

## МИКРОПРОЦЕССОРНЫЙ ГЕОМАГНИТНЫЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬ ПАРАМЕТРОВ КРУГОВОЙ ОРБИТЫ

В.В.Иванов

Самарский государственный аэрокосмический университет, г. Самара

Необходимость контроля параметров орбиты космического аппарата ни у кого не вызывает сомнения. Необходимость контроля параметров орбиты космического аппарата ни у кого не вызывает сомнения. Особенно это важно для малых спутников. Из-за их относительно большой парусности при небольшой массе на их движение заметное влияние оказывает давление солнечного света, а на высотах ниже 500 километров – неустойчивые колебания плотности верхней атмосферы. Наземный радиоконтроль орбиты требует сложной аппаратуры с большим и высококвалифицированным персоналом, что резко увеличивает эксплуатационные расходы.

Микропроцессорный геомагнитный вычислитель состоит из трехкоординатного преобразователя величины магнитного поля в напряжение, коммутатора, аналого-цифрового преобразователя и однокристального микроконтроллера.

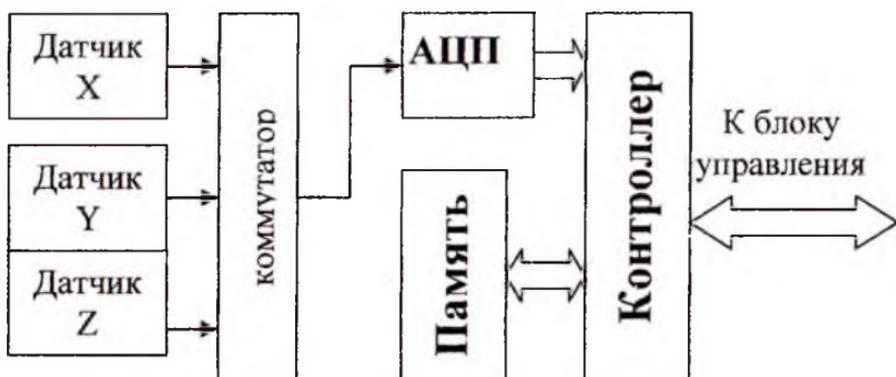


Рис.1. Микропроцессорный геомагнитный вычислитель

Использование микроконтроллера с встроенным в него коммутатором и АЦП упрощает устройство. Так как измерение составляющих вектора магнитного поля происходит не одновременно, возникает погрешность. На одно преобразование средний по параметрам АЦП тратится не более 100 микросекунд. Между первым и третьим измерением - 200 микросекунд. За это время спутник пролетает 1,6 метра. Изменение величины магнитного поля Земли на таком расстоянии микроскопичны. Гораздо большую погрешность вносит вращение космического аппарата вокруг своей оси. Максимальное изменение одной из составляющих магнитного поля на 0,1% за 200 микросекунд может произойти при скорости вращения 5 радиан в секунду. До этих скоростей с помощью десятиразрядного АЦП невозможно заметить изменений, так как его дискретность преобразования равна 0,1 процента.

Микроконтроллер управляет трехкомпонентным датчиком поля, коммутатором и АЦП, по составляющим вектора поля вычисляет его модуль и записывает в память.

Измерения проводятся через пять секунд. За один виток делается около 1000 отсчётов. За сутки менее двадцати тысяч. Алгоритм вычисления параметров орбиты требует знания величины геомагнитного поля, по крайней мере, за последние звёздные сутки.

Параметры орбиты и время пролёта наземного пункта слежения за этим спутником передаются в его электронный блок управления.

Микропроцессорный геомагнитный вычислитель параметров круговой орбиты использует смещение и наклон оси симметрии магнитного поля Земли относительно земной оси (рис.2).

