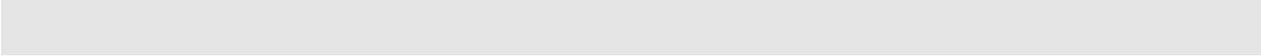


**УПРАВЛЕНИЕ ОРИЕНТАЦИЕЙ
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
(обзор)**

Мельников Владимир Николаевич ©

Москва

2011



СОДЕРЖАНИЕ

Введение	3
1. Системы управления движением космического аппарата на геостационарной орбите. Аналитический обзор	4
1.1. Назначение системы управления движением и навигации	4
1.2. Отличительные особенности эксплуатации на ГСО	5
1.3. Состав СУД	6
1.3.1. Измерительные средства определения ориентации КА	7
1.3.2. Измеритель угловой скорости	7
1.3.3. Исполнительные органы	8
1.3.4. Средства ориентации солнечных батарей	8
1.3.5. Принцип минимального приборного состава СУД	9
1.3.6. Определение минимального состава СУД КА на ГСО	9
1.3.7. Расширенный состав СУД КА на ГСО, функциональное резервирование	12
1.4. Режимы построения ориентации космического аппарата на Землю и наведение панелей СБ на Солнце после отделения от последней ступени ракеты-носителя	13
1.5. Требования к компоновочным схемам космического аппарата с ориентируемыми панелями солнечных батарей с точки зрения функционирования СУД	15
1.6. Управление ориентацией упругого КА, требования к инерционно-жесткостным характеристикам выносных элементов конструкции (панелей СБ)	17
1.7. Бесплатформенная инерциальная навигационная система	20
1.8. Коррекция орбиты	20
1.9. Системы управления с реактивными двигателями и электромеханическими исполнительными органами	22
1.10. Система ориентации солнечных батарей	25
1.11. Наземная отработка систем управления угловым движением КА	29
1.12. Рекомендации по проектированию СУД КА на геостационарной орбите	30
Заключение.	34
Литература	35
Приложение 1. Перечень сокращений	41
Приложение 2. Рисунки	42

Введение

Основным требованием к геостационарным КА является обеспечение надежного функционирования в течение длительного срока активного существования на орбите. Это достигается главным образом за счет функционального резервирования.

Целью предлагаемой работы является разработка алгоритмов управления геостационарным КА, обеспечивающих поддержание трехосной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) при неполном векторе измерений. Такое построение управления позволяет парировать нештатные ситуации (НШС) при отказе двух или более каналов четырехкомпонентного измерителя вектора угловой скорости (ГИВУС).

В главе 1 представлены материалы аналитического обзора научно-технической литературы и патентной информации по системам управления движением КА. При отборе материалов особое внимание уделялось информации по управлению КА связи на ГСО.

Из анализа отечественных и зарубежных источников информации выявлено, что на большинстве отечественных и зарубежных геостационарных КА связи для трехосной ориентации в орбитальной системе координат (ОСК) используют информацию об угловом отклонении. При этом прямые измерения угловой скорости применяются в СУД только на начальных этапах построения ориентации. Этим достигается повышение надежности, упрощение приборного состава СУД КА с длительным сроком активного существования 10...15 лет. Например, отечественные геостационарные КА связи «Радуга», «Экран», «Экспресс» и др., разработанные в железнодорожном НИО «Прикладной механики» (ОАО ИСС имени М.Ф.Решетнева), снабжены одним дублированным измерителем угловой скорости в канале тангажа, который применяется только в начальных режимах ориентации на Солнце и Землю [20-22, 58].

На основании анализа технической информации сформулированы требования к составу СУД, СОСБ.

В главах 2 и 3 приведены результаты разработки и исследований алгоритмов управления геостационарным КА, обеспечивающих поддержание трехосной ориентации в орбитальной системе координат при неполном векторе измерений, в частности, при отсутствии измерительной информации об угловых скоростях.

Предлагаемая в работе структура построения алгоритмов ориентации может применяться для различных по назначению как низкоорбитальных, так и высокоорбитальных КА с соответствующим изменением численных значений коэффициентов в алгоритмах управления.

1. Системы управления движением космического аппарата на геостационарной орбите. Аналитический обзор.

1.1. Назначение системы управления движением и навигации

Система управления движением и навигации геостационарного КА предназначена для выполнения следующих задач в течении срока активного существования 10 лет [37]:

- управление движением центра масс в процессе приведения КА в заданную точку стояния на геостационарной орбите (ГСО),
- коррекция орбиты для поддержания расчетных значений долготы точки стояния и наклона орбиты,
- гашение начальных угловых скоростей КА после отделения от последней ступени РН,
- начальная ориентация на Солнце для обеспечения энергоснабжения бортовых систем КА от солнечных батарей (СБ),
- начальная ориентация КА на Землю,
- трехосная ориентация КА на Землю с точностью не хуже 0,2 градуса в режимах приведения в точку стояния, поддержания ориентации и коррекции орбиты,
- ориентация поворотных СБ на Солнце.

Поддержание трехосной ориентации на Землю должно обеспечиваться в течении всего срока активного существования, т.е. в течении 99,8% от времени активного существования на орбите. Должны быть предусмотрены средства для максимальной автономизации управления полетом геостационарного КА [63].

На рис.1.1. приведен общий вид геостационарного КА связи. Основным режимом КА связи на ГСО является поддержание трехосной ориентации относительно ОСК. В процессе поддержания трехосной ориентации связанная с КА система координат XYZ постоянно совмещается с соответствующими одноименными осями ОСК. В данной работе будет использоваться следующее расположение осей трехгранника (рис.1.1):

- «X» - ось крена направлена по касательной к траектории орбиты против вектора линейной скорости КА (против направления полета),
- «Y» - ось рыскания направлена по радиусу-вектору «центр Земли-КА» (по направлению от Земли),
- «Z» - ось тангажа направлена по вектору угловой орбитальной скорости (на северный полюс орбиты).

1.2. Отличительные особенности эксплуатации на ГСО

1.2.1. Отличительными особенностями являются влияние космических источников излучений, полей на электронную аппаратуру КА в условиях длительной эксплуатации КА на ГСО (до 10 лет), большие габариты, конечная жесткость выносных элементов конструкции, в частности, панелей солнечных батарей (СБ) и т.п.

Следует выделить научно-техническую документацию, непосредственно отражающую решение проблем ориентации и навигации КА на ГСО : [20]-[23], [30], [34]-[36], [39]-[41], [45], [46], [58], [61].

Опыт эксплуатации отечественных и зарубежных КА на ГСО выявил необходимость учета ряда эффектов и создания специальной стендовой базы для наземных испытаний, отработки электронной аппаратуры с целью защиты от генерируемых извне излучений, помеховых сигналов [66], [67], [68]. Один из таких эффектов, впервые зафиксированный в 1976 году при ЛКИ геостационарного связного КА "Экран", проявился внезапным появлением помеховых сигналов типа белого шума с длительностью от десятков секунд до минут в выходных сигналах измерительных приборов ориентации. В результате увеличивалась ошибка ориентации, а в некоторых случаях происходила потеря ориентации на Землю. Указанное явление локализуется во временной области в интервале 30...40 суток относительно дней весеннего (21 марта) и осеннего (21 сентября) равноденствия и происходит около полуночи плюс-минус четыре часа поспутникового времени. Одна из рабочих гипотез, объясняющих указанное явление, связана с накоплением и стеканием электростатических зарядов на поверхности КА вследствие усиления проявлений солнечно-земных связей в указанный период.

