

**О КНИГЕ Е. А. МИКРИНА И М. В. МИХАЙЛОВА «ОРИЕНТАЦИЯ, ВЫВЕДЕНИЕ, СБЛИЖЕНИЕ И СПУСК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПО ИЗМЕРЕНИЯМ ОТ ГЛОБАЛЬНЫХ СПУТНИКОВЫХ НАВИГАЦИОННЫХ СИСТЕМ»**



Рецензируемая работа, выпущенная Издательством МГТУ им. Н. Э. Баумана, состоит из восьми глав, которые предваряют предисловие, введение, а также разделы «Список основных сокращений» и «Основные термины и определения» (объем – 357 стр.).

**В главе 1** обсуждается проблема, связанная с формированием бортовой шкалы времени (ШВ) космического аппарата (КА), по данным которой реализуются все процессы по его управлению. Порождена она прежде всего тем фактом, что радиационно-стойкие генераторы частоты, размещаемые на КА, имеют низкую стабильность. Так, генератор ЦВМ, установленный на МКС, имеет дрейф на уровне  $10^{-4}$ – $10^{-5}$  сек/сек, что за сутки приводит

к погрешности в выработке времени на борту в 10 с.

В связи с тем что аппаратура спутниковой навигации (АСН), устанавливаемая на отечественных КА и используемая в том числе для коррекции их бортовой ШВ, опирается на сигналы как глобальной навигационной спутниковой системы (ГНСС) ГЛОНАСС (Россия), так и GPS (США), описываются процедуры формирования системных ШВ этих ГНСС, а также их связь со шкалой Всемирного координированного времени UTC.

Далее излагаются методы коррекции бортовой ШВ КА по данным АСН с использованием секундной метки, формируемой АСН, а также без нее, и обсуждается погрешность выполнения этой процедуры. Очевидно, что она, в свою очередь, зависит от точности формирования ШВ самой АСН, привязка которой к ШВ ГНСС, как показано в работе, зависит от точности решения навигационной задачи (в случае перерыва в ее решении часы АСН начинают уходить в соответствии с дрейфом задающего генератора АСН, составляющего  $\sim 10^{-6}$  сек/сут.).

Учитывая сказанное, обсуждается смещение ШВ АСН относительно системной ШВ при нахождении КА как на низких, так и высоких орбитах. В первом случае, когда имеется возможность принимать сигналы значительного числа навигационных спутников (НС) двух ГНСС, обеспечивается одномоментное решение как навигационной задачи, так и задачи определения смещения ШВ АСН. Во втором – в поле зрения АСН может оказаться менее четырех НС, требуемых для эффективного решения рассматриваемой задачи, но и в этом случае используемые в работе алгоритмы позволяют удержать смещение ШВ АСН в пределах 10 мкс.

Наконец, обсуждается проблема обеспечения плавности изменения смещения ШВ АСН относительно системной ШВ, что жестко регламентируется при решении ряда задач по управлению КА. Обсуждаемый в работе алгоритм позволяет снизить дрейф часов АСН с приведенной ранее исходной величины в  $10^{-6}$  сек/сут. до  $4 \times 10^{-8}$  сек/сут.

---

Микрин Е.А., Михайлов М.В. Ориентация, выведение, сближение и спуск космических аппаратов по измерениям от глобальных спутниковых навигационных систем. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 357 с.

**Глава 2** посвящена решению задач ориентации КА, основанного на измерении фаз несущих сигналов НС, поступающих на разнесенные антенны АСН, которые размещены на КА (на КА «Союз» и «Прогресс» их установлено по четыре). При этом используются АСН двух типов – АСН-К, представляющая собой синхронный вариант системы (приемники сигналов ГНСС работают от одного генератора частоты по единой ШВ), и АСН-М, где каждый такой приемник имеет свой генератор и индивидуальную ШВ.