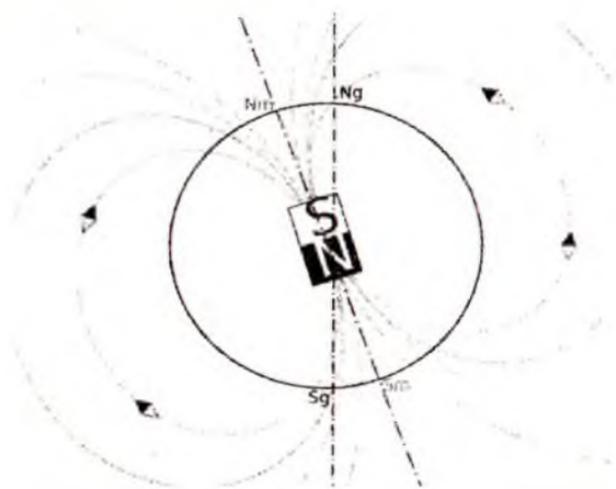


Рис.2. Земная ось Ng-Sg и ось магнитного диполя Nm-Sm

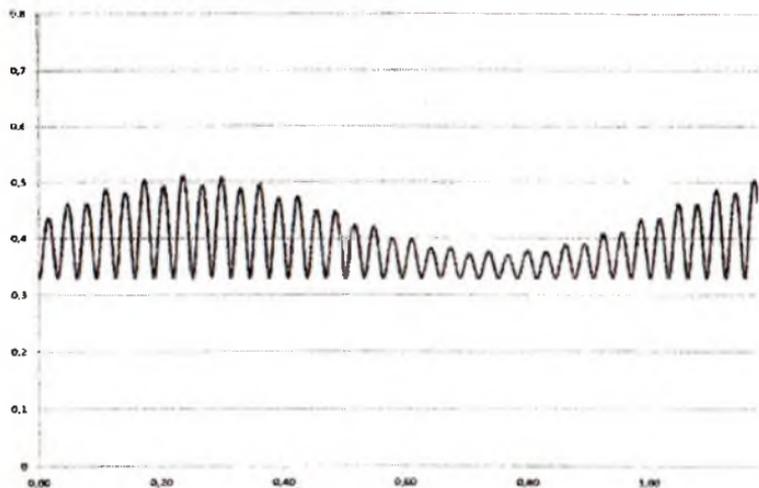


Рис.3. Зависимость модуля геомагнитного поля на борту КА от времени в звёздных сутках при наклонении орбиты 30 градусов

На рис. 3-5 показана зависимость модуля геомагнитного поля на борту космического аппарата от времени в звёздных сутках при разном наклонении его орбиты. При расчётах реальное поле Земли описывалось полем магнитного диполя.

В южном полушарии поле магнитного полюса сильнее, поэтому можно отличить восходящий узел орбиты от нисходящего узла. Во времени восходящий угол прямой орбиты расположен после большего максимума.

Время прохождения узла  $t_u$  вычисляется с использованием времён прохождения большего и меньшего максимума ( $t_h$  и  $t_l$ ):  $t_u = t_h + (t_l - t_h)/2$ .

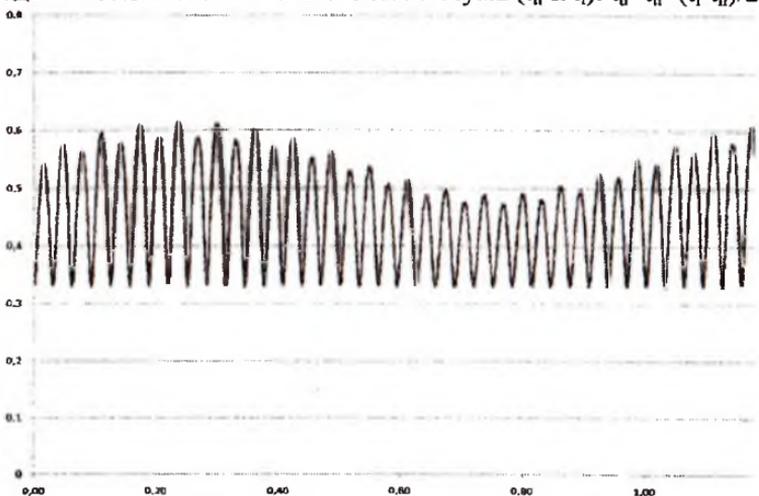


Рис.4. Зависимость модуля геомагнитного поля на борту КА от времени в звёздных сутках при наклонении орбиты 50 градусов