Таким образом, с целью исключения сбоев в работе аппаратуры и ухудшения ориентации КА, необходимо разработать методы распознавания и компенсации помех, связанных с электростатическими разрядами. Одним из вариантов решения такой задачи может быть введение специальных датчиков, контролирующих электростатический заряд на элементах конструкции, и использование этой информации в СУД, например, для перевода в режим орбитальной памяти с отключением сигналов коррекции БИНС от измерительных приборов ориентации. Могут также использоваться специальные средства, не входящие в состав СУД, например, электронные, плазменные пушки, обеспечивающие сброс, нейтрализацию электростатических зарядов.

Большое внимание при проектировании электронной аппаратуры СУД и других систем уделяют методам наземной отработки, в частности, имитационному моделированию на наземных стендах, а также натурным экспериментам по изучению радиационных сбоев БИС ОЗУ [66].

1.2.2. Другой эффект связан с температурными деформациями и эрозией композиционных конструкционных материалов, вызывающими угловые смещения измерительных и исполнительных средств ориентации КА. В связи с этим требуется усовершенствование методов юстировок осей упомянутых средств ориентации (измерительных приборов, исполнительных органов и т.п.) в полете с последующим использованием информации по результатам юстировок для компенсации указанных ошибок [62].

1.2.3. Следует отметить особенность, связанную с наличием "потенциальной ямы" в гравитационном поле Земли, расположенной в экваториальной плоскости в точке около 75 градусов восточной долготы (такая же точка расположена в западном полушарии Земли со смещением на 180 градусов, т.е., симметрично указанной). К КА на ГСО постоянно прикладывается возмущение, стремящееся увести аппарат по долготе в сторону

указанной "потенциальной ямы". Используя указанную особенность (возмущение действует в одном направлении и хорошо прогнозируется), становится возможным некоторое упрощение системы коррекции орбиты КА по долготе [39], [40].

1.2.4. Особенностью КА связи является то, что 99,8 % срока активного существования занимает поддержание орбитальной ориентации с обеспечением наведения антенн на заданный район Земли. При этом, угловые скорости по каналам крена и рыскания поддерживаются близкими к нулю (остаточные угловые скорости порядка 0,0005 град/с), а по тангажу орбитальная скорость около 0,00418 град/с (15 градусов/час). Учитывая указанные особенности, становится возможным в некоторых случаях (например, при аварийном отсутствии информации об угловых скоростях по каналам крена и/или рыскания) использовать для построения БИНС иных измерительных средств, например, гироскопических измерителей углов с ротором в магнитном подвесе (типа ГМП) и др.

Возможно введение совмещения функций ИИО и измерителя угловой скорости, например, используя двухстепенной маховик (в однорамочном подвесе) с регулируемой скоростью вращения (требуется новая разработка).

1.3. Состав СУД [61]

В состав СУД входят средства для измерения и обработки параметров движения КА и его выносных элементов, формирования управляющих сигналов и исполнительные органы.

1.3.1. Измерительные средства определения ориентации КА

Для определения ориентации КА относительно астроисточников (Солнца, звезд, Земли и т.п.), могут быть использованы оптические приборы ориентации на Солнце (ПОС), на звезды (ПОЗв), построитель местной вертикали планеты (ПМВ).

1.3.1.1. ПОС, ПОЗв работают на основе воспринимаемого ими видимого диапазона излучения. ПМВ может быть построен на основе воспринимаемого видимого излучения (определение углового отклонения по видимому серпу диска планеты), инфракрасного излучения (прибор ИКВ). При использовании приборов ИКВ наименьшую ошибку, связанную с погодными, сезонными и т.п. вариациями излучения планеты, имеют [61] приборы, работающие в длинноволновой части инфракрасного спектра (спектр излучения углекислого газа).

Использование описанных выше приборов позволяет обеспечить автономность получения измерительной информации, что снимает ограничения по привязке к определенной географической точке стояния КА на ГСО и расширяет возможность его использования, в том числе продажи или сдачи в аренду каналов связи зарубежным абонентам.

Для достижения более высокой точности ориентации по сигналам прибора ИКВ путем компенсации медленно изменяющейся ошибки отклонения ИК вертикали от истинной вертикали планеты из-за сезонного ее смещения в направлении "север- юг" с амплитудой около 0,2 градусов [23], требуется тарировка датчика по высокоточной измерительной информации, например, от ПОЗв, ПОС.

Возможен вариант использования датчика ИКВ линейного сканирования типа 256К, модифицированного в части введения в блок электроники дополнительных средств для фиксации угловых координат Солнца (патенты РФ №№ 2020412, 2131586, 213587). Прибор распознает ИК излучение Земли и Солнца и формирует соответствующие сигналы: "Наличие Солнца" или "Наличие Земли". Основной функцией прибора является

определение координат Земли. Введение нового алгоритма обработки выходных сигналов прибора ИКВ позволило реализовать выполнение измерений координат Солнца. Использование такого солнечно-земного прибора в сочетании с БИНС расширяет функциональные возможности датчика ИКВ и повышает надежность СУД за счет появления дополнительной функции по измерению углового положения единичного вектора направления на Солнце (ВНС). Таким образом, становится возможным при отказе штатных ПОС обеспечить начальную ориентацию КА на Солнце и далее трехосную ориентацию на Землю. Следует отметить, что в дальнейшем при поддержании трехосной ориентации КА на Землю использование солнечно-земного прибора в части определения углового положения Солнца, ввиду установки оси его чувствительности по направлению местной вертикали, ограничивается и возможно только в моменты засветки его поля зрения излучением Солнца при углах "Солнце-КА-Земля" приблизительно от 8,5 (угловой радиус Земли на ГСО) до 30 или 80 градусов (половина амплитуды в I и II диапазонах угла сканирования прибора 256К).

Для повышения точности определения углового отклонения от направления на Землю в [55] прорабатывается вопрос использования датчика с фоточувствительными элементами в виде двумерной матрицы элементарных детекторов для определения границы перехода между поверхностью Земли и атмосферой, работающими в инфракрасной (ИК) и ультрафиолетовой (УФ) области спектра солнечного излучения, отраженного от поверхности Земли и рассеянного атмосферой. Кроме того, возможно построение датчика, на основе фиксации УФ излучения, заходящих за горизонт планеты звезд [61].

1.3.1.2. В качестве ПМВ может использоваться РП, измеряющий угловое отклонение КА по тангажу, крену и рысканию по фиксируемому на борту КА изменению фазы поляризованного радиоизлучения от наземного маяка (прямой метод) или от антенны КА на наземной станции с последующей ретрансляцией на борт КА результатов измерений (обратный метод пеленгации углового отклонения КА). Обратный метод вносит по сравнению с прямым методом пеленгации несколько большее запаздывание (порядка нескольких секунд), но уменьшает загрузку БЦВК. Для достижения более высокой точности ориентации по сигналам РП требуется его тарировка по высокоточной измерительной информации, например, от ПОЗв, ПОС. К недостаткам использования РП следует отнести отсутствие автономности (требуется специально оборудованная наземная приемо-передающая станция), что не удовлетворяет требованиям его использования в интересах Министерства обороны, снижает оперативность, тактико-технические характеристики связного КА (например, для передачи в процессе эксплуатации в аренду каналов связи зарубежными пользователями при изменении точки стояния на ГСО требуется монтаж в зоне видимости нового наземного радиомаяка).

1.3.1.3. В качестве дополнительных чувствительных элементов для определения грубой ориентации относительно Солнца могут быть использованы датчики температуры на корпусе КА и панелях СБ и датчики тока с ФП на панелях СБ, которые в традиционных системах управления непосредственно не входят в состав СУД.

1.3.2. Измеритель угловой скорости

В качестве чувствительных элементов для измерения вектора угловой скорости КА используется блок датчиков угловых скоростей. Для измерения вектора угловой скорости на КА могут использоваться традиционные гироскопические датчики угловой скорости (ДУС), лазерные ДУС и т.п.

