиям. Погрешности лучших современных серийных ЗД также составляют несколько угловых секунд.

ЗД, основанные на ПЗС- или КМОП-матрицах, не содержат подвижных частей, поэтому их надежность выше, чем у механических гироскопов, и не уступает надежности оптических или твердотельных. Поэтому сегодня выбор между инерциальной и звездной системами ориентации становится более равноправным и определяется другими их свойствами, не только точностью.

Использование ЗД в качестве системы ориентации имеет свои особенности.

Гироскопы инерциальной системы ориентации запускаются еще на Земле, перед запуском КА. Поэтому инерциальная система ориентации функционирует уже на этапе вывода КА на орбиту, а после вывода на штатную орбиту оказывается в состоянии полной готовности. ЗД не может функционировать перед запуском или во время вывода КА на орбиту — на этих стадиях ЗД закрыт обтекателем ракетносителя. Поэтому к моменту выхода на штатную орбиту ЗД должен сначала определить свою ориентацию. В наихудшем случае, когда отсутствует какая-либо априорная информация о начальной ориентации, ЗД должен провести сравнение полученного им кадра неба со всем бортовым каталогом навигационных звезд. Это наиболее трудоемкая процедура среди всех алгоритмов, исполняемых процессором ЗД.

Другой особенностью ЗД является их чувствительность к солнечной засветке. Если Солнце попадает непосредственно в поле зрения ЗД, то прибор перестает функционировать, так как становится невозможным регистрировать звезды на фоне рассеянного солнечного излучения. То же самое происходит, когда Солнце находится вне поля зрения ЗД, но вблизи от его границ. Пределы зоны засветки зависят от эффективности бленд ЗД. Например, для ЗД БОКЗ-М (ИКИ), эта ширина этой зоны равна  $13^\circ$ .

Еще одной особенностью ЗД является его чувствительность к вращению КА. Наилучшим образом ЗД работает при низких скоростях вращения, когда за время экспозиции изображение звезды не выходит за пределы пикселя. При (умеренно) быстром вращении изображения звезд смазываются на несколько пикселей, что снижает отношения сигнала к шуму и затрудняет выделение изображений звезд в кадре. При очень быстром вращении звезда за время экспозиции пересекает все поле зрения, регистрация таких изображений звезд наиболее сложна. Вращение КА с такими угловыми скоростями на инерциальных системах ориентации сказывается гораздо слабее.

Потребности современных космических экспериментов, а также проектов в области метеорологии, картографии, ДЗЗ и ККП, предъявляют новые высокие к ориентации КА относительно инерциальной системы координат. Эти требования одинаковы как для инерциальных, так и для звездных систем. Но поскольку гироскопические системы не являются областью нашей компетенции, в этом подразделе рассматриваются только требования к современным ЗД.

Наиболее точные современные серийные ЗД определяют ориентацию с погрешностью порядка 3–4'', разрабатываются модели, в которых она снижена до 1''. Такие ЗД выдают информацию об ориентации не чаще 1 раза в секунду. Функционирование ЗД нарушается, если скорость вращения КА превышает несколько градусов в секунду. Обзор характеристик современных ЗД см. в [1].

Кроме того, желательно, чтобы ЗД был как можно менее подвержен солнечной засветке.

Откуда берутся такие требования? Если мы занимаемся картографированием Земли с геостационарной орбиты, то 1'' соответствует примерно 200 м на поверхности. Требования к разрешению гео- и метеоснимков сегодня уже более высоки, а привязка к системе координат должна производиться с точностью не худшей, чем разрешение кадров.

Частота опроса ЗД зависит от поведения КА. Причем здесь более важную роль играет не скорость вращения КА, а ее «гладкость». Например, КА равномерно вращающийся со скоростью один оборот за десять секунд требует более низкой частоты опроса, чем МКС, нерегулярно колеблющаяся из-за различных процессов жизнедеятельности на ее борту.

Возможность создания и характеристики ЗД с погрешностью ориентации 0.1'' и одновременно с высокой частотой опроса была показана в работе [2]. Принципы создания высокоточных ЗД, сохраняющих свою функциональность при быстром вращении КА, обсуждались в [3].

Отдельной и достаточно серьезной технической проблемой для высокоточных датчиков ориентации (любого типа) является перенос их показаний на другие устройства КА (телескопы, объективы, антенны и прочие). В данном обзоре мы не будем касаться этого вопроса.

Для восстановления начальной (или потерянной) ориентации ЗД за приемлемое время необходимо снабдить достаточно мощным процессором. Заметный выигрыш в скорости может дать выбор быстрого алгоритма отождествления звезд в кадре с бортовым каталогом ЗД и правильная структурная для хранения данных этого каталога.

Однако еще больший выигрыш скорости выполнения этой процедуры дает создание комплексных систем, получающих априорную информацию об ориентации КА с более низкой точностью. Как варианты можно рассмотреть включение в состав автономного ЗД компактного (оптического или микромеханического) гироскопа, или широкоугольного ЗД низкой точности. Широкоугольный ЗД использует для определения ориентации наиболее яркие звезды, делает это с низкой точностью, но быстро.

Решение проблемы солнечной засветки ЗД возможно двумя способами: создание ЗД с несколькими оптическими системами и фотоприемниками. Разная ориентация оптических осей этих систем позволяет добиться того, чтобы как минимум две из них не освещались Солнцем при любой ориентации КА.

Другой путь — создание так называемого «солнечно—слепого», т. е. не чувствительного к излучению Солнца, ЗД. Это достигается переносом рабочей полосы ЗД в ультрафиолетовую область, на длины волн короче 200 нм. В этом диапазоне излучение Солнца резко падает, а звезды все еще имеются.

Еще один вариант — создание комплексной системы, включающей в себя несколько ЗД и высокоточный солнечный датчик. При засветке ЗД вместо их данных используется информация о положении Солнца, которая предсказывается на любой момент времени с высокой точностью.

