

УДК 629.7

## Концепция построения системы управления АКА серии «Спектр»

Я. Е. Айзенберг

НВО «Хартрон», Харків

Надійшла до редакції 15.02.95

Описана розробляється НПО «Хартрон» високоточна система орієнтації і стабілізації (0.2" по куту,  $10^{-5}$  °/с по кутовій швидкості) АКА серії «Спектр». Требує точність орієнтації і стабілізації досягнута, в основному, за рахунок застосування в БЦВМ алгоритмів комплексної обробки інформації від гіроскопічних і оптичних приладів. СУ забезпечує автоматичну 10-кратну переорієнтацію АКА в одному сеансі спостережень. Для цього розроблено ітеративний алгоритм розрахунку параметрів програмного руху АКА з допомогою СК, визначаючий також, необхідна чи розвантаження їх перед початком розвороту. В СУ реалізовані алгоритми автономної навігації, що враховують дію сил тяжіння Сонця, Луни і Землі (з урахуванням неферичності).

### 1. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ:

- 1) успокоение АКА после отделения от разгонного блока (РБ);
- 2) поиск Солнца из произвольного положения и ориентация программной оси солнечного прибора (СП) в направлении на Солнце (режим построения солнечной ориентации (ПСО));
- 3) построение трехосной базовой ориентации с использованием оптических звездных датчиков (режим построения базовой ориентации (ПБО));
- 4) прецизионная стабилизация АКА в подвижной или неподвижной системах координат (режим прецизионной ориентации (ПО));
- 5) переориентация АКА в заданное программное положение (режим инерциальной ориентации (ИНО));
- 6) юстировка научной аппаратуры (НА) — уточнение взаимного углового положения осей чувствительности НА и командно-измерительных оптико-электронных приборов СУ в режиме ИНО;
- 7) юстировка — уточнение взаимного углового положения гироскопических и оптических командно-измерительных приборов СУ в режиме ИНО;
- 8) управление АКА при выдаче импульса тяги

для коррекции орбиты (режим выдачи корректирующего импульса (ВКИ));

9) стабилизация АКА с помощью двигателей стабилизации в процессе разгрузки инерционных исполнительных органов;

10) закрутка АКА вокруг оси, направленной на Солнце (дежурный экономичный режим (ДЭР));

11) управление приводами остронаправленной антенны.

### 2. ФУНКЦИОНАЛЬНАЯ СХЕМА СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

Функциональная схема системы управления одного из АКА серии «Спектр» представлена на рис. 1, где ГИВУС — гироскопический измеритель вектора угловой скорости (НПО «Ротор», Москва); КОЭКП 18КС — комплекс оптико-электронных командных приборов (НПО «Геофизика», Москва); АИС — астроизмерительная система (ИКИ РАН, Москва); НА — научная аппаратура, включающая в свой состав телескопы SODART (Дания), TAUVEK (Израиль);

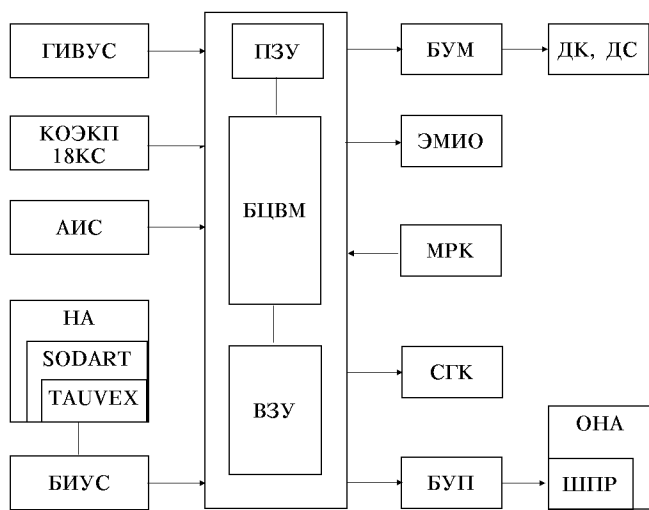


Рис. 1. Функциональная схема СУ АКА «Спектр-РТ»

БИУС — бортовая информационно-управляющая система (Венгрия);

БЦВМ — бортовая цифровая вычислительная машина (НПО «Хартрон», Харьков);

ПЗУ — постоянное запоминающее устройство (НПО «Хартрон», Харьков);

ВЗУ — внешнее запоминающее устройство (НПО «Хартрон», Харьков);

МРК — магистральный радиокomплекс (НИИ Космического приборостроения, Москва);

ЭМИО — электромаховичные исполнительные органы (НИИ ЭМ, Москва);

СГК — силовой гироскопический комплекс (НИИ КП, Санкт-Петербург);

ДК, ДС — двигатели коррекции и стабилизации (НПО им. Лавочкина, Химки);

БУМ — блок усилителей мощности сигналов управления ДК, ДС (НПО «Хартрон», Харьков);

ОНА — остронаправленная антенна на кардановом подвесе, поворачиваемая двумя шаговыми приводами (ШПР) (НПО им. Лавочкина, Химки);

БУП — блок управления ШПР ОНА (НПО «Хартрон», Харьков);

### 3. ПРОГРАММНО-АЛГОРИТМИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Программно-алгоритмическое обеспечение (ПАО) системы управления АКА «Спектр» имеет следующую

иерархическую структуру:

- ПАО сеанса наблюдений;
- ПАО режимов управления;
- ПАО алгоритмов задач;
- ПАО функциональных алгоритмов.

Под алгоритмами сеанса наблюдений понимается формальное описание заданной в полетном задании (ПЗ) последовательности выполнения связи режимов управления, включаемых операционной системой БЦВМ. В течение сеанса наблюдений (4-5 сут) поступление какой-либо информации с Земли, кроме нештатной команды на его прекращение и перехода на режим ПСО, не предусматривается. Указанная нештатная команда формируется при отказах приборов СУ или на Земле.

Под алгоритмами режима управления понимается совокупность информационно либо аппаратно связанных алгоритмов задач и функциональных алгоритмов, выполняемых в определенной ПЗ последовательности для достижения заданной цели. Принцип разбиения на режимы — максимальное ослабление во времени информационных либо аппаратных связей между соответствующими совокупностями алгоритмов задач и функциональных алгоритмов.

При подготовке режима по командам БЦВМ включаются приборы, необходимые для решения его задач, осуществляется настройка алгоритмов по признакам, заданным в полетном задании, выдаются команды на выключение приборов, не участвующих в режиме.

Под ПЗ имеется ввиду набор числовой, кодовой и признаковой информации, обеспечивающей автоматическое функционирование СУ без участия оператора на Земле.

На участке перехода на следующий, заданный по ПЗ, режим производится перезагрузка программ из ВЗУ в ОЗУ БЦВМ.

Основными задачами режимов управления СУ являются:

- формирование текущего и программного кватернионов ориентации АКА во второй экваториальной системе координат;
  - автономная навигация;
  - формирование двух программных углов наведения оси ОНА в кардановом подвесе в направлении наземных измерительных пунктов (НИП);
  - стабилизация АКА;
  - формирование телеметрической информации.
- К функциональным алгоритмам, в качестве примера, относятся:
- включение и диагностика состояния датчиков, электронных приборов, исполнительных и управляющих органов;

формирование управляющих сигналов ДК, ДС, ЭМИО, СГК, ШПР ОНА.