Наиболее отработанными в настоящее время являются гироскопические измерители вектора угловой скорости. С целью повышения надежности, целесообразно

использовать неортогональное пространственное расположение осей вращения маховиков гироскопических измерителей угловой скорости. При этом работоспособность БДУС, т.е. измерение вектора угловой скорости КА обеспечивается при отказе одного любого из каналов измерителя.

Для уменьшения вредного влияния нескомпенсированного вектора кинетического момента на точность ориентации, расхода рабочего тела на разгрузку ИИО и т.п., целесообразно располагать измерители угловой скорости таким образом, чтобы их суммарный кинетический момент совпадал с осью КА, ориентируемой при поддержании орбитальной ориентации по вектору орбитальной угловой скорости.

1.3.3. Исполнительные органы

В качестве исполнительных органов на КА устанавливаются электромеханические инерционные исполнительные органы (ИИО), реактивные двигатели (РД), возможна установка дополнительных регулируемых поверхностей на панелях СБ для создания управляющих моментов от взаимодействия с излучением Солнца. ИИО могут быть использованы в вариантах формирования ими области управляемого изменения кинетического момента с нулевой и/или ненулевой составляющей номинального значения вектора кинетического момента по оси тангажа КА.

Ненулевое значение номинала кинетического момента несколько увеличивает массу ИИО [59], однако, обеспечивает гиросtabilлизацию КА в плоскости орбиты, позволяет упростить алгоритмы управления КА в каналах крена и рыскания с использованием информации об угловом отклонении только по каналу крена, в частности (см.[28], а также раздел 1.5.4), устойчивость и приемлемая точность могут быть реализованы простейшим релейным управлением без использования сигналов с БДУС). Кроме того, обеспечивается снижение собственных частот управления, что благоприятно с точки зрения управления КА с упругими элементами конструкции.

Ненулевое значение номинала кинетического момента ИИО помимо выполнения функции гиросtabilлизации КА в плоскости орбиты обеспечивает также сохранение ориентации КА в плоскости орбиты и гарантированное энергоснабжение бортовых систем от СБ при аварийной закрутке аппарата вокруг вектора кинетического момента, то есть, вокруг нормали к плоскости орбиты.

Все вышесказанное дает основание рекомендовать использование алгоритма управления с ненулевым номиналом кинетического момента ИИО в качестве резервного для работы при возникновении нештатных ситуаций, в частности, при отказе БДУС.

1.3.4. Средства ориентации солнечных батарей

Ориентация панелей СБ на Солнце выполняется путем разворотов и последующего поддержания требуемой ориентации в пространстве корпуса КА средствами СУД и поворота СБ электромеханическими приводами относительно корпуса КА.

Для определения угла поворота СБ относительно корпуса КА применяются датчики углового положения СБ, как с линейной (например, на основе потенциометров, счетчиков импульсов и т.п.), так и с релейной выходной характеристикой (электромеханические концевые контакты) [58]. Более подробно средства ориентации СБ рассмотрены в разделе 1.10.

1.3.5. Принцип минимального приборного состава СУД

Ниже излагается один из возможных подходов к формированию состава СУД КА на ГСО исходя из соображений повышения надежности за счет введения функционального резервирования средств СУД.

Суть предлагаемого подхода состоит в формировании минимально возможного, а затем на его основе расширенного состава элементов СУД с функциональным резервированием, позволяющем при отказе одного функционального элемента выполнить задачи начальной ориентации и поддержания длительной трехосной орбитальной ориентации КА на ГСО. При этом, СУД расширенного состава обеспечивает выполнение вышеупомянутых задач с требуемой по ТЗ характеристиками по точности ориентации, энергопотреблению и т. п., а после отказа одного или нескольких функциональных элементов, введенных сверх заданного минимального состава, выполняет поставленные программой полета задачи с допустимым ухудшением эксплуатационных характеристик (точность, энергопотребление и т.п.).

Под функциональным элементом здесь понимается группа однородных по решаемой задаче элементов, например, приборы ИКВ, РП и т.п., солнечной (ПОС), звездной (ПОЗв) ориентации, электромеханические инерционные исполнительные органы (ИИО), реактивные двигатели (РД) и т.п.

Для реализации предлагаемого подхода на первом этапе необходимо определить минимально возможный состав СУД из условия функционального выполнения требуемых режимов ориентации, а затем расширить его таким образом, чтобы обеспечить заданные в ТЗ характеристики и требования по функциональному резервированию, изложенные выше.

1.3.6. Определение минимального состава СУД КА на ГСО

Под минимальным составом СУД будем понимать совокупность средств управления (измерительные элементы, исполнительные органы и т.п.) с заданными свойствами (функциональным назначением, характеристиками по точности ориентации, энергопотреблению и т.п.), необходимые и достаточные (исключение элемента, изменение его свойства может привести к невыполнению режима или к неприемлемому, существенному ухудшению его характеристик) для выполнения целевых задач управления КА, определенных ТЗ.

Ниже приводятся несколько возможных вариантов приборного состава СУД и после анализа выбирается минимально возможный. Так как для коррекции орбиты, разгрузки ИИО и т.п. во всех вариантах требуются РД, то они при перечислении состава СУД везде опускаются. В качестве приемлемого, при прочих равных условиях, целесообразно выбрать вариант, обеспечивающий более высокие точность ориентации, надежность.

Вариант 1. Двухкоординатный ПОС, ИИО с ненулевым или с нулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа, БДУС. Задача трехосной ориентации решается на основе БИНС и использования принципа гироорбиты при орбитальном движении Земли вокруг Солнца. Измеряя угловые отклонения КА от направления на Солнце, непрерывно поддерживая ориентацию на Солнце и используя гироскопическую завязку каналов крена и курса, обеспечивается трехосная ориентация КА относительно Солнца в плоскости эклиптики. Далее, по навигационным расчетам определяется угловое положение орбитальной системы координат (ОСК) относительно второй экваториальной системы координат и по информации с БИНС осуществляется ориентация КА относительно ОСК.

Ввиду малости орбитальной угловой скорости движения Земли вокруг Солнца (около 1 градус/сутки) и необходимости уменьшения по крайней мере на один, два порядка уходов БДУС для получения точности порядка 1 градуса, рассмотренный вариант представляет чисто теоретический интерес.

Вариант 2. Двухкоординатные ПОС и ПМВ (возможно использование РП), ИИО с ненулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа, БДУС для измерения угловой скорости КА по каналу тангажа.

Указанный вариант реализован на отечественных геостационарных КА «Радуга», «Экран», «Горизонт», «Экспресс» и др., а также на большинстве зарубежных спутниках связи.

БДУС используется для гашения начальных угловых скоростей после отделения от РН и возникающих при раскрутке ИИО. ПОС используется для построения и поддержания ориентации на Солнце. Начальная ориентация на Землю выполняется с использованием ПОС и ПМВ. Трехосная ориентация в ОСК строится по измерительной информации с датчиков ПМВ, используя гироскопическую завязку каналов крена и рыскания: благодаря ненулевому номиналу кинетического момента ИИО вдоль (с точностью до ошибок ориентации по тангажу и крену) вектора орбитальной угловой скорости угловое отклонение по крену (рысканию) через четверть витка переходит в отклонение по рысканию (крену) и, таким образом, в измеряемом прибором ИКВ отклонении по каналу крена содержится однозначная информация об ошибке по каналу рыскания. Измерительная информация ПОС используется периодически для уточнения ориентации панелей СБ и тарировки измерительной информации с ПМВ (в частности, при использовании датчика ИКВ выполняется компенсация угловой ошибки, связанной с сезонным дрейфом инфракрасной вертикали Земли с амплитудой около 0,2 градусов в направлении "север-юг").