### **Ориентация относительно небесных тел**

Определение ориентации относительно небесных тел сводится к определению направлений на их центры в системе координат связанной с соответствующим датчиком ориентации и переноса этого направления в систему координат связанную с КА.

Космическими телами, представляющими интерес для ориентации, являются:

- Солнце;
- Земля;
- другие планеты Солнечной системы и их крупные спутники.

### *Определение направления на Солнце*

Солнце является самым ярким космическим источником излучения в пределах Солнечной системы. Солнечные батареи на КА необходимо разворачивать в сторону Солнца, а научную аппаратуру, наоборот, прятать от него.

Для решения этих задач датчик Солнца может иметь низкую точность (градусы), но широкое поле зрения, чтобы Солнце практически всегда попадало в него.

У наиболее точных современных солнечных датчиков погрешность определения направления на центр Солнца составляет несколько угловых минут, а размеры поля зрения достигают  $60 \times 180^\circ$ .

Если снизить погрешность солнечного датчика ориентации до нескольких угловых секунд, то его можно будет использовать вместо или вместе с ЗД (например, при ослеплении последних Солнцем). Помимо этого комбинация высокоточных звездных и солнечных датчиков ориентации может быть использована в автономных системах навигации (см. ниже).

Проблема определения направления на центр Солнца с высокой точностью заключается в том, что угловой размер солнечного диска составляет  $30'$ , т. е. очень малую величину по сравнению с полусферой  $180^\circ$ . На матрице размером  $1024 \times 1024$ , которая охватывает половину небесной сферы, Солнце будет занимать  $3 \times 3$  пикселя, откуда вытекает низкая точность определения его центра.

Можно легко повысить точность солнечного датчика, уменьшив ширину его поля зрения. Однако при этом возникает проблема: Солнце большую часть времени не будет в это поле зрения попадать. Можно сделать оптическую головку прибора подвижной, отслеживающей положение Солнца, но это снизит надежность датчика. Можно использовать одновременно несколько датчиков, поля зрения которых соседствуют, но это существенно увеличит стоимость всей конструкции.

### *Определение направления на центр Земли или другой планеты*

Для космического аппарата обращающегося вокруг Земли важно знать направление на ее центр. Если существенным является только вопрос о том, чтобы земля не закрывала (не попадала в) поле зрения прибора, установленного на КА, то точности порядка градуса оказывается вполне достаточно. Если же объектом исследования

является поверхность Земли (например, один из видов ДЗЗ), то для координатной привязки изображений поверхности нужна существенно более высокая точность: с низких орбит она составляет единицы минут дуги, а с геостационарных — угловые секунды.

Определение направления на центр Земли выполняют так называемые датчики «геовертикали» (или «геогоризонта»). Большинство современных датчиков этого типа основаны на регистрации инфракрасного излучения Земли. В одних типах приборов установлены пары ИК-датчиков, разность сигналов от которых обращается в ноль, когда они располагаются симметрично относительно направления на центр Земли.

Другой вариант определения геовертикали — сканирование диска Земли узкопольным ИК-приемником. Когда он направлен на Землю — фиксируется ненулевой сигнал, когда — мимо земли (т. е. в космическое пространство) — сигнала нет. Этот способ позволяет определить границы диска Земли, а по ним — направление на ее центр.

Оба способа имеют большую погрешность, от градусов на низких орбитах, до десятков угловых минут на геостационарных.

Нами предложен существенно более точный способ определения этого направления, основанный на измерении градиентов рассеянного солнечного излучения в атмосфере Земли (в лимбе) [4]. Ожидаемая точность этого метода порядка  $10''$ .

Отдельной проблемой для всех методов определения геовертикали является большой угловой размер Земли, который составляет почти  $20^\circ$  для геостационарной орбиты и доходит до  $110^\circ$  на низких орбитах.

При исследовании Луны или других планет и спутников Солнечной системы требуется определение направления на центр соответствующего космического тела.

## Навигация КА

Все КА в зависимости от решаемых или задач можно разделить на три категории по точности необходимой им навигационной информации: те, которые не используют навигационную информацию, использующие информацию низкой точности и нуждающиеся в высокоточной навигации. Такая информация может требоваться КА постоянно или только в некоторые периоды времени.

Сегодня большинство околоземных КА, нуждающихся в высокоточной навигационной информации, получают ее с Земли. Методами получения такой информации служат классические наземные астрометрические наблюдения объектов в видимом диапазоне (на фоне звезд), радиолокация и лазерная локация КА. Для ее получения в различных странах, с том числе в России, созданы специальные сети наблюдательных пунктов и службы. Однако, производительность подобных сетей ограничена. Резкий рост количества КА на орбитах вокруг Земли не позволяет определять орбиты их всех, что необходимо для полноценного снабжения КА навигационными данными.

Также большую трудность представляет получение с Земли высокоточных данных для межпланетных КА. Сложность проведения измерений быстро растет с удалением КА от Земли.

Указанное положение дел приводит к заключению о необходимости получения навигационных данных непосредственно на борту КА. Одно из возможных решения этой проблемы — использование систем глобального позиционирования — подобных GPS или ГЛОНАСС. Достоинствами таких систем являются:

- высокая точность измерений положения;
- простота и отработанность приемной аппаратуры;
- приемлемые для использования в КА массогабаритные характеристики.

Исходно системы были рассчитаны на использование на и вблизи поверхности Земли. Современные специальные разработки позволяют использовать системы GPS/ГЛОНАСС на околоземных орбитах вплоть до пояса геостационарных спутников. Однако использование этой системы опирается на внешнюю глобальную инфраструктуру — группировку специализированных КА, которая может быть ограничена по точности, отключена, ликвидирована и так далее. Кроме того, на расстоянии в несколько десятков тысяч километров от Земли она перестает функционировать. Из рассмотренного следует вывод, что в межпланетном пространстве, на далеких околоземных орбитах необходимо использовать автономные системы навигации, опирающиеся только на данные, имеющиеся на борту КА или получаемые собственными средствами КА. Такие же системы необходимы КА повышенной надежности и скрытности.