Полетное задание готовится с помощью наземной вычислительной машины по информации о программе научных исследований в следующем сеансе научных наблюдений. Например, оператор должен ввести в наземный компьютер угловые координаты звезд (до 10), за которыми будут производиться наблюдения. В наземной вычислительной машине будет выбираться последовательность их обхода и научных исследований с учетом ограничений на ориентацию АКА «Спектр» относительно Солнца, Луны и Земли.

В памяти наземного компьютера хранится информация о неисправных приборах СУ, которая при необходимости может передаваться с Земли для исключения их повторной диагностики на борту. Следует отметить, что через МРК может передаваться только измененная часть полетного задания следующего сеанса наблюдений относительно ПЗ текущего сеанса.

#### 4. ВЫЧИСЛИТЕЛЬНАЯ СИСТЕМА НА БАЗЕ БЦВМ М7

Для решения задач СУ АКА «Спектр» используется вычислительная система на базе БЦВМ М7. База БЦВМ М7 состоит из унифицированной и переменной частей.

*Унифицированная часть* представляет собой блок системного процессора (СП), в который входят:

- трехканальный СП;
- ОЗУ объемом 32К 16-разрядных слов;
- задающий генератор (ЗГ);
- канал мультиплексного обмена по стандарту MIL-STD-1553.

Основой унифицированной части БЦВМ является двухадресный СП, который предназначен для организации и исполнения вычислительных и управляющих процессов. СП представляет собой одноконтурный вычислитель, построенный по принципу трехканального резервирования с многоуровневым мажоритированием. СП реализует в режиме с разделением времени функции центрального процессора (ЦП) и процессора ввода-вывода (ПВВ). Таким образом, архитектура СП позволяет совмещать функции ЦП и ПВВ, что существенно, примерно вдвое, снижает аппаратные затраты и, следовательно, увеличивает надежность.

Система команд процессора — ЕС-подобная, расширенная, состоит из 95 команд (без учета модификаций), из которых 5 команд используются для обработки чисел с плавающей запятой. Основная

разрядность операндов — 16 (с возможностью выполнения операций над 16-, 32- и 64-разрядными операндами). Числа с плавающей запятой занимают три 16-разрядные ячейки памяти. Производительность СП в коротких операциях (типа сложения) 1.25 млн. операций в секунду. Средняя производительность процессора по смеси Шаттл — 340 тыс. операций в секунду. СП реализует аппарат многоуровневой системы прерываний по четырем классам. Служба времени СП представлена пятью счетчиками времени (СЧВ-1, СЧВ-2, СЧВ-3, СЧВ-4, СЧВ-5).

В СП реализован аппарат динамической коррекции программ, позволяющий оперативно, без изменения ПЗУ, вносить изменения в программы.

*В состав переменной части БЦВМ входят:*

- блок запоминающих устройств комбинированный (БЗУК);
- устройство ввода-вывода (УВВ);
- внешнее запоминающее устройство (ВЗУ).

В свою очередь, в составе БЗУК содержатся:

- ОЗУ в адресах ПЗУ (ОЗУП), предназначенное для записи и хранения;
- ВЗУ емкостью 128К 16-ти разрядных слов, предназначенное для хранения программ, исполняемых из ОЗУП, и сохраняющее информацию после снятия с него электропитания;
- ПЗУ, предназначенное для хранения данных и команд и имеющее информационную емкость 64К 16-ти разрядных слов.

Обмен информацией между СП и абонентами осуществляется с помощью УВВ параллельным и последовательным кодами и с помощью канала мультиплексного обмена по стандарту MIL-STD-1553.

Конструктивно каждый сменный блок БЦВМ выполнен по трехканальной схеме резервирования собственного оборудования с необходимыми связями для реализации мажоритирования и синхронизации.

#### 5. ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ

Программное обеспечение (ПО) режимов включения, выключения, выбора рода работ, ПСО, автономных проверок, алгоритмы которых могут функционировать без использования ПЗ, размещается в ПЗУ. Эта часть ПО обеспечивает решение задачи ориентации АКА на Солнце после отделения от РБ, что дает возможность оперативно задействовать солнечные батареи.

Для хранения остальной части программ режимов ПБО, ПО, ИНО и ВКИ используется энергонезависимое ВЗУ. Часть ПО, размещаемая в

ВЗУ, по мере необходимости загружается в ОЗУ. Наличие ВЗУ в составе СУ придает новые качества системе управления, позволяя на любом этапе эксплуатации АКА вносить изменения в алгоритмы и ПО.

Решение задач СУ обеспечивается функциональной частью бортового ПО. Набор функциональных задач и порядок их включения внутри базового такта ( $T_0 = 0.1$  с) задается алгоритмами режимов и обеспечивается программами операционной системы (ОС).

Можно выделить два уровня иерархии в бортовом ПО. *Верхний* уровень соответствует алгоритмам режимов и реализуется на графическом языке динамических спецификаций, преобразующем графическое представление ИЛСх (информационно-логические схемы) в программу на языке С++. Полученная в результате трансляции ИЛСх программа содержит операторы формирования таблиц адресов активных задач для каждого временного интервала. *Нижний* уровень иерархии бортового ПО образуют программы функциональных алгоритмов, реализуемые на языке высокого уровня С++.

В процессе функционирования ПО ОС фиксирует прерывания от счетчика времени, формирующего длительность базового такта управления, и передает управление ведущей программе, которая обеспечивает включение активных задач в соответствии с циклограммой работы. При переходе на новый участок циклограммы таблица активных задач (при необходимости) может модифицироваться.

Задачи ввода—вывода решаются в числе других функциональных задач. Синхронизация процессов ввода—вывода с темпом решения задач БЦВМ и между собой осуществляется контролем времени запуска в соответствии с требованиями алгоритмов без использования аппарата прерываний.

Для отработки программного обеспечения СУ АКА «Спектр» разработана технологическая среда, использующая в качестве инструментальной базы персональные ЭВМ, объединенные в локальную вычислительную сеть. В составе технологической среды можно выделить три основных подсистемы: *программирования, отладки, генерации тестов.*

В состав подсистемы программирования входят инструментальные средства для разработки ПО — графический язык динамических спецификаций, язык высокого уровня С++, макроассемблер. Эти средства поддерживают принцип иерархической декомпозиции (структурной и функциональной) проекта, графической спецификации, разбиения программы на модули и процедурного подхода к программированию.

Подсистема отладки включает в свой состав аппаратный комплекс и программные средства. Аппаратный комплекс состоит из БЦВМ, инструментальной ЭВМ и технологической аппаратуры, выполняющей функции синхронизации работы 2-машинного комплекса и моделирования входной информации.

Возможны два режима работы — разомкнутая схема и замкнутая.

Для разомкнутой схемы необходимые данные подготавливаются заранее подсистемой генерации тестов, которая функционирует без участия программ БЦВМ. Оценка результатов работы проводится по допусковому контролю.

В замкнутой схеме параллельно с ПО БЦВМ функционирует модель объекта управления, реализованная на инструментальной ЭВМ. При этом выходы БЦВМ «замкнуты» на математическую модель объекта управления, которая, в свою очередь, формирует всю входную информацию для БЦВМ. Контроль в замкнутой схеме производится по физическим критериям (устойчивость, качество переходных процессов и пр).