После построения ориентации на Землю для поддержания длительной трехосной ориентации в ОСК используются измерительная информация (углы тангажа и крена) с прибора ПМВ, расчетная навигационная информация, позволяющая в сочетании с бортовым временем определять ВНС, датчик угла поворота панелей СБ относительно корпуса КА (в составе привода поворота панелей СБ). БДУС по каналу тангажа и ПОС не используются и могут быть выключены.

Точность по каналам крена и тангажа определяется точностными характеристиками ПМВ и составляет в варианте использования датчика ИКВ без специальных мер по коррекции ошибок, связанных с годовым смещением ИКВ вертикали Земли, погодными и т.п. вариациями, от 0,1 до 0,3 градусов. Для повышения точности необходимо использовать калибровку ПМВ, например, с помощью ПОС. Точность по каналу рыскания определяется, главным образом, уровнем возмущающих моментов и может быть оценена из соотношения:

$$\Delta\psi = \frac{M}{H \cdot \Omega_o},$$

где M - возмущающий момент,

H - величина кинетического момента ИИО,

Ω_o - орбитальная угловая скорость.

Для КА типа "Экран" ошибка по каналу рыскания не превышает 0,5 градусов и может быть снижена путем калибровочных операций с использованием ПОС до 0,2...0,3 градусов.

Вариант 3. Двухкоординатные ПОС и ПМВ (возможно использование РП), ИИО с нулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа,

БДУС для измерения угловых скоростей КА по каналам тангажа, крена и рыскания.

Вариант 3 по приборному составу превосходит вариант 2 (необходимы БДУС по каналам крена и рыскания) и не удовлетворяет критерию минимального состава.

Вариант 4. Двухкоординатные ПОЗв, ИИО с ненулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа, БДУС для измерения угловой скорости КА по каналу тангажа.

В указанном варианте имеются ограничения по углам между ВНС и границами поля обзора ПОЗв, которые требуют принятия специальных мер по исключению засветок ПОЗв, например, путем введения в состав звездного прибора средств автоматической селекции излучения Солнца и закрытия шторкой, крышкой и т.п. входного оптического канала ПОЗв. Описанные ограничения несколько усложняют алгоритм управления гашения начальных угловых скоростей КА после отделения от РН с использованием угловой информации от ПОЗв.

Для обеспечения начальной трехосной ориентации КА на Землю и ориентации СБ на Солнце, требуется информация о координатах как минимум двух звезд и навигационная информация о положении центра масс КА относительно Земли и астроисточников. Учитывая малость поля обзора одного ПОЗв (около 10 градусов), для уменьшения количества звездных приборов (минимальное количество - один ПОЗв) целесообразно размещать поля обзора ПОЗв симметрично оси КА, ориентируемой в направлении "север - юг" (оси тангажа), обеспечивая исключение засветок излучением Солнца (например, располагать ось чувствительности ПОЗв под углом к плоскости КА, ориентируемой в плоскости орбиты, в пределах от 45 до 90 градусов). В противном случае требуется образовать пояс ПОЗв на корпусе КА, то есть, увеличить количество ПОЗв.

В состав бортового программного обеспечения должны быть включены звездный каталог, алгоритм идентификации звезд [54].

Используя измерительную информацию об угловом положении относительно КА опознанных звезд, навигационную информацию о расчетном угловом положении звезд относительно ОСК, бортовое время, СУД обеспечивает трехосную ориентацию КА относительно Земли и определение координат ВНС. Следует подчеркнуть, что, используя принцип гироорбиты и располагая ось чувствительности одного ПОЗв под углом к плоскости орбиты, не равном 90 градусам, например, близким к 45 градусам, становится возможным переходя от одной к одновременно (в момент перехода) попадающей в поле обзора ПОЗв другой звезде осуществлять поддержание трехосной орбитальной ориентации. БДУС и БИНС для поддержания ориентации КА относительно ОСК, как и в варианте 2, не требуется.

Точность ориентации определяется точностью ПОЗв и составляет величину выше 0,1 градуса.

Следует указать, что реализация управления КА в данном случае предполагает наличие относительно большого объема памяти БЦВК для хранения каталога звезд, а также временного ресурса БЦВК для вычислительных алгоритмов распознавания звезд без использования дополнительной информации о ВНС и т.п.

Вариант 5. Двухкоординатные ПОЗв, ПОС, ИИО с ненулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа, БДУС для измерения угловой скорости КА по каналу тангажа.

В указанном варианте, как и в варианте 4, имеются ограничения по углам между ВНС и границами поля обзора ПОЗв, которые требуют принятия специальных мер по исключению засветок ПОЗв. Однако, основным его преимуществом является значительное сокращение объема звездного каталога (минимально только те звезды, которые в процессе ориентации КА в ОСК попадают в кольцевой пояс, образованный сканированием при орбитальном повороте поля обзора ПОЗв за один виток, т.е., за 24 часа), упрощение бортовых алгоритмов распознавания звезд за счет введения информации о ВНС, что позволяет, несмотря на увеличение количества функциональных элементов, рассматривать его как один из опорных рабочих вариантов. Пример реализации последовательности управления для указанного приборного состава приведен ниже в разделе 3.4.

Вариант 6. В состав СУД входят по крайней мере два одноканальных солнечно-земных приборов ИКВ типа 256К секущего типа (см.п.1.3.1.1.), ИИО с ненулевым кинетическим моментом вдоль оси тангажа, БДУС для измерения угловой скорости КА по каналу тангажа. Указанный вариант аналогичен варианту 2. Функцию ПОС в начальных режимах ориентации выполняет модернизированный прибор ИКВ. Поддержание трехосной ориентации на Землю осуществляется путем устранения измеренных датчиками ИКВ ошибок по каналам тангажа и крена, а по каналу рыскания используется, как и в варианте 2, гироскопическая завязка каналов крена и рыскания. Точность ориентации по каналам крена и рыскания определяется в основном точностными характеристиками измерительной информации с прибора ИКВ (порядка 0,1...0,3 градуса), а по каналу рыскания около 0,5 градусов с возможным ухудшением в процессе коррекции орбиты до 1 градуса, вызванном возмущающими моментами от технологических перекосов вектора тяги корректирующей двигательной установки.

Таким образом, минимальный состав СУД (рис.1.3.6.1) для выполнения задач ориентации на ГСО обеспечивают варианты 4 и 6. Вторыми по количеству функциональных элементов являются варианты 2 и 5.

Относительное усложнение бортовых алгоритмов, увеличение объема памяти и ресурсов БЦВК в некоторых случаях могут стать решающими в пользу предпочтения реализации вариантов 6, 2, 5, указанных в порядке возрастания обеспечиваемой ими точности ориентации за счет использования более высокоточных приборов ПОС и ПОЗв по сравнению с ПМВ.

1.3.7. Расширенный состав СУД КА на ГСО, функциональное резервирование

На основании опыта проектирования и эксплуатации связных КА [20] - [24], [34],[58], [61], а также требований ТЗ наиболее целесообразным является построение СУД на основе БИНС [27], [63] с электромеханическими инерционными исполнительными органами (ИИО), используемыми в основных режимах ориентации, и реактивными двигателями (РД) - в режимах гашения начальных угловых скоростей, начальной ориентации, разгрузки накопленного кинетического момента ИИО.

Выбрав за основу минимальный состав СУД, рекомендуемый в предыдущем разделе, например, по вариантам 6, 2 и 5 сформируем расширенный состав, обеспечивающий построение СУД на основе БИНС.