В следующих разделах рассмотрены несколько вариантов автономных систем навигации.

## **Автономное определение траектории КА в Солнечной системе**

Метод определения траектории позволяет по серии однотипных измерений, каждое из которых *не определяет положения* КА в пространстве внутри Солнечной системы найти его траекторию. При этом не используются внешние источники информации или ориентиры за исключением естественных.

Каждое измерение в рассматриваемом методе состоит из одновременного определения ориентации КА в пространстве относительно инерциальной системы координат и направления на центр Солнца. Объединение этих измерений позволяет определить координаты вектора КА—центр Солнца в той, системе координат относительно которой определяется ориентация КА. Этот вектор указывает видимое положение центра солнечного диска для наблюдателя связанного с КА, а противоположный ему вектор указывает видимое положение КА при наблюдении из центра Солнца. После получения не менее трех видимых положений КА можно определить его невозмущенную баллистическую (Кеплерову) траекторию КА вокруг Солнца по методу Гаусса или Лапласа [5]. Большое число наблюдений позволяет не только определить параметры орбиты КА, но и оценить погрешности их значений методом наименьших квадратов. При еще большей серии измерений можно определять возмущения траектории КА.

Вместо одновременных наблюдений можно проводить поочередные определения ориентации КА и направления на Солнце. Пары «одновременных» измерений получаются из такой последовательности путем интерполяции одного вида наблюдений на момент проведения другого.

## **Автономное определение траектории КА вблизи больших планет**

Для ориентации в окрестностях какой-либо из планет Солнечной системы можно применить метод, аналогичный рассмотренному в предыдущем разделе методу ориентации в Солнечной системе. Отличие заключается в использовании датчика направления на центр планеты (локальной вертикали) вместо солнечного датчика. Каждое измерение в рассматриваемом методе состоит из одновременного определения ориентации КА в пространстве относительно инерциальной СК и направления на центр планеты.

Для успешного функционирования описываемой системы точность определения направления на центр планеты должна быть не хуже одной угловой секунды. Навигация по планетам и малым телам Солнечной системы

### **Принципы навигации по телам Солнечной системы**

В основу навигации по телам Солнечной системы заложено определение их видимого положения на небесной сфере относительно звезд. Подобное наблюдение может быть выполнено с помощью телескопа или звездного датчика ориентации с матричным фотоприемником (ПЗС- или КМОП-матрицей).

Если мы с достаточной точностью знаем момент времени, в который проводилось измерение и можем рассчитать на этот момент положение наблюдаемого объекта, то наблюдение позволяет определить в пространстве луч, на котором находился КА с которого велись наблюдения. Два одновременных наблюдения такого типа определяют в пространстве два луча на пересечении которых располагается КА с которого проводились наблюдения. Таким образом, система ориентации по телам Солнечной системы должна состоять из следующих компонентов:

- два или более телескопа или звездных датчика;
- точные бортовые часы;
- каталог объектов солнечной системы с моделями их движения;
- астрометрический каталог звезд (с координатами на небесной сфере).

Точности приборов и каталогов должны быть соизмеримы, так как погрешность навигации будет определяться наименее точной компонентой.

#### *Выбор опорных объектов Солнечной системы для навигации*

При выборе списка объектов для такой навигационной системы возможны два подхода:

- ориентация по планетам, их спутникам и некоторым наиболее крупным астероидам;
- ориентации по малым телам солнечной системы из главного пояса астероидов.

Каждый из этих методов имеет свои достоинства и недостатки. К достоинствам использования больших планет и их спутников в качестве опорных навигационных объектов относится высокая точность теорий их движения, позволяющая точно предсказывать положения объектов в любой момент времени. К недостаткам:

- высокая яркость планет и спутников по сравнению с навигационными звездами, которая существенно превышает динамический диапазон матричных приемников излучения;
- влияние частичной освещенности диска планеты (фазового угла Солнца) на определение координат ее центра;
- влияние изменений альbedo поверхности или облачного слоя планеты на определение координат ее центра;
- влияние фона рассеянного излучения планеты на определение координат ее спутников;
- работа по избранному списку планет требует поворотного телескопа (звездного датчика) или изменения ориентации КА в целом.

Малые тела Солнечной системы в качестве опорных навигационных объектов имеют следующие достоинства:

- большое количество объектов — в поле зрения в 1 квадратный градус, исключая полюса эклиптики, всегда содержится несколько астероидов; это позволяет:
  - использовать неподвижную (жесткую) конструкцию для телескопов или звездных датчиков;
  - проводить усреднение по многим объектам для повышения точности навигации;
- блеск астероидов такой же, как у навигационных звезд;
- из-за малых линейных размеров астероидов влияние фазового угла Солнца и переменной альbedo их поверхности мало.

К недостаткам малых тел Солнечной системы следует отнести:

- низкую точность предсказания их положений;
- возможность функционирования только в пределах орбиты Сатурна—Урана; на более далеких расстояниях астероиды становятся слишком слабыми объектами.

Обе системы позволяют использовать для навигации один телескоп (звездный датчик). При этом вместо одновременных наблюдений проводятся пары или серии последовательных наблюдений выбранных объектов, расположенных достаточно далеко друг от друга на небе. При каждом наведении фиксируются положения объекта и момент наблюдения. Такой метод измерений позволяет определить координаты КА, но точность его ниже, чем при одновременных измерениях пар объектов, также возможно появление дополнительных систематических ошибок.