Подсистема генерации тестов реализована на инструментальной ЭВМ и включает в свой состав программы функциональных алгоритмов и программы модели объекта управления. В состав тестовых данных входят результаты работы алгоритмов (для допускового контроля в разомкнутой схеме), информация, моделирующая окружающую среду (для имитации датчиков СУ) и ПЗ.

Технологическая среда обеспечивает планирование объемов испытаний, управление отладкой, аттестацию программного продукта, включающую количественные оценки качества.

## 6. ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ТЕКУЩЕЙ ОРИЕНТАЦИИ

Определение параметров текущей ориентации связанной с АКА системы координат в инерциальном пространстве производится с помощью бесплатформенной инерциальной системы (БИС) по информации ГИВУСа об угловой скорости АКА  $\omega = (\omega_x, \omega_y, \omega_z)^T$ .

ГИВУС имеет шесть чувствительных элементов (ЧЭ), расположенных равномерно по образующей конуса с углом полураствора  $54^\circ 44' 08''$ . ГИВУС имеет два диапазона измерений угловой скорости  $0.55^\circ/\text{с}$  и  $0.12^\circ/\text{с}$ . В первом диапазоне цена младшего разряда и шумовая составляющая сигнала ГИВУС равны  $0.025''$  и  $0.15''$  за такт  $T_0 = 0.1$  с, во втором диапазоне —  $0.005''$  и  $0.04''$  за такт  $T_0$

Таблица 1. Основные характеристики астроприборов АКА «Спектр-РГ»

Наименование параметра	Тип астроприбора		
	18КС	АИС	TAUVEX
Поле зрения	—	6°×5°	1°×1°
солнечного прибора	180°×40°	—	—
звездного прибора	2.4°×2.4°	—	—
Диапазон чувствительности	+1.0 <sup>m</sup>	+6.0 <sup>m</sup>	+8.8 <sup>m</sup>
Случайная (3σ) погрешность	±1.0′	±0.3′	±0.05′
Такт съема информации	0.25 с	2 с	2 с
Дискретность съема информации	20″	5″	0.6″
Точность привязки осей координат ГИВУС и НА	±7′	±7′	±0.5′

соответственно. Нестабильность ухода ГИВУС, пропорционального времени,  $\delta\omega$  не превышает 0.01″/с.

Основные характеристики астроприборов АКА «Спектр-РГ» приведены в табл. 1. Точность привязки осей координат ГИВУС и НА, приведенная в табл. 1 обусловлена монтажными погрешностями и тепловыми деформациями.

6.1. В полете используется, как правило, четыре ЧЭ, выходные сигналы которых  $\eta = (\eta_1, \eta_2, \eta_3, \eta_4)^T$  описываются выражением:

$$\eta = \mathbf{B}\omega + \xi, \quad (1)$$

где  $\mathbf{B}$  — матрица направляющих косинусов осей чувствительности ГИВУСа в связанной системе координат,  $\xi = (\xi_1, \xi_2, \xi_3, \xi_4)^T$  — вектор ошибок, обусловленный погрешностями прибора.

Использование избыточной информации в (1) позволяет обнаружить факт отказа и идентифицировать отказавший ЧЭ.

Факт отказа одного из четырех ЧЭ определяется при

$$|\mathbf{P}| > P_n, \quad (2)$$

где  $\mathbf{P} = \mathbf{C} \cdot \eta$ ,  $\mathbf{C} \cdot \mathbf{B} = \mathbf{0}$ ,  $\mathbf{C} \cdot \mathbf{C}^T = \mathbf{E}$ ,  $\mathbf{C}$  — матрица размерностью (1×4),  $\mathbf{E}$  — единичная матрица,  $P_n$  — задаваемое пороговое значение.

Идентификация конкретного отказавшего ЧЭ производится после включения пятого ЧЭ по алгоритму (2) путем перебора  $C_5^4 = 5$  комбинаций. Алгоритмы (2) позволяют идентифицировать грубый отказ ЧЭ.

6.2. Для идентификации параметрических отказов используется следующий алгоритм оценки вектора угловой скорости:

$$\hat{\omega} = \mathbf{P}(\mathbf{R}^{-1}\omega_k + \mathbf{B}^T\mathbf{K}^{-1}\eta), \quad (3)$$

где  $\mathbf{P} = (\mathbf{R}^{-1} + \mathbf{B}^T\mathbf{K}^{-1}\mathbf{B})^{-1}$ ,  $\mathbf{K}$  — ковариационная матрица вектора  $\xi$ ,  $\omega_k$  — калмановская оценка вектора угловой скорости по алгоритмам, приведенным в п. 8,  $\mathbf{R}$  — ковариационная матрица оценки вектора  $\omega_k$ ,  $\mathbf{P}$  — ковариационная матрица оценки вектора  $\hat{\omega}$ .

Оценка матрицы  $\mathbf{K}$  имеет вид:

$$\hat{\mathbf{K}} = f\{(\eta_{cp} - \mathbf{B}\hat{\omega}_{cp})(\eta_{cp} - \mathbf{B}\hat{\omega}_{cp})^T + \mathbf{B}\mathbf{P}\mathbf{B}^T\}, \quad (4)$$

где  $f\{\cdot\}$  — оператор «диагонализации»,  $\hat{\omega}_{cp}$ ,  $\eta_{cp}$  — средние значения  $\hat{\omega}$  и  $\eta$  на интервале 5 с.

Матрица  $\mathbf{K}$ , используемая в (3), на последующем шаге определяется выражением

$$\mathbf{K} = \mathbf{K}^- + \frac{1}{m}(\hat{\mathbf{K}} - \mathbf{K}^-), \quad (5)$$

где  $\mathbf{K}^-$  — предыдущее значение матрицы  $\mathbf{K}$ ;  $m$  — номер шага внутри интервала осреднения. Интервал осреднения  $\mathbf{K}$  равен 30 с.

Таким образом, происходит оперативная оценка матрицы  $\mathbf{K}$  ошибок измерителей и отказ одного из них приводит к росту соответствующего диагонального элемента матрицы  $\mathbf{K}$  и, следовательно, к снижению удельного веса информации отказавшего измерителя. В дальнейшем при росте диагонального элемента матрицы  $\mathbf{K}$  производится отключение соответствующего ЧЭ.

Существенное влияние на точностные характеристики БИС оказывает взаимное расположение включенных каналов, особенно при четырех включенных ЧЭ из шести ( $n = 4$ ). Поэтому важно поддерживать оптимальную или близкую к ней конфигурацию включенных каналов, в том числе при отказе одного из них и включении резервного канала.

6.3. Дальнейшая обработка информации ГИВУС с целью определения ориентации АКА основывается на интегрировании кинематических уравнений вида

$$2\dot{\Lambda} = \Lambda \circ \hat{\omega} - \gamma \cdot \theta \circ \Lambda, \quad (6)$$

где  $\dot{\Lambda}$  — кватернион ориентации связанной системы координат АКА относительно инерциальной системы координат,  $\theta = (\theta_x, \theta_y, \theta_z)^T$  — оценка вектора конечного поворота от инерциального базиса к квазиинерциальному, определяемому по показаниям ГИВУСа,  $\gamma$  — коэффициент усиления,  $\circ$  — кватернионное произведение.

Для интегрирования уравнения (6) в БЦВМ принят метод Эйлера третьего порядка с коррекцией нормы кватерниона. Шаг интегрирования принят равным  $T_0 = 0.1$  с.