На первом этапе рассматривается процедура решения задачи ориентации по единичному одномоментному измерению фаз сигналов соответственным образом выбранных НС (из числа видимых). Это решение, однако, в силу наличия погрешностей в измерении фазы не гарантирует получение конечного результата. Так, на МКС из-за наличия переотражений сигналов вероятность правильного решения задачи не превышает  $P = 0,3$ .

В дальнейшем для решения рассматриваемой задачи привлекается серия измерений на некотором интервале, связь между которыми осуществляется с использованием выходных данных установленной на КА бесплатформенной инерциальной навигационной системы (БИНС). Одновременно исследуются два случая, в первом из которых начальная ориентация КА неизвестна, а во втором известна с некоторой погрешностью (определена, например, по одномоментному измерению).

Для решения задачи в первом случае предлагается, в свою очередь, два варианта алгоритма, один из которых не накладывает никаких ограничений на движения КА, а второй требует его угловой стабилизации по данным БИНС на некотором интервале. Оба оказываются достаточно эффективными как для АСН-К, так и для АСН-М. По результатам моделирования задачи ориентации КА «Прогресс» было показано, что в лучшем случае через 2 мин накопления информации погрешность выработки углов ориентации не превысит  $2^\circ$ , а через 20 мин мы должны выйти на установившееся решение с погрешностью  $0,5^\circ$ . В эксперименте же на КА удалось выйти в установившийся режим лишь через час и погрешность выработки углов ориентации составила  $2^\circ$ .

Во втором случае решение задачи существенно упрощается. Для этого достаточно использовать три антенны (две при наличии на борту КА БИНС) и сигналы двух НС. При реальных испытаниях АСН-К в процессе совместного полета КА «Прогресс» и МКС по данным только одномоментного измерения погрешность выработки углов ориентации в среднем не превысила  $5^\circ$  с выбросами до  $20^\circ$  в моменты наличия сильных переотражений сигналов ГНСС. Влияние последних, как показано в работе, может быть существенно уменьшено за счет применения предложенных разработчиками АСН алгоритмов динамической фильтрации одномоментных измерений с опорой на данные БИНС. С их использованием в реальном полете удалось снизить среднюю погрешность выработки углов ориентации с исходных  $5^\circ$  до  $1^\circ$ .

Завершив эти исследования, авторы приступают к детальному изучению проблемы устранения многозначности фазовых измерений, возникающей всякий раз при их обработке. Вначале рассматриваются условия разрешимости этой задачи по данным одномоментного измерения, зависящие прежде всего от погрешности знания углов ориентации. Показано, что задача эта устойчиво решается при погрешности их знания, не превышающей  $2^\circ$ . В противном случае необходимо привлекать серию таких измерений с использованием данных БИНС и динамической фильтрации.

Алгоритмы решения всех рассмотренных ранее задач не учитывали, во-первых, наличие у БИНС дрейфа, а во-вторых, предполагали точно известным

положение фазовых центров антенн относительно связанной системы координат. В связи с этим для парирования первого эффекта в работе приводится алгоритм, позволяющий по данным АСН определить углы ориентации с погрешностью до  $0,5^\circ$  при одновременной оценке дрейфа БИНС с погрешностью до  $0,2^\circ/\text{час}$ . Решение задачи определения положения фазовых центров антенн с требуемой погрешностью до 3 мм предполагает наличие на борту КА БИНС с дрейфом не более  $0,3^\circ/\text{ч}$ .

В последнем разделе главы 2 анализируется специфика решения ранее рассмотренных задач в случае, когда КА находится на высокой, например геостационарной, орбите, где наблюдаются лишь НС, расположенные на обратной стороне Земли, и число их в среднем составляет 1-3, а подчас они и вовсе отсутствуют. Здесь возможно использование лишь интегрированной системы АСН + БИНС и дрейф БИНС не должен превышать уже  $0,03^\circ/\text{ч}$ .