## Автономная система определения скорости КА

Комбинация нескольких высокоточных датчиков ориентации позволяет получать приборы, обладающие совершенно новыми свойствами. Выше были описаны автономные системы определения траекторий КА в космическом пространстве или вблизи планет. Комбинация трех высокоточных звездных датчиков ориентации позволяет создать автономную систему определения скорости КА относительно Солнца действующую на удалении в сотни тысяч астрономических единиц.

Действие этой системы основано на эффекте абберации света. Скорость света конечна, что приводит к смещению наблюдаемых положений звезд в сторону движения КА по отношению к положениям этих же звезд в неподвижной системе отсчета. Величина смещения пропорциональна скорости и для скорости 1 км/с составляет  $0.67''$ .

Система определения скорости состоит из трех ЗД с погрешностями менее секунды дуги. Поля зрения ЗД удалены друг от друга на десятки градусов.

Определение скорости КА выполняется следующим образом.

- Каждый ЗД определяет видимые координаты звезд из бортового каталога звезд (БКЗ) в своем поле зрения.
- По звездам определяются видимые координаты центра поля зрения для каждого ЗД.
- Вычисляются видимые угловые расстояния между центрами полей зрения ЗД.
- Значения видимых угловых расстояний между центрами полей зрения ЗД сравниваются с известными углами между осями визирования ЗД. Из этих данных определяются:

- смещение (направление и величина) наблюдаемых положений звезд в поле зрения каждого ЗД;
- вектор скорости КА в системе отсчета, в которой даны координаты звезд БКЗ.

Для измерения углов между осями визирования с секундными точностями используется высокоточная внутренняя метрологическая система. Ее точность должна быть сравнима с точностью ЗД.

Система отсчета, в которой заданы координаты звезд в бортовых каталогах ЗД, и относительно которой измеряется скорость, обычно привязана к барицентру Солнечной системы.

### **Точность определения скорости**

Погрешности определения скоростей определяются точностью угловых измерений используемых в системе ЗД и точностью измерения углов между их осями с помощью внутренней метрологической систем. Будем предполагать, что их погрешности одинаковы — это оптимальный случай. Случайная погрешность измерения пространственной скорости будет составлять примерно 1 км/с для ЗД с погрешностью  $\varepsilon = 1''$ , 100 м/с для  $\varepsilon = 0.1''$  и 10 м/с для  $\varepsilon = 0.01''$ .

### **Космические аналоги систем глобальной навигации**

В настоящее время действуют или близки к вводу в эксплуатацию несколько глобальных спутниковых систем навигации — действующие GPS (США), ГЛОНАСС (Россия) и разрабатываемые «Galileo» (Европа), «Beidou» (Китай). Появление подобных систем, первой из которых была GPS, показало, что возможен совершенно иной уровень навигационного обеспечения, что к настоящему моменту привело к изменению множества технологий. ГССН обладают целым рядом характеристик, которыми не обладали все использовавшиеся ранее методы навигации:

- высокая точность (не хуже нескольких метров, доводимая при необходимости до сантиметров);
- привязка измерений к абсолютной системе координат;
- автономность приемной аппаратуры (не требуются устройства связи или передатчики);
- широкая территориальная доступность;

- дешевизна и компактность пользовательской аппаратуры.

Потребность в автономной или полуавтономной высокоточной и широкодоступной системе навигации для КА сегодня очень велика. Практикуемое до сегодняшнего дня определение положений КА с Земли, практически исчерпало свои возможности.

Первые GPS-приемники могли работать только при очень низких скоростях движения — практически они должны были покоиться на поверхности Земли. Скорость автомобиля, а тем более самолета, нарушала их функционирование. Однако это не было принципиальным недостатком системы, а только недоработками программного обеспечения приемников. Современные датчики глобального позиционирования вполне работоспособны на борту КА околоземной спутниковой группировки.

Здесь мы, однако, встречаемся уже с принципиальными ограничениями, присущими всем перечисленным выше системам глобального позиционирования. Они ориентированы на использование на поверхности Земли или вблизи нее. Технические усовершенствования (повышение чувствительности, использование больших или направленных антенн и тому подобное) которые позволяют использовать их в КА околоземных орбитах, в предельном случае — внутри области геостационарных орбит.

Принцип функционирования системы глобального позиционирования заключается в следующем. В пространстве (вокруг Земли) располагаются несколько источников периодических сигналов, которые регистрируются приемником. Зная положения источников сигналов, а также их частоту и фазу, мы можем определить пространственное положение приемника.

Крайне интересно было бы построить аналог системы глобального позиционирования в космосе. В решении этой задачи можно идти двумя путями: использовать в качестве источников сигналов естественные космические объекты, либо строить активную систему навигации в космосе.

### **Пульсарная навигация**

Такие объекты есть — это пульсары: рентгеновские и радио. Пульсары являются природными «трансляторами» периодических сигналов, аналогичных передатчикам систем GPS/ГЛОНАСС. Кроме того, в силу своей удаленности, пульсары обеспечивают надежную пространственную привязку.

Радиопульсар является быстровращающейся нейтронной звездой со сверхсильным магнитным полем. Его радиоизлучение вызывается процессами ускорения частиц во вращающемся магнитном поле. Большая часть радиопульсаров — одиночные, но встречаются и двойные. Сегодня известно почти 2000 радиопульсаров.

Рентгеновские пульсары — нейтронные звезды входящие в состав тесных двойных систем. Их излучение вызывается процессами аккреции вещества второго компаньона на поверхность нейтронной звезды. Периодичность излучения вызывается осевым вращением нейтронной звезды, а его пульсирующий характер — канализацией падающего вещества сильным магнитным полем.

Высокая стабильность периодов пульсаров связана с огромным моментом инерции нейтронной звезды: ее типичная масса порядка 1.4 солнечной, а радиус — около 10 км.