Основными ошибками, влияющими на точность

определения ориентации АКА по информации ГИВУСа, являются: случайная погрешность, не зависящая от перегрузки  $\delta\omega = (\delta\omega_x, \delta\omega_y, \delta\omega_z)$ , случайная погрешность масштабного коэффициента  $\delta\mu = (\delta\mu_x, \delta\mu_y, \delta\mu_z)^T$  и погрешность определения начальных условий для уравнения (6). Последняя из этих погрешностей существенно зависит от точности привязки приборных осей астросредств к приборным осям ГИВУСа.

Погрешность этой привязки зададим через вектор конечного поворота  $\kappa = (\delta\kappa_x, \delta\kappa_y, \delta\kappa_z)^T$ . Определение векторов  $\delta\omega$ ,  $\delta\mu$  и  $\delta\kappa$  составляет суть задачи калибровки и юстировки ГИВУСа.

В СУ АКА серии «Спектр» калибровка и юстировка ГИВУСа разделены на два этапа. На первом этапе определяется вектор  $\delta\omega$  при отсутствии программных разворотов, а на втором этапе осуществляются эволюции объекта, обеспечивающие наблюдаемость  $\delta\mu$ ,  $\kappa$ .

6.4. Для проведения калибровки  $\delta\omega$  используется алгоритм комплексной обработки информации с астроприборов и ГИВУСа, в основу которого положен метод динамической фильтрации, использующий калмановские оценки  $\delta\omega$ .

Основой уравнений измерений является кватернионное уравнение

$$\mathbf{N} - \Lambda = \frac{1}{2} \theta \circ \Lambda, \quad (7)$$

где  $\mathbf{N}$  — кватернион ориентации связанной системы координат АКА в инерциальном базисе, определяемый по информации с астроприборов.

Введем вектор измерений  $\mathbf{Y}(t) = (Y_1(t), Y_2(t), Y_3(t), Y_4(t))^T$ , составленный из компонент разности кватернионов (7) и вектор оцениваемых параметров

$$\chi(t) = (\theta(t), \delta\omega(t))^T.$$

Тогда в соответствии с (7) уравнение измерений будет иметь вид:

$$\mathbf{Y}(t) = \mathbf{H}(t) \cdot \chi(t) + \mathbf{V}(t), \quad (8)$$

где  $\mathbf{V}(t) = (V_1(t), V_2(t), V_3(t), V_4(t))^T$  — вектор ошибок астросредств с ковариационной матрицей  $\mathbf{D}_A(t)$ ,  $\mathbf{H}(t)$  — матрица размерности  $4 \times 6$ .

Оцениваемые параметры получают из решения системы дифференциальных уравнений

$$\begin{aligned} \dot{\theta}(t) &= -\gamma \cdot \theta(t) - \mathbf{A}(t) \cdot \delta\omega(t) + \mathbf{w}(t), \\ \dot{\delta\omega}(t) &= 0, \end{aligned} \quad (9)$$

где  $\mathbf{A}(t)$  — матрица перехода, определяемая кватернионом  $\Lambda$ ,  $\mathbf{w}(t)$  — вектор погрешностей ГИВУСа,

имеющий ковариационную матрицу  $\mathbf{D}_r(t)$ .

Определяемые в результате калибровки значения вектора поворота  $\theta$  и поправки  $\delta\omega$  к вектору угловой скорости  $\omega$  используются для коррекции соответствующих параметров кинематических уравнений (6).

6.5. Для калибровки масштабного коэффициента ГИВУСа  $\delta\mu$  осуществляются три разворота на угол  $2\pi$  вокруг трех некопланарных осей, для юстировки приборных осей ГИВУС и астросредств — до четырех разворотов на углы, задаваемые через ПЗ.

Оценка векторов  $\delta\mu$  и  $\kappa$  производится на Земле по телеметрической информации (ТМИ) об углах разворота, определяемых по показаниям БИС и астроприборов. Значения  $\delta\mu$  и  $\kappa$  передаются по МРК в БЦВМ, где производится их учет в уравнении (6).

Для примера приведем алгоритм калибровки масштабного коэффициента  $\delta\mu$ :

$$\delta\mu = \frac{1}{2\pi} \mathbf{Q}^{-1} \cdot \Delta\varphi, \quad (10)$$

$$\mathbf{Q} = (\mathbf{e}_1, \mathbf{e}_2, \mathbf{e}_3)^T,$$

$$\Delta\varphi = (\Delta\varphi_1, \Delta\varphi_2, \Delta\varphi_3)^T,$$

$$\Delta\varphi_i = \Delta\psi_i + T_p(\mathbf{e}_i \delta\omega),$$

где  $\mathbf{e}_i$  — единичный вектор в направлении оси  $i$ -го разворота,  $\Delta\psi_i$  — разность углов разворота вокруг  $i$ -й оси вращения, зафиксированная БИС и астроприбором,  $T_p$  — время разворота.

6.6. Для юстировки приборных осей ГИВУС и НА в режиме ИНО производятся сканирующие движения АКА, в процессе которых на Землю передается ТМИ об ориентации аппарата и информации с научной аппаратуры через ОНА.

По результатам совместной обработки указанной информации определяется кватернион  $\Lambda_{\text{юс}}$ , характеризующий угловое рассогласование между осями ГИВУС и осями НА. Кватернион  $\Lambda_{\text{юс}}$  передается по МРК в БЦВМ для коррекции параметров ориентации АКА.

Предусмотренный в СУ АКА режим юстировки координатных осей НА и ГИВУС позволяет улучшить точность наведения телескопа НА на исследуемый объект до 1.5—2.0'.

Дальнейшее улучшение точности взаимной привязки до 30" удалось достичь за счет установки астроприборов непосредственно на научных телескопах: астродатчика ТАУВЕХ на телескопе «Sodart» для АКА «Спектр-РГ», астродатчика АИС в фокальном контейнере радиотелескопа для АКА «Спектр-КРТ», оптического датчика гидирования УФ-телескопа «SHVT-170» для АКА «Спектр-УФ».

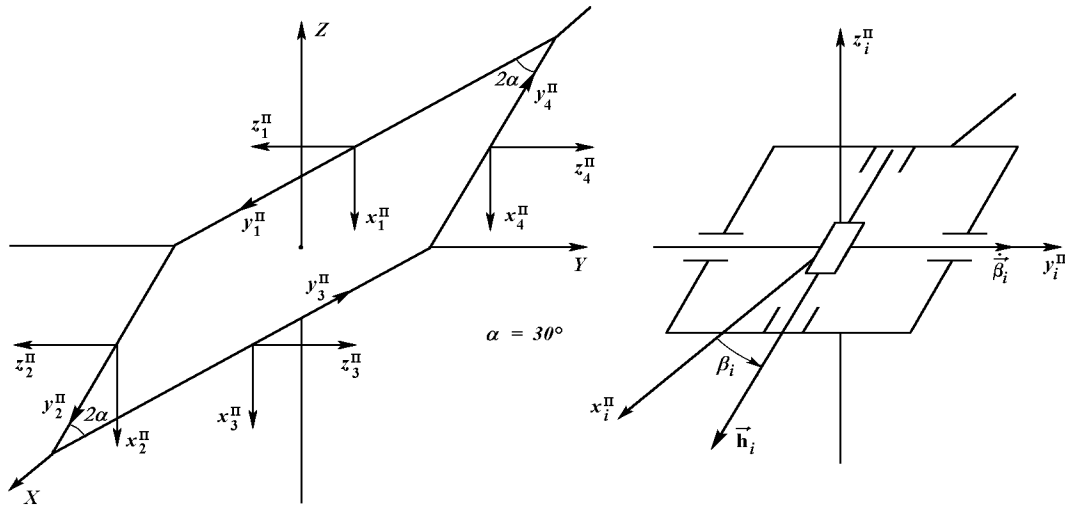


Рис. 2. Схема компоновки СГК АКА серии «Спектр»