**Глава 3** посвящена обсуждению проблем относительной навигации по данным АСН при сближении КА на примере стыковки кораблей «Союз» и «Прогресс» с МКС. Вначале излагается технология выполнения работ на различных участках сближения (предстартовая подготовка, дальнейшее сближение, ближнее сближение и причаливание), а затем приводятся алгоритмы решения возникающих при этом задач. Значительное внимание уделяется использованию при ближнем сближении так называемых «сырых» измерений, представляющих собой первичные данные от конкретного НС и содержащих псевдодальности и интегральные фазы с привязкой к точному времени, а также соответствующие признаки достоверности. Обсуждаются преимущества использования АСН при решении задач относительной навигации по сравнению с ранее применявшейся для этого радионавигационной системой «Курс», элементы которой размещались на КА и МКС.

**В главе 4** излагаются результаты решения задач навигации на наиболее сложном (особенно в пилотируемом варианте) участке полета – спуске КА в атмосфере. Примером служит корабль «Союз», для которого характерен спуск с малым аэродинамическим качеством, когда подъемная сила в 3-4 раза меньше лобового сопротивления.

Специфика такого спуска заключается в том, что на высотах 80-40 км он идет в «зоне плазмы», где сигналы АСН недоступны и можно опираться только на данные БИНС. При выходе из нее до открытия парашюта имеется участок протяженностью во времени не более 200 с, тогда как время так называемого «теплого старта» АСН, не предполагающего знания каких-либо внешних априорных данных, составляет ~2 мин, после чего без принятия специальных мер измерения начнут поступать непосредственно перед раскрытием парашюта, когда возможности управления кораблем весьма невелики.

На первом этапе исследуются вопросы видимости НС (в случае использования ГЛОНАСС и GPS общее их число над горизонтом может достигать 25) и уровня геометрического фактора (GDOP), существенным образом влияющего на погрешность решения навигационной задачи. Показано, что не существует такого размещения антенн на КА, при котором можно решить соответствующие задачи при использовании какой-либо одной ГНСС. Тем не менее задача решается при использовании «сырых» измерений двух ГНСС, принимаемых на две антенны.

Отдельно обсуждается проблема реализации «горячего старта» АСН, длящегося не более 7 с, но требующего знания эфемерид по всем НС, сигналы которых подлежат обработке. Для этого используется процедура, предполагающая

включение приемника АСН еще до отделения КА от МКС и прогноз принятых при этом эфемерид в соответствии с приведенным в работе алгоритмом, учитывающим гораздо больше возмущающих факторов, чем алгоритмы прогноза, рекомендуемые «Интерфейсным контрольным документом» для ГНСС ГЛОНАСС и GPS.

В итоге в главе приводятся алгоритмы всех решаемых на спуске задач, предполагающие до «зоны плазмы» использование АСН, затем переход на данные БИНС, которые после выхода из этой зоны используются для поддержки «горячего старта» АСН на завершающем участке спуска. Естественно, что эти алгоритмы учитывают дискретность поступления данных от АСН.

**Глава 5** посвящена навигации средств выведения КА, к которым относятся ракеты-носители (РН) и разгонные блоки (РБ), используемые для довыведения полезной нагрузки на расчетную орбиту с некоторой промежуточной круговой, находящейся, как правило, на высоте порядка 200 км. На сегодня АСН оснащены все средства выведения, однако используются их данные лишь для телеметрии. И только РБ «Фрегат» учитывает их данные в контуре управления, существенно снижая погрешности реализации процедуры выведения.

В этом случае АСН включается до момента старта ракеты-носителя, что позволяет в итоге иметь эфемериды всех НС над горизонтом. Показано, что достоверные данные вырабатываются АСН при наличии сигналов как минимум пяти НС и что использование АСН в контуре управления РН обеспечивает совпадение расчетной траектории и текущей.