### *Принципы пульсарной навигации*

Пульсар генерирует стабильный периодический сигнал, который с высоким временным разрешением регистрируется детекторами на КА. Если одновременно измерить сигналы от нескольких пульсаров, то, зная их точные положения на небе и табличные параметры сигналов (периоды и фазы), КА может автономно определить свое положение, без использования дополнительной информации от наземных станций или других КА. Благодаря эффекту Доплера — смещению частоты периодического сигнала в зависимости от приближения или удаления источника сигнала — можно также восстановить вектор скорости КА. Для ряда пульсаров с высокой точностью измерены значения периодов пульсаций и скорость их изменения (первые производные и производные более высоких порядков). Поэтому, измеряя с надлежащей точностью текущее значение периода пульсаций, можно автономно восстановить и абсолютную привязку по времени.

Рентгеновские и радиопульсары расположены на значительных расстояниях от Солнечной системы, от 1 до 20 кпк. Поэтому с достаточной точностью можно считать, что в пределах Солнечной системы излучение пульсара представляет собой плоскую волну. Таким образом, по Солнечной системе проходит плоская волна, причем в каждой точке пространства можно заранее вычислить, в какой момент ожидается приход максимума рентгеновского или радио импульса от конкретного пульсара. Имея табличные значения ожидаемого момента прихода импульса пульсара в данной точке про-

странства и сравнив их с экспериментально измеренным значением, можно определить, насколько КА смещен вдоль направления на измеряемый пульсар.

Три пульсара, не лежащие на одном большом круге небесной сферы (т. е. не лежащие в одной плоскости с Солнцем), реализуют декартову систему координат. Измерив смещение сигналов трех пульсаров, можно восстановить трехмерное положение КА. Чем ближе направления на эти пульсары к ортогональным, тем точнее определяются координаты.

Сначала находятся ожидаемые частоты прихода импульсов от пульсара и их периоды на момент измерений для наблюдателя покоящегося относительно барицентра Солнечной системы. Частота определяется по следующей формуле:

$$f(t) = f_0 + \dot{f}(t - t_0) + \frac{1}{2}\ddot{f}(t - t_0)^2 + O^3(t - t_0).$$

Затем находятся наблюдаемые с борта КА периоды пульсаров. В общем случае они будут отличаться от ожидаемых значений, рассчитанных для наблюдателя расположенного в барицентре Солнечной системы. Эти отличия вызываются эффектом Доплера и позволяют определить скорость КА относительно барицентра Солнечной системы. После этого определяется смещение положения импульса пульсара (пространственная фаза) относительно ожидаемого табличного значения, определяемого по следующей формуле:

$$\Phi(t) = \Phi_0 + f_0(t - t_0) + \frac{1}{2}\dot{f}(t - t_0)^2 + \frac{1}{6}\ddot{f}(t - t_0)^3 + O^4(t - t_0).$$

Если точность определения смещения импульса пульсара относительно ожидаемого момента прихода составляет 10 мкс, бокс ошибок определения положения КА составит примерно 3 км. При регистрации излучения от большего ( $> 3$ ) числа пульсаров можно уменьшить бокс ошибок определения положения КА.

Поверхности равной фазы от трех пульсаров образуют пространственную решетку — разделяют пространство на одинаковые ячейки имеющие форму параллелепипедов (в общем случае — произвольных, т. е. не прямоугольных). Типичные размеры этих ячеек — произведение периода пульсара  $P_i$  на скорость света. Для типичных пульсаров размеры будут лежать между  $10^6$  и  $10^9$  м, что не очень много по масштабам Солнечной системы, в которой характерное расстояние — 1 а. е. — расстояние от Земли до Солнца — составляет

$1.5 \cdot 10^{11}$  м. Измерение фазы пульсара позволяет определить положение КА внутри такой пространственной ячейки, но не различить соседние ячейки.

Один из способов решения этой проблемы — проведение привязки положения КА в начале сеанса работы пульсарной системы навигации к объекту с известным положением (планете, астероиду, другому КА) и последующее непрерывное отслеживание изменений координат КА.

Другой способ — определение положений КА с пульсарной системой навигации со стороны в один из моментов времени. Например, пусть пульсарная навигационная система включается в начале полета и работает непрерывно. Привязка производится путем определения координат КА в один из начальных моментов полета с Земли или околоземных аппаратов.

Путь, не требующий привязки, — измерение сигналов более, чем от трех пульсаров. В этом случае каждая тройка пульсаров образует свою пространственную решетку, внутри ячеек которой мы определяем положение КА. Поскольку, в общем случае, периоды пульсаров не кратны друг другу, такие измерения позволяют не только определить положение КА внутри пространственной ячейки каждой из сетей и найти номера соответствующих ячеек. Единственность подобного решения ограничивается лишь точностью знания периодов пульсаров и погрешностью определения фазы прихода импульсов от них. При заданной величине погрешности можно определить область в пространстве внутри которой подобное решение будет единственным. Так использование в навигационной системе 12 пульсаров при точности определения моментов прихода импульсов 10 мкс позволяет решить однозначно определять координаты КА внутри орбиты Плутона.

Для функционирования пульсарной системы навигации по трем пульсарам на борту КА должны находиться достаточно точные и стабильные часы (или система бортового времени). Однако при наблюдении с борта КА четырех и более пульсаров появляется возможность определять как скорость и положение КА, так и поправку часов, что делает навигационную систему еще более надежной и автономной.

Так как каждый пульсар имеет свой уникальный период и уникальную форму импульса, в принципе существует возможность определить не только положение, но и ориентацию КА. Однако с этой задачей успешно справляются стандартные средства оптической

(звездной) ориентации, а определение ориентации КА по данным измерений пульсаров потребовало бы усложнения детекторов и алгоритмов обработки.