Для выставки и коррекции БИНС в расширенный состав СУД могут входить [20], [27], [64], [61] БДУС, приборы звездной (ПОЗв) и солнечной (ПОС) ориентации,

построитель местной вертикали (ПМВ) Земли, акселерометры, аппаратура для определения положения центра масс КА на орбите с использованием спутниковой навигационной системы, неавтономная навигационная радиосистема определения параметров орбиты, которая может дополнительно использоваться в качестве радиопеленгатора (РП) для определения углового положения КА по каналам крена, тангажа на основе относительного изменения фазы радиосигнала в плоскостях крена, тангажа при угловых отклонениях от радиуса-вектора КА, соответственно, из плоскости, в плоскости орбиты, и по каналу рыскания - по относительному изменению фазы поляризации радиосигнала в плоскости, перпендикулярной радиусу-вектору при угловом отклонении КА вокруг местной вертикали.

Ориентации панелей солнечных батарей (СБ) осуществляется на основе измерительной информации об угловом положении Солнца электромеханическими устройствами поворота батарей солнечных (УПБС).

Включение в состав расширенного состава СУД средств формирования БИНС позволяет повысить точность ориентации за счет введения алгоритмов динамической фильтрации, повысить надежность за счет периодического отключения отдельных приборов СУД и их перевода в режим холодного резервирования, обеспечивает возможность использования приборов ориентации с разрывами в полях обзора, перехода в режим памяти при появлении мощных помеховых сигналов и т.п. Повышению надежности служит также функциональное резервирование. При отказе отдельных функциональных элементов специально разработанные алгоритмы могут осуществлять переключение режимов работы СУД вплоть до достижения минимально возможного состава, определенного выше. Так, например, при конфигурации СУД расширенного состава с использованием ИИО с нулевым номиналом кинетического момента отказ БДУС приводит к потере ориентации и невозможности выполнения функционирования связной аппаратуры КА по прямому назначению. Однако, перевод СУД при указанном отказе в режим работы (условно назовем его аварийным режимом работы СУД) с приборным составом по вариантам 6, 2 или 5 (ИИО переводятся в режим работы с ненулевым номиналом кинетического момента по оси тангажа) позволяет обеспечить трехосную орбитальную ориентацию и выполнение служебных задач связного КА.

Один из рекомендуемых вариантов структурной блок-схемы расширенного состава СУД приведен на рис.1.3.7.1. На блок-схеме радиосистема, используемая для задач навигации, не выделена в отдельный блок и подразумевается, что она объединена с блоком РП. Используемые для решения этой же задачи акселерометры в зависимости от результатов проработок на этапах эскизного и технического проектирования, располагаемого лимита массы, объема памяти БЦВК и т.п. могут быть исключены из состава СУД.

1.4. Режимы построения ориентации космического аппарата на Землю и наведение панелей СБ на Солнце после отделения от последней ступени ракеты – носителя.

1.4.1. После отделения от последней ступени РН на ГСО выполняется [20] раскрытие выносных элементов конструкции (СБ, антенн и т. п.) и (авт. св. СССР № 210245) после уменьшения амплитуды упругих колебаний до уровня, гарантирующего допустимый уровень нагрузок от гироскопического момента в прецизионных опорах маховиков ИИО, выполняют раскрутку маховиков ИИО. Изменяя угловые скорости КА (прямо - по показаниям БДУС или косвенно, например, по измерениям с датчиков углового положения КА относительно внешних ориентиров), выполняют гашение угловых скоростей аппарата. Для обеспечения энергоснабжения КА нормаль к СБ совмещают с осью чувствительности ПОС и осуществляют ориентацию КА на Солнце.

Поддерживают ориентацию на Солнце до достижения углом "Солнце-КА (Объект)-Земля" (СОЗ) величины около 90 градусов (около 18 часов подспутникового времени) и в указанный момент разворачивают КА вокруг направления на Солнце до захвата излучения Земли датчиком ПМВ. В момент достижения близких к нулевым значений углов тангажа и крена начинается режим ориентации на Землю. Включается режим отслеживания панелями СБ направления на Солнце путем их вращения посредством УПБС, осуществляется приведение ориентации КА по углу рыскания (ненулевой угол рыскания при данной последовательности управления возникает из-за ненулевого угла между плоскостью орбиты и направлением на Солнце). Далее осуществляется поддержание ориентации КА относительно ОСК.

1.4.2. Для уменьшения времени построения трехосной ориентации КА на Землю при одновременном обеспечении ориентации СБ на Солнце может быть предложена следующая последовательность операций управления (Патент РФ № 2021174 на изобретение по заявке № 5007730 от 22.07.91).

Используя навигационную информацию, определяют текущее положение единичного вектора направления на Солнце (ВНС) $\bar{S}_Q = (\bar{S}_{q_x}, \bar{S}_{q_y}, \bar{S}_{q_z})^T$ (рис.1.4.1) относительно орбитального базиса \bar{Q} (ОСК). Фиксируют ось КА, направляющий единичный вектор $\bar{r}_B = (\bar{r}_{b_x}, \bar{r}_{b_y}, \bar{r}_{b_z})^T$ которой имеет проекции на оси связанной с КА системы координат равные текущим значениям проекций единичного ВНС на ОСК:

$$r_{b_x} = S_{q_x}, r_{b_y} = S_{q_y}, r_{b_z} = S_{q_z} \quad (1.4.2.1)$$

Поворачивают КА в плоскости 4 для совмещения вектора \bar{r} с ВНС \bar{S} . Далее по формуле (1.4.2.1) непрерывно рассчитывают текущие значения проекций вектора \bar{r} в связанном с КА базисе \bar{B} , совмещают его с направлением на Солнце и выполняют поворот КА вокруг направления на Солнце до совмещения оси чувствительности датчика ПМВ $\bar{r}_{ПМВ}$ с направлением на Землю. В момент достижения близких к нулю величин измеряемых датчиком ПМВ углов тангажа и/или крена, автоматически обеспечивается близкий к нулю курсовой угол ориентации КА относительно ОСК. Наведение панелей СБ на Солнце в процессе выполнения вышеупомянутых операций осуществляется точно так же, как при штатном режиме поддержания ориентации относительно ОСК.

Ограничением на выполнение вышеописанного режима является условие неравенства угла СОЗ нулю или 180 градусам.

1.4.3. Для осуществления поиска и захвата заданной звезды или группы звезд полем обзора прибора звездной ориентации (ПОЗв) может использоваться способ ориентации, описанный в патенте РФ № 2021173 на изобретение по заявке № 5007729 от 22.07.91.

Используя навигационную информацию рассчитывается величина текущего угла между направлениями на заданную звезду и Солнце, фиксируется ось КА, расположенная по отношению к оси чувствительности ПОЗв под вышеуказанным расчетным углом и лежащая в плоскости «ось чувствительности ПОЗв – Солнце» под минимально возможным углом к направлению на Солнце, выполняется поворот КА до совмещения зафиксированной оси с направлением на Солнце, после чего непрерывно рассчитывая величину угла «ось чувствительности ПОЗв – Солнце», угловое положение фиксированной оси в связанной с КА системе координат (ССК) и осуществляя ее совмещение с направлением на Солнце - выполняют поворот КА вокруг направления на

Солнце до попадания заданной звезды в поле обзора ПОЗв. Для упрощения опознавания звезды целесообразно запомнить угловые координаты второй звезды, гарантированно попадающей в поле обзора ПОЗв вместе с упомянутой заданной звездой, и в момент попадания звезд в поле обзора ПОЗв сравнивать их координаты с запомненными координатами указанных двух звезд.