7. УПРАВЛЕНИЕ АКА СИЛОВЫМИ ГИРОСКОПАМИ

Для космических аппаратов серии «Спектр» в качестве основных исполнительных органов системы управления используется минимально избыточная компланарная структура гироскопов с попарно параллельными неортогональными осями подвеса, схема компоновки которой приведена на рис. 2. На этом рисунке приняты следующие обозначения:  $OXYZ$  — связанная система координат (ССК) космического аппарата,  $Ox_i^II Y_i^II Z_i^II$  — приборная система координат  $i$ -го гироскопа.

В соответствии со схемой компоновки (рис. 2) векторы кинетических моментов  $h_i$  рассматриваемой структуры гироскопов определяются выражениями:

$$\begin{aligned} h_1 &= h_g(\sin\alpha \cdot \sin\beta_1, \cos\alpha \cdot \sin\beta_1, -\cos\beta_1), \\ h_2 &= h_g(-\sin\alpha \cdot \sin\beta_2, \cos\alpha \cdot \sin\beta_2, -\cos\beta_2), \\ h_3 &= h_g(-\sin\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_3, -\cos\beta_3), \\ h_4 &= h_g(\sin\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\alpha \cdot \sin\beta_4, -\cos\beta_4) \end{aligned} \quad (11)$$

В свою очередь суммарный вектор кинетического момента СГК в проекциях на оси ССК имеет вид

$$H = (H_x, H_y, H_z)^T = \sum_{i=1}^m h_i \quad (12)$$

Для контроля за состоянием гиросистемы с целью своевременного автоматического подключения контура разгрузки, априорной оценки возможности проведения требуемого углового маневра и расчета допустимых кинематических параметров програм-

многое движение используется безразмерный коэффициент загрузки  $k_s$ , характеризующий степень приближения вектора  $H$  к границе области его возможных вариаций

$$k_s = |H| / |H_{\max}|, \quad H \uparrow \uparrow H_{\max}. \quad (13)$$

Величина  $|H_{\max}|$  определяется исходя из условий максимума скалярной функции  $P(u) = (u, H)$

$$|H_{\max}| = \max_H (u, H) \quad (14)$$

при наличии ограничений:

$$(h_i, h_i) = h_g^2, (e_i, h_i) = 0, (u \times H) = 0, \quad (15)$$

где  $u = (u_x, u_y, u_z)$  — произвольный единичный вектор в проекциях на оси связанной системы координат.

Коэффициент загрузки (13) для СГК, изображенного на рис. 2, с учетом (11), (12), (14) и (15) имеет вид:

$$k_s = \begin{cases} \frac{|H_x| \cos\alpha + |H_y| \sin\alpha}{2h_g \sin 2\alpha}, & \text{если } H_z^2 \sin 2\alpha \leq 2|H_x H_y|; \\ \frac{\sqrt{(H_z^2 \sin^2 \alpha + H_x^2)(H_z^2 \cos^2 \alpha + H_y^2)}}{2h_g |H_z| \sin 2\alpha} & \text{— в других случаях.} \end{cases} \quad (16)$$

При выходе из строя одного из гироскопов системы для коэффициента загрузки имеют место аналогичные выражению (16) соотношения.

Управляющий момент, развиваемый СГК, определяется выражением

$$\mathbf{M}_y = -\dot{\mathbf{H}} = -\mathbf{A}(\beta) \cdot \dot{\beta}, \quad (17)$$

где  $\mathbf{A}(\beta)$  — моментная матрица силового гироскопического комплекса,

$$\mathbf{A}(\beta) = \begin{pmatrix} \sin\alpha & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \sin\beta_1 & -\sin\beta_2 & -\sin\beta_3 & \sin\beta_4 \\ \sin\beta_1 & \sin\beta_2 & -\sin\beta_3 & -\sin\beta_4 \\ -\cos\beta_1 & -\cos\beta_2 & -\cos\beta_3 & -\cos\beta_4 \end{pmatrix}$$

$$\beta = (\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4)^T. \quad (18)$$

При выходе из строя одного из гиродиннов системы в матрице  $\mathbf{A}(\beta)$  обнуляется соответствующий столбец.

7.1. Распределение управляющих сигналов контура системы стабилизации  $\varepsilon^y$  осуществляется в соответствии с законом:

$$\dot{\beta}^y = \mathbf{A}^+ \cdot \varepsilon^y. \quad (19)$$

Здесь  $\mathbf{A}^+ = \mathbf{A}^T \cdot (\mathbf{A} \cdot \mathbf{A}^T)^{-1}$  — псевдообратная матрица по Муру-Пенроузу,

$$\varepsilon^y = (\varepsilon_\rho^y, \varepsilon_\psi^y, \varepsilon_\theta^y).$$

Управление (19) обеспечивает минимальную норму вектора угловых скоростей прецессии рамок гиродиннов, что позволяет оптимизировать суммарное энергопотребление СГК, увеличение которого, в первом приближении, прямо пропорционально увеличению модуля проекций вектора  $\beta^y$ .

7.2. В процессе управления АКА возможно возникновение ситуаций, когда СГК, приблизившись к своему особому состоянию, потеряет способность к реализации требуемого управляющего момента ( $\text{rg}(\mathbf{A}(\beta) \cdot \mathbf{A}(\beta)^T) < 3$ ). Все множество таких особых состояний удовлетворяет уравнению:

$$\Gamma(\beta) = \det[\mathbf{A}(\beta) \cdot \mathbf{A}(\beta)^T] = 0. \quad (20)$$

Здесь  $\Gamma(\beta)$  — определитель Грама для моментной матрицы гиросистемы  $\mathbf{A}(\beta)$ . Для того чтобы обеспечить максимальную эффективность СГК и избежать потери трехмерной управляемости, при выполнении условия  $\Gamma < \varepsilon$  осуществляется оптимизация гироструктуры с помощью формирования вектора «нулевых» движений  $\dot{\beta}^0$ , обеспечивающего оптимальную настройку гироструктуры без нарушения ориентации АКА в инерциальном пространстве. Для выполнения последнего необходимо, чтобы в процессе перестройки гиросистемы выполнялось условие

$$\dot{\mathbf{H}} = \mathbf{A}(\beta) \cdot \dot{\beta}^0 = \mathbf{0} \quad (21)$$

С учетом трех уравнений (21) определитель Грама (20) можно представить в виде явной функ-

ции  $\Gamma(p)$  одной переменной — «расщепляющего» параметра  $p \in [p_{\min}, p_{\max}]$ .

Перед началом перестройки СГК определяется значение параметра  $p = p_0$ , для которого

$$\Gamma^* = \Gamma(p_0) = \sup_i \{\Gamma(p_i)\}, \quad (22)$$

где  $p_i = i\Delta p$ ,  $i = 1, 2, \dots, m$ .