#### *Достоинства и недостатки пульсарной навигации*

К достоинствам пульсарных систем навигации относятся их естественная природа, невозможность отключить или нарушить функционирование такой системы искусственным способом, практически полная автономность и возможность работы на очень больших расстояниях от Земли. Пульсарные навигационные системы обладают высокой точностью — теоретически пространственное положение КА может быть определено с погрешностью в сотни и даже десятки метров.

К сожалению, у этих систем много недостатков и технических проблем. Наиболее существенной проблемой является слабость излучения пульсаров, а также наличие заметного фонового излучения (особенно в рентгеновском диапазоне). Для регистрации фазы проходящих импульсов с высокой точностью необходимо иметь высокое отношение сигнала к шуму.

Наблюдения радиопульсаров на Земле ведутся в основном антеннами диаметром 10—20 м с временем усреднения порядка нескольких минут. Последнее связано с тем, что индивидуальные профили импульсов радиопульсаров сильно флуктуируют, хотя средние профили вполне стабильны. Но для их получения необходимо длительное накопление. На КА антенну такого размера для целей навигации установить невозможно (по крайней мере в ближайшее время). Если же ставить антенну меньшего размера (например, 1 м, в 100 раз меньшей площади), то, во-первых, снизится уровень принимаемого сигнала, во вторых уменьшится направленность антенны, т. е. на ее вход будет поступать больше шумов. В результате длительность экспозиции возрастет до суток, и система потеряет оперативность.

Идеальным рентгеновским навигационным приемником была бы система, в которой излучение принимается от источников на всей небесной сфере одновременно. Отдельные же пульсары из этого суммарного сигнала выделяются на основе их периодичности. К сожалению, такая конструкция оказывается невозможной — для выделения периодических сигналов с необходимым временным разрешением требуемая площадь приемника рентгеновского излучения составляла бы десятки квадратных метров.

Наблюдения рентгеновских пульсаров можно вести в мягком (0.1—2 кэВ) или в так называемом «стандартном» (2—10 кэВ) диапазонах. Несмотря на то, что потоки излучения пульсаров возрастают по мере убывания энергии квантов, фоновое излучение в мягком диапазоне намного выше, чем в «стандартном». Кроме того, в этих диапазонах используются разные типы детекторов излучения: в мягком наиболее популярными являются газовые счетчики, в «стандартном» — полупроводниковые детекторы или сцинтилляторы.

Для того, чтобы в мягком рентгеновском диапазоне сигнал от пульсара превышал уровень рентгеновского фона при длительности экспозиции в 1 с, необходима ширина диаграммы направленности прибора от 3 до 30'. Получение приемлемого отношения сигнал/шум для точного измерения фазы прихода импульсов, необходимо либо еще более сужать диаграмму направленности (что практически невозможно), либо увеличивать время экспозиции (отношение сигнал/шум будет расти пропорционально квадратному корню из длительности экспозиции).

Для «стандартного» диапазона ширина поля зрения детектора может быть 10—20°, но необходимое временное разрешение достигается при площади детектора порядка 1 м<sup>2</sup>.

Во всех случаях: для навигационных наблюдений радиопульсаров и рентгеновских пульсаров в мягком и «стандартном» диапазонах, требуются направленные приемники. Ширина из диаграмм меньше, чем приемлемый угол между навигационными источниками. Это означает, что объекты из навигационного каталога придется наблюдать последовательно, а система навигации должна обладать подвижным приемником излучения.

В совокупности с большими временами накопления, последовательное наблюдение источников не позволяет определять положение КА в реальном времени.

Следующие проблемы более свойственны рентгеновским пульсарам.

1. Рентгеновских пульсаров меньше. Если сегодня известно почти 2000 радиопульсаров, то рентгеновских всего около 30.
2. Нестабильность периодов вращения нейтронных звезд и сбой периодов. У рентгеновских пульсаров они существенно выше, хуже предсказываются и прогнозируются.
3. И рентгеновские, и радиопульсары происходят из массивных звезд (или двойных систем) и концентрируются к плоскости

Галактики. Концентрация рентгеновских пульсаров — сильнее. Для того, чтобы система навигационных объектов не была вырожденной, необходимо использовать объекты с большими галактическими широтами. Но среди рентгеновских пульсаров их очень мало.

Таким образом, построение пульсарной системы навигации возможно, но очень сложно, а точность ее на первых порах будет невелика. Поэтому более перспективными выглядят космические аналоги систем глобального позиционирования.

### **Активные системы навигации**

Все перечисленные выше системы глобального позиционирования (GPS, ГЛОНАСС и др.), являются спутниковыми, т. е. их функционирование связано со специализированной группировкой околоземных КА. КА в такой группировке обычно являются однотипными. Принципы функционирования этих систем сводятся к следующему:

- радиопередатчики, установленные на борту КА ГССН, передают в пространство (в сторону Земной поверхности) информацию двух родов:
  - высокоточные нумерованные метки времени;
  - информацию об орбите КА ГССН или о его положении в пространстве;
- приемник навигационных сигналов на Земле (или в близком околоземном пространстве) принимает сигналы от нескольких КА и выполняют следующие действия:
  - вычисляет положение КА, от которых фиксируются сигналы, в пространстве (это действие нужно, если КА передают информацию о своих орбитах, а не непосредственно положения);
  - по задержке прихода временных меток определяет время распространения излучения от КА до приемник, т. е. расстояние между ними;
  - определив положения нескольких КА и расстояния до них, приемник вычисляет свои координаты в системе координат соответствующей глобальной системы позиционирования.