1.4.4. В случае использования для ориентации на Землю ПОС и ПОЗв может быть использована следующая последовательность управления. Выполняются операции управления, описанные в разделе 1.3.4.2, с той лишь разницей, что дополнительно фиксируется вторая ось КА, направляющий единичный вектор которой имеет на оси ССК проекции, равные проекциям единичного вектора направления на заданную звезду (ВНЗ) на оси ОСК. При этом, целесообразно выбирать звезды (одну или несколько), располагаемые вблизи одного из полюсов мира, например, Полярную звезду, а поле обзора ПОЗв размещать относительно ССК таким образом, чтобы ось чувствительности ПОЗв совпадала бы со второй фиксированной осью. В общем случае, при произвольном расположении ПОЗв (координаты оси чувствительности ПОЗв запоминаются в памяти БЦВК), заданную звезду необходимо выбирать исходя из ее попадания в поле обзора ПОЗв при совпадении ССК с ОСК, то есть, проекции ВНЗ на ОСК должны быть в идеале равны проекциям направляющего единичного вектора оси чувствительности ПОЗв на ССК. После совмещения первой фиксированной оси с ВНЗ выполняют поворот вокруг направления на Солнце до момента совмещения второй фиксированной оси с ВНЗ. Распознавание звезд можно выполнять, как описано в разделе 1.3.4.3. Далее осуществляется поддержание описанной выше солнечно-звездной ориентации, автоматически обеспечивающей трехосную ориентацию КА относительно ОСК и, следовательно, антенн ретранслятора на центр Земли.

В описанной последовательности управления возможны вариации в выборе опорного ориентира, с которым совмещается соответствующая этому ориентиру одна фиксированная ось КА и вокруг которого выполняется поворот для совмещения другой фиксированной оси со вторым опорным ориентиром.

1.5. Требования к компоновочным схемам космического аппарата с ориентируемыми панелями солнечных батарей с точки зрения функционирования СУД [61]

1.5.1. Компоновка КА с точки зрения функционирования СУД должна обеспечить минимизацию возмущающих моментов в процессе управления ориентацией КА и поворотом СБ, в том числе и от взаимодействия с внешними физическими полями (магнитное и гравитационное поля Земли и т.п.), модифицируемость КА в части изменения или введения новых элементов в приборный состав при минимальных затратах на доработку конструкторской, технологической документации, наземную отработку и т.п. при одновременном выполнении основных функциональных задач обеспечения ориентации КА средствами СУД с требуемой точностью, энергоснабжения КА и т.д.

1.5.2. С учетом того, что основным режимом ориентации КА на ГСО является поддержание ОСК, а направление на Солнце в течение года изменяется симметрично относительно плоскости орбиты, наиболее предпочтительной является установка ПОС на корпусе аппарата с обеспечением перпендикулярности оси его чувствительности к оси вращения панелей СБ.

Нормаль к фотопреобразователям (ФП) панелей СБ перед начальным поиском Солнца после отделения от ракеты-носителя и гашения начальных угловых скоростей необходимо совместить с осью чувствительности ПОС, что может быть осуществлено либо конструктивно при укладке СБ на Земле в транспортное положение, либо путем поворота относительно корпуса КА по команде от СУД после их раскрытия в рабочее положение на ГСО. Это позволяет совместить поиск Солнца с наведением СБ на Солнце,

с целью обеспечения требуемой освещенности ФП для нормального энергоснабжения бортовых систем.

1.5.3. Для КА на ГСО наиболее рациональной является одноосная ориентации СБ, которая обеспечивает среднесуточную эффективность СБ, отличающуюся от идеальной не более, чем на 8...10%. При этом УПБС должен обеспечить неограниченный угол поворота СБ относительно корпуса КА, т.е., УПБС должны содержать вращающиеся токосъемные кольцевые устройства (ТКУ), обеспечивающие электрическую связь между вращающимися СБ и корпусом КА.

1.5.4. Проведенный анализ показывает, что схема, приведенная на рис.1.5.4.1а, минимизирует возмущения от солнечного давления вокруг оси тангажа, однако, при последующих модернизациях КА, например, при наращивании панелей СБ потребует существенных затрат на перекомпоновку, так как возможно попадание элементов конструкции СБ в поле зрения ПОЗв (на рис.1.5.4.1 ПОЗв не показан).

Схема на рис.1.5.4.1б устраняет недостаток вышеописанной схемы и позволяет путем дополнительных поворотов двух СБ регулировать момент от солнечного давления вокруг трех осей. Однако, она уступает по массовым характеристикам схеме, приведенной на рис.1.5.4.1в. В последней используется один привод для вращения одновременно двух СБ, но не обеспечивается возможность регулирования момента от солнечного давления вокруг строительных осей КА, ориентируемых в плоскости орбиты. Следует отметить, что смещение оси вращения СБ от центра масс приводит к появлению переменной составляющей возмущающего момента вокруг оси тангажа ориентируемого в ОСК КА, которая компенсируется периодическим изменением кинетического момента ИИО. Достоинствами компоновки КА (рис.1.5.4.1б) являются дополнительные возможности регулирования постоянной составляющей возмущающего момента вокруг оси, перпендикулярной плоскости орбиты, и модернизации СУД без существенных затрат по перекомпоновке КА.

Кроме того, компоновочные схемы КА, приведенные на рис.1.5.4.1б и 1.5.4.1в, являются более предпочтительными с точки зрения обеспечения устойчивости управления КА. Устойчивость во взаимосвязанных каналах управления КА по крену и рысканию обеспечивается [28] (стр.457-459) путем увеличения момента инерции КА (по сравнению с компоновкой, приведенной на рис.1.5.4.1а) вокруг оси, ориентируемой при поддержании трехосной орбитальной ориентации по вектору орбитальной угловой скорости. Указанное утверждение следует из анализа уравнения (1.5.4.1), описывающего движение КА по каналу рыскания при условии поддержания ориентации КА по каналам тангажа и крена (угловые скорости и угловые отклонения по тангажу и крену близки к нулю):

$$A \frac{d^2\psi}{dt^2} + [H + (C - B) \cdot \Omega_o \cdot \cos \psi] \cdot \Omega_o \cdot \sin \psi = 0, \quad (1.5.4.1),$$

где

A, B, C - моменты инерции КА по каналам рыскания (ось X), крена (ось Y), тангажа (ось Z),

Ω_o - орбитальная угловая скорость,

ψ - угол рыскания ($\psi = 0$ - при ориентации оси тангажа Z по вектору орбитальной угловой скорости),

H - кинетический момент инерционных исполнительных органов в проекции на строительную ось тангажа.

Устойчивость обеспечивается при выполнении неравенства:

$$H + (C - B) \cdot \Omega_o > 0 \quad (1.5.4.2).$$

Таким образом, при $C > B$ устойчивость равновесного положения КА ($\psi = 0$) существует сама по себе, т.е. независимо от работы гироскопических инерционных исполнительных органов (как при $H = 0$, так и при ненулевом значении H). Из (1.5.4.1) и (1.5.4.2) следует, что ненулевой номинал кинетического момента H дополнительно обеспечивает только два равновесных положения КА по каналу рыскания $\psi = 0$ и $\psi = 180^\circ$, из которых устойчиво лишь одно, отвечающее ориентации КА по каналу рыскания $\psi = 0$.

1.5.5. Для уменьшения накопления кинетического момента инерционных исполнительных органов от постоянной составляющей вектора возмущающего момента в плоскости орбиты, необходимы специальные балансирующие операции по совмещению центра давления СБ и центра масс КА с плоскостью строительных осей, ориентируемых в плоскости орбиты.

1.5.6. Таким образом, с точки зрения минимизации доработок компоновочной схемы КА при модернизации СУД, а также обеспечения устойчивости, возможности регулирования величиной момента от взаимодействия СБ с излучением Солнца, наиболее предпочтительной является схема компоновки, приведенная на рис.1.5.4.1б.