После этого осуществляется перевод гиросистемы в найденное оптимальное положение с помощью вектора «нулевых» движений, проекции которого определяются в соответствии с выражениями

$$\dot{\beta}_i^0 = \Delta_i \cdot \dot{p}, \quad (23)$$

где  $\Delta_i$  — главные миноры моментной матрицы гироструктуры  $\mathbf{A}(\beta)$ , а  $\dot{p}$  — независимый параметр, значение которого выбирается исходя из требуемого направления движения и ограничений на скорость прецессии рамок подвеса гиродиннов системы, которая в этом случае формируются в виде:

$$\dot{\beta} = \dot{\beta}^y + \dot{\beta}^0. \quad (24)$$

Первое слагаемое в правой части (24) обеспечивает реализацию требуемого управляющего момента, а второе — оптимизацию гироструктуры в смысле (21), (22).

7.3. Разгрузка СГК осуществляется с помощью газодинамических двигателей постоянной тяги при выполнении условия

$$k_s > k_s^g, \quad (25)$$

где  $k_s^g$  — допустимая величина коэффициента загрузки.

Вектор угловых скоростей прецессии при этом формируется в соответствии с выражением:

$$\beta^p = \dot{\mathbf{A}}^+ \cdot \mathbf{m}^p. \quad (26)$$

Для того, чтобы в процессе разгрузки космический аппарат сохранял свою ориентацию в инерциальном пространстве, проекции вектора  $\mathbf{m}^p = (m_x^p, m_y^p, m_z^p)^T$ , характеризующие скорость уменьшения проекций вектора накопленного кинетического момента гиросистемы  $\mathbf{H}_r$ , необходимо формировать исходя из эффективности газодинамической двигательной установки:

$$m_i^p = -c_i |\mathbf{m}^p| = -c_i \nu \min_{i=x,y,z} (m_i / |c_i|), \quad (27)$$

где  $c_i = H_{ri} / |\mathbf{H}_r|$  ( $i = x, y, z$ ) — направляющие косинусы вектора  $\mathbf{H}_r$  в связанной системе координат космического аппарата,  $\nu \in [0, 1]$  — коэффициент, определяющий степень использования двигательной установки в контуре разгрузки гиросис-



стемы,  $m_i$  ( $i = x, y, z$ ) — абсолютная величина управляющего момента газодинамической двигательной установки в соответствующем канале угловой стабилизации.

Отключение контура разгрузки осуществляется функционально, при выполнении условия  $|\mathbf{H}| < \varepsilon$ , где  $\varepsilon$  — некоторый малый параметр.

7.4. В процессе активного существования космического аппарата система управления должна обеспечивать реализацию широкого класса угловых маневров. Их осуществление осложняется наличием ограничений на ориентацию аппарата, обусловленных условиями работы оптических средств измерения, имеющимися пределами на диапазон измеряемой угловой скорости объекта управления  $|\omega| \leq \omega_{\max}$ , а также особенностями гиросистемы как механической системы, основной из которых является ограниченная область вариации собственного кинетического момента.

Ввиду этого при определенных сочетаниях параметров маневра перенацеливания (угла  $\varphi$  и направляющих косинусов оси конечного поворота  $\mathbf{c}$ ), а также величины и ориентации накопленного к началу разворота вектора кинетического момента гиросистемы  $\mathbf{H}_0$ , может оказаться, что требуемый угловой маневр неосуществим в принципе или для его проведения необходимо недопустимо большой отрезок времени.

В связи с этим в математическом обеспечении системы управления АКА серии «Спектр» была реализована итерационная процедура для априорной оценки возможности проведения требуемого углового маневра и расчета допустимых кинематических параметров программного движения (абсолютного значения программной угловой скорости  $\omega_{\text{пр}}$  и длительности разворота  $T_p$ ) при известной величине накопленного к моменту начала маневра кинетического момента гиросистемы и с учетом ограничений на область его вариации. Указанная процедура при реализации плоского программного разворота состоит в следующем.

По информации о текущем положении связанной системы координат относительно инерциальной, которое задается кватернионом  $\Lambda$ , и ее требуемом положении —  $\Lambda_k$  определяются направляющие косинусы оси конечного поворота  $\mathbf{c}$  и угол разворота  $\varphi$ .

Далее рассчитываются реперные точки (узлы) программной траектории

$$\varphi_i = i\Delta\varphi, \quad \Delta\varphi \in [2^\circ, 5^\circ], \quad i = 1, 2, \dots, k.$$

Для каждого узла программной траектории  $\varphi_i$  определяется допустимая величина угловой скорости

$\omega_{\text{пр}}^i$  путем перебора ее значений на отрезке  $[0, \omega_{\text{пр}}^{\text{г}}]$  с шагом  $\Delta\omega$ . Эта величина ( $\omega_{\text{пр}}^i$ ) выбирается как максимально возможная из тех значений, для которых имеет место  $k_s \leq k_s^{\text{г}}$ . При этом величина шага  $\Delta\omega$  задается исходя из требуемой точности определения  $\omega_{\text{пр}}$  и возможностей бортовых вычислительных средств.

Величина программного кинетического момента СГК, используемая в (16), определяется в соответствии с выражением

$$\mathbf{H}_{\text{пр}}(\varphi, \omega_{\text{пр}}) = \mathbf{H}_1(\varphi) + \mathbf{H}_2(\omega_{\text{пр}}), \quad (28)$$

$$\mathbf{H}_1(\varphi) = \mathbf{H}_0 - \sin\varphi(\mathbf{c} \times \mathbf{H}_0) + 2\sin^2\frac{\varphi}{2}(\mathbf{c} \times (\mathbf{c} \times \mathbf{H}_0)), \quad (29)$$

$$\mathbf{H}_2(\omega_{\text{пр}}) = -\mathbf{I}\mathbf{c}\omega_{\text{пр}}. \quad (30)$$

Здесь  $\mathbf{I}$  — матрица тензора инерции космического аппарата.

Из соотношений (28)—(30) следует, что вектор  $\mathbf{H}_{\text{пр}}$  имеет две составляющие. Первая из них постоянна по величине и характеризует движение вектора накопленного кинетического момента гиросистемы вокруг оси конечного поворота в процессе перенацеливания аппарата, а вторая составляющая постоянна по направлению в ССК и обладает абсолютной величиной, пропорциональной значению программной угловой скорости  $\omega_{\text{пр}}$ .

По результатам проведенной оценки допустимой угловой скорости рассчитываются временные интервалы, необходимые для реализации промежуточных маневров. При этом предполагается, что между реперными точками траектории  $\varphi_{i-1}$  и  $\varphi_i$  космический аппарат движется с постоянным угловым ускорением.

Далее определяется время всего разворота в соответствии с выражениями:

$$\Delta t_i = \frac{2(\varphi_i - \varphi_{i-1})}{\omega_{\text{пр}}^{i-1} + \omega_{\text{пр}}^i}, \quad (31)$$

$$T_p = \sum_{i=1}^{k_\varphi} \Delta t_i. \quad (32)$$

Если необходимое для проведения углового маневра время  $T_p$  недопустимо велико или в каком-либо из узлов программной траектории при нулевом значении угловой скорости не выполняется условие  $k_s \leq k_s^{\text{г}}$ , то формируется заявка на предварительную разгрузку гиросистемы.