#### Примечания.

1. Информация об орбитах КА может распространяться другими способами, например, передаваться через интернет, по наземному радиоканалу или храниться в памяти приемника.
2. Для функционирования системы приемник должен одновременно принимать сигналы не менее чем от трех КА.
3. Для определения времени распространения импульсов от КА необходимо определять моменты их прихода с высокой точностью (микросекунды и лучше). Наличие в приемнике подобных часов во много раз повышает его стоимость, увеличивает габариты и снижает надежность. Однако их наличие не является обязательным: если ГССНП регистрирует сигналы от четырех или более КА системы позиционирования, то получаемая информация позволяет определить как точные координаты приемника, так и момент времени приема информации. Таким образом, эти системы являются не только глобальными службами навигации, но и глобальными системами точного времени.
4. КА, сигнал от которых регистрирует приемник, не должны лежать на одном большом круге небесной сферы. Подобная конфигурация КА является вырожденной и не позволяет определить положение приемника в направлении перпендикулярном плоскости этого круга. Наименьшая погрешность определения координат достигается, когда регистрируемые КА ГССН образуют сферический треугольник с примерно равными сторонами ( $60\text{--}90^\circ$  каждая).

Каждая из описанных систем глобального позиционирования состоит из активной инфраструктурной и пассивной клиентской частей. В инфраструктурную часть входит группировка специализированных КА, запущенных на специально выбранные околоземные орбиты и несущих на борту передатчики сигналов. Помимо этого существует наземная служба контроля, задачей которой является определение параметров орбит этих КА и их эволюции с точностью, достаточной для поддержания функционирования системы. Пассивная часть ГССН состоит из совокупности независимых приемников, расположенных на поверхности Земли или в околоземном пространстве.

Поскольку доступ к услугам системы глобального позиционирования должен быть возможен практически в любой точке Земли и в любой момент времени, то к инфраструктурной части системы предъявляются следующие требования:

- в любой момент времени над любой точкой поверхности Земли на высотах более  $30^\circ$  над горизонтом должно находиться не менее четырех КА;
- видимые с одной точки поверхности Земли КА не должны группироваться вдоль больших кругов небесной сферы;
- мощность сигналов передатчиков КА должна быть достаточной для их четкого приема.

Первые два требования накладывают ограничения на минимальное количество КА в группировке и на выбор орбит их движения, последнее — на мощность передатчиков, установленных на борту КА. Так система GPS содержит не менее 24 КА по 4 КА на 6 орбитах в разных плоскостях вокруг Земли. Высоты орбит  $\sim 20\,200$  км, что соответствует периоду обращения 11 ч 58 мин. Полная орбитальная структура системы ГЛОНАСС состоит из 24 спутников, равномерно размещенных в трех орбитальных плоскостях. Орбитальные плоскости разнесены друг относительно друга на  $120^\circ$

*Различия между глобальными системами позиционирования и глобальными космическими системами навигации*

**Диапазон расстояний и мощность сигналов.** Системы глобального позиционирования рассчитаны на абонентов преимущественно расположенных на поверхности Земли. В этом случае расстояния между КА и приемниками сигналов изменяются незначительно — не более чем в 1.5–2 раза, т. е. принимаемый сигнал всегда остается на приемлемом для абонента уровне.

Космические системы навигации рассчитаны на функционирование в пределах некоторого заданного объема пространства. Пусть на границе этого объема достигается минимальный допустимый сигнал от одного из КА. Тогда на противоположной стороне объема, вблизи этого КА, сигнал будет настолько силен, что может мешать приему сигналов от остальных КА или даже приводить к порче аппаратуры приемников.

Вывод: аппараты космической системы навигации должны располагаться в областях, окрестности которых недоступны абонентам системы, или, по крайней мере, мало ими посещаются.

**Распределение спутников по небесной сфере.** Для создания космической системы навигации в некоторой области пространства достаточно четырех КА. Оптимальная точность определения координат достигается, когда эти КА находятся в вершинах правильного тетраэдра (треугольной пирамиды). Область пространства в которой функции ГКСН исполняются наилучшим образом представляет собой шар, вписанный в этот тетраэдр, или несколько больший по размеру, но не достигающий вершин, в которых располагаются передатчики. Такая конфигурация позволяет не только определять положение КА, но и передавать на них информацию о точном времени.

Однако, подобная геометрия группировки КА является динамически неустойчивой. Не существует орбит, на которых КА сохраняли бы подобное взаимное расположение. Поэтому для создания космической системы навигации придется использовать большее число КА.

Кроме того, эти КА не должны лежать в одной плоскости, поэтому вывод подобных аппаратов только в плоскость эклиптики (или любую другую плоскость) не позволяет создать полноценную космическую систему навигации.

**Видимость КА группировки.** Для наблюдателя на или вблизи поверхности Земли доступна только верхняя половина небесной сферы. Вблизи горизонта радиосигналы передатчиков глобальной системы позиционирования ослабляются атмосферой Земли. Детали рельефа (горы, здания) могут еще сильнее уменьшить область видимости КА ГССН. В космосе этот эффект отсутствует — в большинстве случаев сигнал может регистрироваться с любого направления. Этому может мешать экранирование радиосигнала корпусом или другими элементами конструкции КА, на котором установлен приемник. Эта проблема решается установкой нескольких приемников или приемника с несколькими антеннами.

**Активная космическая систем навигации в системе Земля—Луна.** КА для системы навигации проще всего выводить и располагать в плоскости экватора Земли. Плоскость орбиты Луны достаточно близка к экватору Земли (наклон меняется от 18 до 29°). Поэтому основная часть группировки КА будет располагаться вблизи этих плоскостей.

Использовать для размещения КА треугольные или линейные точки Лагранжа системы Земля—Луна не представляется возможным, так как они уже заняты научными КА или планируются для

использования готовящимися миссиями. Линейная точка Лагранжа L1, расположенная между Землей и Луной, может использоваться для мониторинга видимой стороны Луны. Линейная точка Лагранжа L2, расположенная за Луной, может использоваться как место наблюдений изолированное от влияния Земли, в частности, от излучения ее радиостанций. Области вблизи треугольных точек Лагранжа L4 и L5 могут использоваться для стереоскопического мониторинга Земли и как места размещения космических обсерваторий. Запуск в эти точки передатчиков ГКСН может нарушить работу расположенных там КА, т. е. нежелателен или, по крайней мере, требует международного согласования.