1.5.7. Для устранения погрешностей ориентации КА, связанных с неточностями взаимной установки приборов ориентации КА, а также повышения точностей юстировок указанных приборов, целесообразно предусмотреть размещение максимально возможного числа приборов СУД на единой приборной плате в непосредственной близости к зоне полезного груза, то есть, к ориентируемым на Землю антеннам связного КА.

1.6. Управление ориентацией упругого КА, требования к инерционно-жесткостным характеристикам выносных элементов конструкции (панелей СБ)

1.6.1. Для решения задачи управления ориентацией упругого КА существует два пути [29]. Первый путь связан с рациональным проектированием контура управления. При этом, широко используются методы, основанные на правильном расположении измерительных средств СУД (БДУС, датчики углов и т.п.), исполнительных органов, на идентификации параметров упругих колебаний [59], [60] и использовании этой информации для фильтрации при формировании управляющих воздействий, обеспечивающих устойчивость и требуемое качество динамических характеристик контура стабилизации и др. Второй путь - это рациональное проектирование конструкции КА. В этом случае реализуются необходимые с точки зрения обеспечения устойчивости частоты колебаний упругих элементов конструкции, декремент затухания колебаний.

Для КА связи основным источником упругих колебаний являются панели СБ. Ниже излагаются технические решения, реализация которых при проектировании конструкции упругих выносных элементов (УВЭ), позволила бы повысить эффективность демпфирования упругих колебаний панелей СБ КА на ГСО.

1.6.2. В процессе управления движением КА (угловым и центра масс) к консольным выносным элементам прикладываются инерционные силы, вызывающие их

упругие колебания. При равных инерционно-жесткостных характеристиках симметричных УВЭ, в частности СБ, их упругое движение по каналу тангажа не связано с движением по каналам крена и рыскания. Поэтому, демпфирование упругих колебаний УВЭ в этом канале может осуществляться только контуром управления СУД по каналу тангажа. Известно, что присоединение гироскопических сил к потенциальным (упругим) силам улучшает демпфирующие характеристики контура управления. При ориентации КА в ОСК кинетический момент системы "КА - инерционные исполнительные органы" ориентируется по вектору орбитальной скорости. Поэтому, присутствие гироскопических сил в каналах управления креном и рысканием и их отсутствие в канале тангажа обуславливает более высокие демпфирующие характеристики системы управления угловым движением КА по крену и рысканию по сравнению с тангажом.

С целью преодоления вышеуказанного противоречия необходимо симметричные выносные элементы выполнить (Патент РФ № 1099548) с различными инерционно-жесткостными характеристиками, то есть с разными собственными частотами колебаний. В этом случае, как следует из иллюстрации на рис.1.6.2.1, U -образные колебания выносных элементов (рис.1.6.2.1а), смещенных от центра масс, вызванные угловым движением КА по тангажу, из-за разных частот колебаний северной (СБ 1) и южной консоли (СБ 2) перейдут в S -образные (рис.1.6.2.1б) и вызовут угловое движение КА вокруг оси X , перпендикулярной плоскости колебаний СБ. Чередование U -образной и S -образной форм колебаний приводит к перекачке энергии колебаний из канала тангажа в канал рыскания (крена).

Кроме того, для повышения эффективности демпфирования колебаний СБ симметричные траверсы (плоскости панелей СБ, расположенных слева и справа от штанги) 3 и 4, 5 и 6, рис.1.6.2.2, выполняются так, что обеспечиваются неодинаковые собственные частоты их колебаний вокруг оси Z (например, за счет разных жесткостей при равных масс-инерционных характеристиках), а антисимметричные траверсы 3 и 6, 4 и 5 - с одинаковыми собственными частотами колебаний (одинаковыми жесткостями при равных масс-инерционных характеристиках). В этом случае элементы 3 и 6, 4 и 5 всегда образуют в процессе упругих колебаний вокруг оси тангажа форму, похожую на латинскую букву S , если смотреть со стороны оси Z . Из-за разных частот колебаний S -образная форма колебаний элементов 3 и 4, 5 и 6 (рис.1.6.2.2а) переходит в U -образную (рис.1.6.2.2б). В результате от упругих колебаний траверс возникает момент вокруг оси X (Y) и угловое движение КА вокруг этой оси, следовательно, и упругие колебания гасятся средствами демпфирования углового движения каналов курса (крена).

Предварительные исследования показывают, что отношение частот колебаний северной и южной панелей СБ вокруг оси X , а также траверс 3 и 4, 5 и 6 вокруг оси Z должно быть около 0,8...0,95.

1.6.3. Для повышения эффективности демпфирования колебаний по каналу тангажа средствами гашения угловых скоростей аппарата по каналам крена и/или рыскания необходимо также предусмотреть (Патенты РФ № 2020112, № 2020113 на изобретения по заявкам № 5059235/22 от 19.08.92 и № 5052237/22 от 19.08.92), чтобы поперечное сечение упругого выносного элемента было выполнено с неравными главными моментами инерции, расположено параллельно вектору изгибающего момента, возникающего при колебательном угловом движении аппарата вокруг оси тангажа, и развернуто вокруг оси, перпендикулярной плоскости упомянутого поперечного сечения так, что величина угла между главной осью инерции поперечного сечения и строительной осью аппарата, параллельной вектору упомянутого выше изгибающего момента, была бы больше нуля, но меньше угла между соседними главными центральными осями инерции поперечного сечения.

На основании вышеизложенного, штанги двух симметрично расположенных параллельно оси тангажа и смещенных вдоль оси рыскания X от центра масс КА панелей СБ (рис.1.6.3.1) предлагается выполнить с неравной (анизотропной) жесткостью в различных направлениях, например, за счет конструктивного выбора поперечного сечения в виде эллипса или прямоугольника, рис.1.6.3.2, установки дополнительных ребер жесткости и др.

При колебательном движении КА вокруг оси Z к СБ 1 (ось $+Z$) и СБ 2 (ось $-Z$) в плоскости " $p-p$ " прикладываются инерционные силы, вызывающие изгибающий момент, вектор которого направлен по оси X . Штанги СБ 1 и 2 совершают гармонические колебания периодически образуя в проекции на плоскость, параллельную строительной плоскости КА YZ , форму, похожую на латинскую букву U (U -образная форма колебаний).

Поперечное сечение штанги СБ поворачивают вокруг оси Z на расчетный угол Q_{YC} так, чтобы главные оси инерции OX_C и OY_C (рис.1.6.3.2) находились под ненулевым углом к оси аппарата, совпадающей с упомянутым вектором изгибающего момента (то есть, к оси рыскания X). В частности, для прямоугольной формы поперечного сечения угол Q_{YC} можно вычислить из соотношения:

$$\operatorname{tg} Q_{YC} = \frac{I_{YC}}{I_{XC}} \cdot \operatorname{tg} Q_n,$$

где I_{YC} , I_{XC} - главные моменты инерции поперечного сечения,

Q_n - требуемое угловое положение нейтральной линии " $n-n$ " рассчитываемое из условия максимума перекачки энергии колебаний из канала тангажа в канал крена и/или рыскания, например, рассчитываемое исходя из равенства угла ($Q_n - Q_{YC}$) величине в пределах от 20 до 60 градусов.

Причем, поперечные сечения каждой по отдельности из штанг СБ 1 и СБ 2 необходимо развернуть на один и тот же угол и в одну и ту же сторону, если смотреть с конца соответствующей панели СБ 1 или СБ 2.

Тогда, вследствие косоугольного изгиба, штанги СБ 1 и СБ 2 совершают колебания в плоскости " $f-f$ ", то есть, при изгибе в направлении оси $+Y$ ($-Y$) (U -образная форма колебаний в проекции на плоскость YZ) возникает отклонение штанги СБ 1, в направлении оси $-X$ ($+X$) и штанги СБ 2 в направлении оси $+X$ ($-X$) (S -образные колебания в проекции на плоскость ZX). При этом, энергия колебаний КА по каналу тангажа перекачивается через упругие колебания СБ 1 и СБ 2 в канал крена (ось Y), где рассеивается средством демпфирования указанного канала.