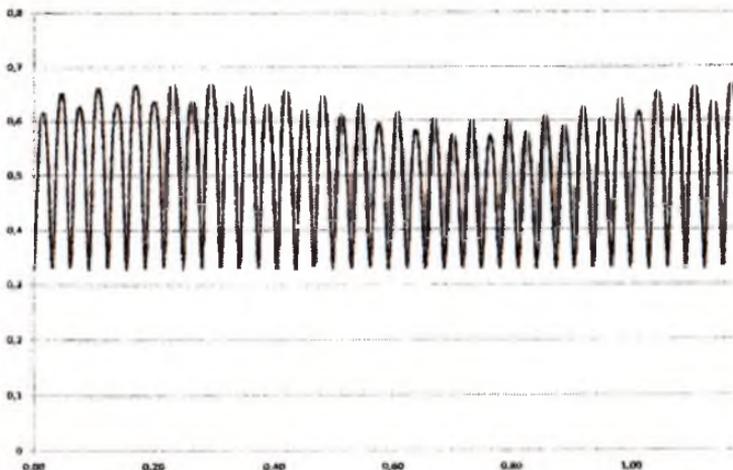


Рис.5. Зависимость модуля геомагнитного поля на борту КА от времени в звездных сутках при наклонении орбиты 70 градусов

Спутник сутки должен находиться в свободном полёте, то есть не должна проводиться коррекция орбиты. От времени прохождения последнего узла берутся значения геомагнитного поля ровно за одни прошедшие звездные сутки. По ним вычисляются постоянная составляющая поля, а также амплитуда и фазовый сдвиг его первой гармоники. Период первой гармоники равен звездным суткам, то есть 23ч 56мин 4с.

Чем больше отношение амплитуды первой гармоники к постоянной составляющей, тем больше наклонение орбиты. Эта связь нелинейная и хорошо описывается простыми зависимостями в диапазоне углов от 20 до 70 градусов. В таком диапазоне наклонений орбит запускается большинство спутников.

Параметры орбиты используются для определения времени начала и окончания сеансов связи и углового положения спутника относительно антенны. То есть достаточно знать высоту орбиты и трассу спутника, которую прочерчивает его проекция на земной поверхности.

Высоту орбиты  $H$  до 1000 километров устройство вычисляет по приближительной формуле:

$$H=50*(T-84,4),$$

где  $T$  – период обращения в минутах.

Время между каждым вторым минимумом геомагнитного поля есть период обращения  $T$ . Усреднение измеренных периодов за последние сутки повышает на порядок точность измерения.

Отклонение от круговой орбиты приводит к ошибке. Её характер и величина является объектом другой статьи. Эллиптичность орбиты усложняет определение полушария, над которым находится спутник.

Самоопределение космическим аппаратом своей трассы позволяет ему самостоятельно включать и выключать передатчик телеметрической информации при пролёте над станцией слежения, отказавшись от услуг командной радиолинии.

Знание местоположения спутника позволяет использовать вектор магнитного поля Земли в системе ориентации космического аппарата.

Кроме малых любительских спутников вычислитель можно для упрощения отслеживания устанавливать на космических объектах, которые после использования по назначению становятся «космическим мусором». За сутки общее время нахождения в зоне видимости наземного измерительного пункта объекта с высотой орбиты до полутысячи километров около получаса.

Пять минут пролёта вполне хватает, чтобы ненаправленной антенной принять и выделить пакет из двух десятков байтов, даже если весь пролетающий «мусор» будет сбрасывать свои пакеты на одной радиочастоте.

Случайный интервал времени между пакетами сведёт коллизии к минимуму.

## **ОПТИМАЛЬНЫЙ СИНТЕЗ СТАБИЛЬНЫХ ВОЛОКОННО- ОПТИЧЕСКИХ МОС-ДАТЧИКОВ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ**

М.В. Степанов

Среди известных типов датчиков перемещения, применяемых в системах автоматического управления летательными аппаратами (САУ ЛА), широкое распространение получили оптоэлектронные датчики, позволяющие строить помехоустойчивые и быстродействующие по сравнению с существующими системы. Но при разработке оптоэлектронной аппаратуры для САУ ЛА нужно учитывать необходимость ее работы в жестких условиях эксплуатации (диапазон рабочих температур от  $-60^{\circ}\text{C}$  до  $185^{\circ}\text{C}$ , относительная влажность до 98% и т. д.). Также для большинства оптоэлектронных элементов и устройств характерна низкая температурная стабильность. Сильное влияние на характеристики оптоэлектронных датчиков оказывают ионизирующее излучение, влажность, вибрационное воздействие, деградация характеристик оптоэлектронных элементов. Наблюдается высокая чувствительность оптоэлектронного тракта к загрязнению оптической системы [1].

Использование волоконно-оптических линий связи (ВОЛС) для передачи информации от датчиков к системам управления создает возможность для применения различных видов уплотнения. Это позволяет передавать информацию от комплекса датчиков через одну ВОЛС. В этом случае является оправданным использование волоконно-оптических МОС-