Скорее всего группировка КА для навигации в системе Земля—Луна будет состоять из двух групп аппаратов, несущих навигационные передатчики:

- Экваториальная группа КА: от 3 до 6 КА на круговой орбите радиусом в 1.5—2 раза большим расстояния Земля—Луна (т. е. с полюсью 500—800 тыс. км). Экваториальная группа может располагаться:
  - в плоскости экватора Земли;
  - в плоскости орбиты Луны.
- Полярная группа КА:
  - 4 КА на близкой к круговой орбите с полюсью 500—800 тыс. км и наклоном не менее 60°;
  - по 2 КА на высокоэллиптических орбитах с полуосями не менее 300 тыс. км над северным и южным полюсами Земли.

Для функционирования космической системы навигации в системе Земля—Луна необходимо будет зарезервировать диапазон частот.

Вывод КА на круговые полярные орбиты можно осуществлять с использованием гравитационного маневра возле Луны.

**Активная космическая система навигации во внутренней части Солнечной системы.** Описываемая система навигации должна функционировать в пределах орбиты Юпитера или, в крайнем случае, до главного пояса астероидов.

Плоскость, в которую легче всего выводить КА для такой системы навигации, — плоскость эклиптики. Орбиты всех внутренних планет (Меркурия, Венеры, Земли, Марса, Юпитера, а также большинства астероидов главного пояса) достаточно близки к ней. По-

этому основная часть группировки КА будет располагаться вблизи этой плоскости. Для размещения подобных спутников удобны точки Лагранжа больших планет.

Использовать для расположения этих КА треугольные или линейные точки Лагранжа системы Земля—Солнце не представляется возможным, так как они уже заняты научными КА или планируются для использования готовящимися миссиями. Линейная точка Лагранжа L1, расположенная между Землей и Солнцем, используется для мониторинга видимой стороны Солнца (например, миссия SOHO). Линейная точка Лагранжа L2, расположенная за Землей, используется как место наблюдений в антисолнечном направлении, наиболее изолированное от влияния излучения Солнца (миссии WMAP, Gaia). Треугольные точки Лагранжа L4 и L5 могут использоваться для стереоскопического мониторинга Солнца, и как точки для размещения космических обсерваторий. Запуск в точки Лагранжа КА-передатчиков может нарушить работу расположенных там научных КА, т. е. нежелателен или, по крайней мере, требует международного согласования.

В точках Лагранжа системы Солнце—Юпитер находятся захваченные мелкие астероиды. Помещенные в них КА ГКСН будут подвергаться опасности столкновения с этими телами.

Размещение КА ГКСН внутри орбиты Земли нецелесообразно из-за малости обеспечиваемого базиса.

Очень привлекательной выглядит конфигурация группировки, основанная на точках Лагранжа системы Солнце—Марс. Группировка КА будет состоять из двух групп:

- Группа КА вблизи плоскости эклиптики: от 3 до 5 КА на орбите Марса. 2 КА в треугольных точках Лагранжа L4 и L5, 2 КА в точках орбиты противоположных точкам Лагранжа (точки AL4 и AL5, соответственно) и 1 КА в точке орбиты противоположной положению Марса (точка AM). В зависимости от числа КА в этой группе в нее входят:
  - в группу из 3 КА — КА в точках L4, L5 и AM;
  - в группу из 4 КА — КА в точках L4, L5, AL4 и AL5;
  - в группу из 5 КА — КА в точках L4, L5, AL4, AL5 и AM.
- Полярная группа КА — 4 КА на орбитах с умеренным эксцентриситетом, полуосью 1.5—5 а. е. и наклоном к плоскости эклиптики не менее 60°.

Вывод: КА на полярные орбиты можно осуществлять с использованием гравитационного маневра возле Юпитера. Подобный маневр был использован для вывода на полярную орбиту КА миссии «Улисс».

Космическая система навигации во внутренней части Солнечной системы может работать в радиодиапазоне или в оптическом и близком ИК с использованием лазеров в качестве излучателей. Для ГКСН функционирующей в радиодиапазоне необходимо будет зарезервировать диапазон частот.

### Список литературы

1. Дятлов С. А., Бессонов Р. В. Обзор звездных датчиков ориентации космических аппаратов // Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Тр. Всеросс. науч. конф., Таруса, 22–25 сент. 2008 г. — М.: ИКИ РАН, 2008. — С. 11–31.
2. Прохоров М. Е., Захаров А. И., Миронов А. В. Российский космический фотометрический эксперимент «Лири-Б» // «Физика космоса»: Тр. 37-й Международ. студ. науч. конф., Екатеринбург, 28 янв.—1 февр. 2008 г. — Екатеринбург: Изд-во Урал. ун-та, 2008.
3. Захаров А. И., Прохоров М. Е., Тучин М. С. Разработка и использование высокоточных звездных датчиков ориентации нового поколения // Инновационные решения для космической механики, физики, астрофизики, биологии и медицины / Ред. В. А. Садовничий, А. И. Григорьев, М. И. Панасюк. — М.: Изд-во МГУ, 2010. — С. 44–63.
4. Тучин М. С., Захаров А. И., Прохоров М. Е. Определение геовертикали по наблюдению лимба Земли // Современные проблемы определения ориентации и навигации космических аппаратов: Тр. Всеросс. научн.-техн. конф., Таруса, 22–25 сент. 2010 г. — М.: ИКИ РАН, 2010.
5. Субботин М. Ф. Введение в теоретическую астрономию. — М.: Наука, 1968.