После окончания разгрузки, которая обеспечивает безусловное выполнение требуемого маневра, по описанному выше алгоритму снова проводится рас-

чет оптимальных кинематических параметров ( $\varphi_i$ ,  $\omega_{\text{пр}}^i$  и  $\Delta t_i$ ), которые в дальнейшем используются при определении текущих значений параметров программного движения.

7.5. Управляющие сигналы контура системы стабилизации на участке перенацеливания АКА формируются в виде

$$\varepsilon^y = \mathbf{K}_\theta \cdot \delta\theta + \mathbf{K}_\omega \cdot (\hat{\omega} - \omega_{\text{пр}}) - \mathbf{C}_{\theta\delta}^{-1} \cdot \xi_{\text{пр}} - (\omega_{\text{пр}} \times \mathbf{H}_1), \quad (33)$$

где  $\mathbf{K}_\theta = \text{diag}(k_\varphi, k_\psi, k_\nu)$ ,  $\mathbf{K}_\omega = \text{diag}(k_{\dot{\varphi}}, k_{\dot{\psi}}, k_{\dot{\nu}})$  — матрицы коэффициентов усиления по углу и угловой скорости соответственно,  $\mathbf{C}_{\theta\delta} = \text{diag}(c_{\varphi\delta}, c_{\psi\delta}, c_{\nu\delta})$  — матрица эффективностей управления в каналах угловой стабилизации,  $\delta\theta = (\delta\varphi, \delta\psi, \delta\nu)^T$  — вектор угловых рассогласований,  $\xi_{\text{пр}} = (\xi_\varphi, \xi_\psi, \xi_\nu)^T$  — вектор программного углового ускорения.

## 8. АЛГОРИТМ СТАБИЛИЗАЦИИ

Алгоритм стабилизации в автономном канале углового движения АКА «Спектр» представляет собой динамический регулятор, включающий в себя наблюдающее устройство для оценки расширенного вектора состояния АКА как твердого тела и линейный закон управления с обратной связью по состоянию.

Расширенный вектор состояния АКА как твердого тела, например, в канале рыскания, имеет вид:

$$\theta_\varphi [n_0 T_0] = (\delta\psi [n_0 T_0], \delta\omega_y [n_0 T_0], m_y [n_0 T_0])^T, \quad (34)$$

где  $\delta\psi [n_0 T_0]$  — угловое рассогласование АКА,  $\delta\omega_y [n_0 T_0]$  — рассогласование по угловой скорости,  $m_y [n_0 T_0]$  — внешний возмущающий момент.

Оценка расширенного вектора состояния производится при помощи наблюдающего устройства в виде дискретного фильтра Калмана с постоянными коэффициентами вида:

$$\begin{aligned} \tilde{m}_y [n_0 T_0] &= -C_{\psi\delta} \varepsilon_\psi [n_0 T_0] + \hat{m}_y [(n_0 - 1)T_0], \\ \delta\hat{\psi}^* [n_0 T_0] &= \delta\hat{\psi} [(n_0 - 1)T_0] + \\ &\quad + T_0 \delta\hat{\omega}_y [(n_0 - 1)T_0] + 0.5 T_0^2 \tilde{m}_y [n_0 T_0], \\ \delta\hat{\omega}_y^* [n_0 T_0] &= \delta\hat{\omega}_y [(n_0 - 1)T_0] + T_0 \tilde{m}_y [n_0 T_0], \\ \Delta\psi [n_0 T_0] &= \delta\psi [n_0 T_0] - \delta\hat{\psi}^* [n_0 T_0], \\ \delta\hat{\psi} [n_0 T_0] &= \delta\hat{\psi}^* [n_0 T_0] + \tilde{k}_1 \Delta\psi [n_0 T_0], \\ \delta\hat{\omega}_y [n_0 T_0] &= \delta\hat{\omega}_y^* [n_0 T_0] + \tilde{k}_2 \Delta\psi [n_0 T_0], \\ \hat{m}_y [n_0 T_0] &= \hat{m}_y [(n_0 - 1)T_0] + \tilde{k}_3 \Delta\psi [n_0 T_0], \\ \hat{m}_{y\Phi} [n_0 T_0] &= C_\Phi \hat{m}_y [n_0 T_0] + (1 - C_\Phi) \hat{m}_{y\Phi} [(n_0 - 1)T_0], \end{aligned} \quad (35)$$

где  $C_{\psi\delta}$  — эффективность органов управления АКА в канале рыскания,  $C_\Phi = T_0/T_\Phi$  — коэффициент цифрового фильтра низкой частоты.

Весовые коэффициенты наблюдающего устройства  $\tilde{k}_1$ ,  $\tilde{k}_2$ ,  $\tilde{k}_3$  и постоянная времени цифрового фильтра  $T_\Phi$  определяются из условия обеспечения заданных запасов устойчивости замкнутого контура с учетом наиболее активных упругих осцилляторов АКА.

При проведении научных исследований в режиме ПО используется закон управления вида:

$$\begin{aligned} \varepsilon_\varphi [n_0 T_0] &= k_\varphi \delta\hat{\varphi} [n_0 T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_x} \delta\hat{\omega}_x [n_0 T_0] - \hat{m}_{x\Phi} [n_0 T_0] / C_{\varphi\delta}, \\ \varepsilon_\psi [n_0 T_0] &= k_\psi \delta\hat{\psi} [n_0 T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_y} \delta\hat{\omega}_y [n_0 T_0] - \hat{m}_{y\Phi} [n_0 T_0] / C_{\psi\delta}, \quad (36) \\ \varepsilon_\nu [n_0 T_0] &= k_\nu \delta\hat{\nu} [n_0 T_0] + \\ &\quad + k_{\omega_z} \delta\hat{\omega}_z [n_0 T_0] - \hat{m}_{z\Phi} [n_0 T_0] / C_{\nu\delta}, \end{aligned}$$

который позволяет компенсировать влияние внешних возмущений на движение АКА.

Управляющие сигналы на двигатели-маховики формируются в соответствии с выражениями вида:

$$\begin{aligned} N_x [n_0 T_0] &= E\{\varepsilon_\varphi [n_0 T_0] / \rho_u + 0.5\}, \\ N_y [n_0 T_0] &= E\{\varepsilon_\psi [n_0 T_0] / \rho_u + 0.5\}, \\ N_z [n_0 T_0] &= E\{\varepsilon_\nu [n_0 T_0] / \rho_u + 0.5\}, \end{aligned}$$

где  $\rho_u$  — дискретность цифро-аналогового преобразователя,  $E\{\cdot\}$  — операция выделения целой части.

## 9. АВТОНОМНАЯ СИСТЕМА НАВИГАЦИИ

АКА серии «Спектр», совершающие полет по высокоэллиптическим орбитам, характеристики которых приведены в табл. 2, должны быть снабжены навигационными системами, выполняющими следующие функции:

- обеспечение системы оптических датчиков (солнечных и звездных) априорной информацией о кинематических параметрах движения центра масс АКА;
- определение фактических параметров орбиты, необходимых для вычисления параметров ориентации оси ОНА на наземные измерительные пункты (НИП) в процессе проведения научных исследований, юстировки координатных осей телескопа или другой НА и АКА. Максимальное количество НИП-12. Порядок и время смены НИП задаются через ПЗ;

- определение и выдача в систему управления ориентацией моментов входа и выхода АКА в теневую область Земли и Луны;
- обеспечение проведения научных исследований вне зоны радиовидимости наземных пунктов управления полетом при заданных ограничениях на взаимную ориентацию оптических приборов и научной аппаратуры с одной стороны и Солнца, Земли, Луны — с другой.