**В главе 6** излагаются вопросы проектирования, разработки и наземных испытаний АСН космического назначения.

Так, АСН-М МКС имеет четыре антенны, четыре навигационно-приемных модуля (НПМ), решающих первичную навигационную задачу, и два навигационно-вычислительных модуля (НВМ) для реализации задач обработки навигационных измерений. При этом непрерывно работает лишь один НВМ и от одного до четырех НПМ и информация лишь от одного из них (ведущего) поступает на вход НВМ.

Обсуждается идеология проектирования АСН-К для кораблей «Союз» и «Прогресс». В этом случае нет необходимости обслуживать высокие орбиты и, следовательно, ниже требования к радиационной стойкости электро-радиоэлементов (разница в стоимости стойких и обычных доходит до 1000 раз). Для того чтобы АСН-К работала при любой ориентации КА, необходим прием информации от всех четырех установленных на КА антенн.

Подробно описываются этапы и методы отработки программного обеспечения АСН-К, а также наземных и летных испытаний АСН-К в автономном варианте и в составе КА.

**Главы 7 и 8** невелики по объему (соответственно 21 и 12 страниц) и излагают вопросы, связанные с управлением движением КА по данным АСН, и содержат описание библиотеки бортовых навигационных программ.

### Подводя итоги

1. Что же хочется отметить прежде всего после прочтения книги?

Во-первых, широкий охват всех проблем, которые стоят перед разработчиками интегрированных систем управления движением КА по данным БИНС и АСН.

Во-вторых, выбранный авторами подход при изложении материала книги, когда каждая проблема рассматривается при движении от простого к сложному,

что чрезвычайно полезно для неопитов, знакомящихся с упомянутой выше тематикой.

В-третьих, книга содержит значительное число экспериментальных данных, подтверждающих корректность предложенных алгоритмов, чем она разительно отличается от ей подобных, где верификация алгоритмов подчас обосновывается лишь методами математического моделирования.

2. Что хочется пожелать авторам при переиздании книги?

Прежде всего, определиться с целевой аудиторией. В выходных данных книги констатируется, что она ориентирована на «студентов и аспирантов, ...научных работников и инженеров, занимающихся разработкой... *навигационных систем космических аппаратов*». Очевидно, в интересах первых книга содержит раздел «Основные термины и определения», лишь частично разъясняющих используемые далее понятия, и каждая глава заканчивается своеобразным опросником по изложенному в ней материалу; ни то ни другое никак не заинтересует вторых.

Далее, не иначе как «из побуждения к чтению» студентов-аспирантов позиции списка литературы никак не привязаны к тексту книги, что не способствует оперативному поиску материала, поясняющего то или иное утверждение авторов. В силу этого тем же студентам-аспирантам, изучающим *навигационные системы космических аппаратов*, многое придется принять на веру. Так, например, приступая к обсуждению проблемы сближения КА (стр. 134–135), авторы без всяких пояснений лишь констатируют, что одним из оптимальных (по расходу топлива) условий сближения является компланарность их орбит, для обеспечения которой необходимо задать одинаковый угол восходящего узла этих орбит.

Наконец, учитывая выпуск книги университетским издательством и насущную необходимость приучать студентов к корректному использованию терминов, столь ценимому в научных кругах, нужно постараться отказаться от каких-либо «жаргонных» или, быть может, принятых в стенах ПАО «РКК «Энергия» определений, таких как «раскрытие неопределенности фазы» (вместо общепотребительного «устранение многозначности фазовых измерений»), «несущий сигнал» (вместо «сигнал на несущей частоте»), «точность составляет», когда на деле речь идет о погрешности, «обратный спутник» (см. стр. 122), не поясняя этого термина, и т.д.

3. Тем не менее книга безусловно найдет своего читателя и послужит эффективным подспорьем при изучении и разработке интегрированных навигационных систем космических аппаратов и средств их выведения на орбиту.

*Б. С. Ривкин, к.т.н., начальник Центра компетенций в области навигации АО «Концерн «ЦНИИ «Электроприбор»*