Использование спутниковой навигационной системы (СНС) для решения этой задачи не представляется возможным из-за больших высот полета АКА серии «Спектр». Такая задача может быть успешно решена наземным вычислительным центром, а требуемая для системы управления информация — передаваться на борт АКА через МРК в виде аппроксимирующих функций.

Однако, ввиду ограничений, накладываемых на скорость и объем передаваемой по МРК информации, предпочтительным представляется вариант решения этой задачи в БЦВМ АКА. В пользу этого варианта говорит также то, что получающаяся система управления позволяет существенно увеличить интервал автономного полета без связи с Землей.

Автономная навигация АКА осуществляется путем численного интегрирования системы дифференциальных уравнений движения АКА

$$\dot{\mathbf{V}} = \mathbf{g}_0 + \sum_{i=1}^{\infty} \mathbf{a}_i, \quad \dot{\mathbf{r}} = \mathbf{V}, \quad (38)$$

где  $\mathbf{r}$  и  $\mathbf{V}$  — соответственно радиус-вектор местоположения и вектор скорости АКА в геоцентрической экваториальной системе координат на фундаментальную эпоху  $T_0$ ;  $\mathbf{g}_0$  — ускорение силы центрального поля притяжения Земли;  $\mathbf{a}_i$  —  $i$ -е возмущающее ускорение. При  $t = t_0$ :

$$\mathbf{V}(t_0) = \mathbf{V}_0, \quad \mathbf{r}(t_0) = \mathbf{r}_0. \quad (39)$$

Здесь векторы  $\mathbf{V}_0$ ,  $\mathbf{r}_0$  получены путем замеров параметров движения АКА с помощью НИП.

Возмущающие ускорения в (38) обусловлены действием ряда возмущающих факторов, основными из которых являются: нецентральность гравитационного поля Земли, притяжение небесных тел (Луны, Солнца, планет), аэродинамическое сопротивление и давление солнечного света.

Точность решения навигационной задачи определяется полнотой учета возмущающих факторов, а также методом, шагом и интервалом интегрирования, точностью начальных условий (39). Проведенные исследования показали, что для рассматриваемых рабочих орбит, возмущения от сопротивления

атмосферы, давления солнечного света и притяжения планет солнечной системы малы и практически не оказывают влияния на параметры движения АКА в интервале до 5 сут. Поэтому учет их влияния в задаче навигации АКА оказывается нецелесообразным.

Потенциал притяжения Земли записывается в виде (Дубошин, 1976)

$$U = \frac{\mu_E}{r(t)} \sum_{n=1}^{\infty} \left( \frac{R_0}{r(t)} \right)^n \times \sum_{k=0}^{\infty} (C_{nk} \cos K\lambda + d_{nk} \sin K\lambda) P_{nk}(\nu), \quad (40)$$

$$\nu = \frac{Z}{r(t)},$$

где  $R_0$  — экваториальный радиус Земли,  $P_{nk}(\nu)$  — полиномы и присоединенные функции Лежандра,  $C_{nk}$ ,  $d_{nk}$  — постоянные коэффициенты.

Для обеспечения требуемой точности определения вектора состояния АКА достаточно в разложении потенциала Земли (40) учитывать первые четыре слагаемые.

Для расчета потенциала Земли и его градиента используется гринвичская система координат. Поскольку движение АКА описывается в инерциальной системе координат, то для того, чтобы воспользоваться приведенными выше формулами, необходимо осуществить переход к гринвичской системе координат.

Этот переход осуществляется с помощью матриц поворота  $\mathbf{R}$ , нутации  $\mathbf{N}$  и прецессии  $\mathbf{P}$

$$\mathbf{r}_i(t) = \mathbf{R} \cdot \mathbf{N} \cdot \mathbf{P} \cdot \mathbf{r}(t). \quad (41)$$

Элементы матрицы  $\mathbf{P}$  определяются через прецессионные параметры Ньюкома-Андруайе (Дубошин, 1976). Матрица  $\mathbf{N}$  с точностью до малых членов порядка 10 определяется через нутацию в долготу и наклон эклиптики к экватору.  $\mathbf{R}$  — матрица поворота истинной инерциальной системы координат эпохи  $t$  на угол, численно равный гринвичскому истинному звездному времени.

Возмущающие ускорения, обусловленные влиянием Луны ( $L$ ) и Солнца ( $S$ ), определяются выражениями

$$\mathbf{g}_j = \frac{\mu_j}{r_{0j}^3} \mathbf{r}_{0j} - \frac{\mu_j}{r_j^3} \mathbf{r}_j, \quad \mathbf{r}_{0j} = \mathbf{r}_j - \mathbf{r}(t), \quad (42)$$

где  $\mu_j$  — гравитационный параметр соответствующего небесного тела ( $j = L, S$ ),  $\mathbf{r}_j$  — радиус-вектор  $j$ -го небесного тела в геоцентрической экваториальной системе координат.

Вектор положения Земли в гелиоцентрической системе координат определяется через средние элементы орбиты Земли, вычисляемые на основании

Таблица 2. Характеристики АКА серии «Спектр»

Характеристики АКА	«Спектр-РГ»	«Спектр-УФ»	«Спектр-КРТ»
Орбита:			
перигей	500 км	2000 км	1700 км
апогей	200000 км	200000 км	70000 км
наклонение	51.7°	51.7°	65°
период обращения	4 сут	4.5 сут	1 сут
Количество исследуемых источников в автоматическом режиме	1—10	1—10	1—10
Точность ориентации научной аппаратуры	30"	30"	30"
Точность стабилизации угла	2.5"	0.2"	2.5"
Точность стабилизации угловой скорости	10 <sup>-4</sup> °/с	10 <sup>-5</sup> °/с	10 <sup>-4</sup> °/с
Точность наведения ОНА	3'	3'	3'

теории Ньюкома (Дубошин, 1976). Для определения параметров движения Луны достаточно воспользоваться ограниченной теорией Брауна (Беттин, 1966), в которой учитывается лишь влияние солнечных возмущений. Согласно этой теории, положение Луны в геоцентрической системе координат определяется через геоцентрические долготу, широту и параллакс Луны.

С учетом принятых допущений система дифференциальных уравнений движения АКА (38), примет вид:

$$\dot{\mathbf{r}}(t) = \mathbf{V}(t),$$

$$\dot{\mathbf{V}}(t) = \frac{\mu_E}{r^3(t)} \mathbf{r}(t) + \text{grad}U + \mathbf{g}_L + \mathbf{g}_S.$$

Система дифференциальных уравнений движения АКА решается методом Рунге-Кутты 4-го порядка с шагом 30 с.

#### 10. ХАРАКТЕРИСТИКИ АКА СЕРИИ «СПЕКТР»

Реализация изложенной концепции построения СУ позволила достичь характеристик АКА серии «Спектр», приведенных в табл. 2.

Беттин Р. Наведение в космосе. — М: Машиностроение, 1966.  
Дубошин Г. Н. (ред.) Справочное руководство по небесной механике и астродинамике. — М.: Наука, 1976.