Такого же эффекта можно достичь (патент РФ №2052369 на изобретение по заявке № 5058952 от 18.08.92) при соединении выносного элемента (ВЭ) с корпусом КА с помощью одноосного карданова подвеса. Упомянутый ВЭ центрируется относительно заданной строительной оси корпуса аппарата посредством упругих элементов (пружин). Ось вращения карданова подвеса расположена в плоскости, параллельной вектору прикладываемого к ВЭ изгибающего момента, возникающего при колебательном угловом движении аппарата вокруг оси тангажа. Причем, ось карданова подвеса развернута вокруг нормали к упомянутой плоскости на расчетный угол. Расчетная величина угла между

осью вращения карданова подвеса и строительной осью аппарата, параллельной вектору упомянутого выше изгибающего момента, больше нуля, но меньше 90 градусов.

Таким образом, благодаря изменению инерционно-жесткостных характеристик симметричных упругих СБ 1 и СБ 2 удается использовать "сильные" демпфирующие характеристики каналов крена (рыскания) для улучшения демпфирования упругих СБ по каналу тангажа.

1.7. Бесплатформенная инерциальная навигационная система

Бесплатформенная инерциальная навигационная система (БИНС) решает задачи формирования [27], [64]:

- информации об угловом положении КА и опорных базисов, связанных с положениями ССК КА в некоторые фиксированные моменты времени относительно инерциальной системы координат (ИСК),
- навигационной информации о положении центра масс КА и опорных базисов, связанных с различными опорными ориентирами (Солнце, звезды, местная вертикаль Земли и т.п.).

Первая задача решается путем интегрирования кинематических уравнений с использованием измерительной информации с БДУС, Вторая - путем решения уравнений движения центра масс и моделирования углового перемещения опорных ориентиров на небесной сфере с использованием сигналов с акселерометров и расчетной информации от БИНС об угловом положении КА. Уходы БИНС связаны с ошибками, вызванными уходами БДУС, погрешностями численного интегрирования и т.п. Указанные ошибки корректируются на основе информации от измерительных средств, входящих в состав СУД. Кроме того, уходы БИНС можно корректировать по уставкам, задаваемым с наземных измерительных пунктов (авт. св. СССР №№ 236107, 1213665, 258014 и авт. св. СССР по заявкам № № 3072293, 3172299, 3199653.

1.8. Коррекция орбиты

Коррекция орбиты выполняется с целью приведения КА в рабочую точку стояния, удержания КА в точке стояния по долготе и наклонению с требуемой точностью (для КА на ГСО -около 0,1 градуса) и увода с рабочей орбиты по истечению срока активного существования.

Система коррекции [61] может быть выполнена на базе объединенной двигательной установки (ОДУ), причем, предлагаемое в [61] размещение двигателей коррекции на КА позволяет одновременно с коррекцией наклонения корректировать долготу. Для этого две пары двигателей устанавливаются симметрично относительно оси тангажа Z (первая пара создает тягу по оси $+Z$, вторая - по оси $-Z$) под углом 5,67 градусов. Требуемое соотношение импульсов в широтном и долготном направлениях достигается за счет определенного соотношения длительностей работы "верхнего" и "нижнего" двигателей коррекции наклонения. Для устранения эксцентриситета периодически включаются двигатели коррекции долготы, устанавливаемые аналогично по оси крена Y .

Компоновка блоков ОДУ обеспечивает при работе двигателей минимальное влияние на конструкцию КА и снижение эффективности работы двигателей (отсутствие взаимодействия факела двигателей с корпусом КА, с СБ и т.п.). За счет симметричной установки баков хранения рабочего тела минимизируются уходы центра масс КА вследствие выработки топлива.

Задача коррекции орбиты тесно связана с задачами навигации и ориентации ([20]-[23], авт. св. СССР по заявкам №№ 2291797, 2294031). Навигационная информация является исходной для расчета вектора корректирующего импульса. При выдачи корректирующего импульса СУД должна парировать возмущающие моменты, возникающие от эксцентриситета вектора тяги, от возбуждаемых при работе корректирующих двигателей упругих колебаний СБ и т.п.

С целью экономии рабочего тела возможно совмещение режимов коррекции и ориентации. Например, в авт. св. СССР по заявкам №№ 2263279, 2269074, в патентах РФ №№ № 2112713, 2112716, 2124461, в патенте США № 5130931 от 14.07.92, а также в [53] предлагается выбирать для создания линейного ускорения двигатель, задающий угловое ускорение КА в требуемом направлении, например, для разгрузки ИИО. Отклонение вектора тяги корректирующих двигателей (КД), установленных в кардановом подвесе, в требуемом направлении [28], [29], [авт. св. СССР по заявке № 1594607] также служит выполнению вышеуказанной задачи.

Для уменьшения затрат топлива на коррекцию наклона в [39], [40] предлагается прогнозировать постоянную и переменную составляющие возмущений от Луны, Солнца и др. на эволюцию орбиты и формировать начальную орбиту с упреждающей ошибкой по наклону, которая в процессе действия прогнозируемых возмущающих сил уменьшается или в процессе знакопеременного изменения этой ошибки превышает допустимый уровень ошибки в течение непродолжительного времени. В последнем случае по специальному решению расширяется допуск угла изменения наклона орбиты и блокируется включение двигателей коррекции по наклону [41].

Одним из способов продления ресурса КА связи при дефиците рабочего тела для коррекции орбиты является увеличение допустимых ошибок поддержания долготы точки стояния и наклона орбиты, причем, для обеспечения требуемого уровня сигнала на наземных приемных станциях дополнительно совмещают оси диаграмм направленности передающей бортовой и наземных приемных антенн с расчетным направлением вектора "КА - наземная станция".

1.9. Системы управления с реактивными двигателями и электромеханическими исполнительными органами

1.9.1. Система управления с РД используется при гашении начальных угловых скоростей, в начальных режимах построения ориентации, для разгрузки ИИО, а также для управления при поддержании ориентации КА относительно ОСК в аварийных ситуациях, например, при отказе ИИО.

Алгоритмы релейного управления ориентацией КА при помощи РД могут быть построены на основе информации с датчиков угла и БДУС [28], [29], а также на основе измерительной информации только с датчика угла [24], [29], [49], авт. св. СССР №№ 962850, 1071995, патент РФ № 2033988, 2055388 и др. Управление КА при помощи РД без использования сигналов БДУС может быть рекомендовано для выполнения режимов ориентации при отказах БДУС.

1.9.2. Система управления с ИИО используется для построения и поддержания экономичной ориентации КА в условиях действия на КА знакопеременных возмущающих моментов. В качестве ИИО могут использоваться гиродины, гиросtabilизаторы, маховики [9], [15], [20] - [22], [24], [28],[29], [51] и др. В авт. св. СССР №№ 124384, 124385 предлагаются схемы расположения осей подвеса гиروزлов силовых гиросtabilизаторов с компланарным и пространственным расположением осей. В [19] приводится решение задачи с построением пространственных систем гиродинов. В [2], [3], [5], [9], [12], [19] рассмотрены вопросы определения области вариации суммарного кинетического момента ИИО. В авт. св. СССР №№ 270623, 298955 предлагаются законы управления КА с ИИО, в том числе [4] с учетом конечной жесткости конструкции, трения на осях подвеса гиروزла. В [11] предлагаются методы обхода особых точек, где гиросистема утрачивает способность создавать три компонента управляющих моментов.

Выбор конкретной схемы и типа ИИО зависит от условий эксплуатации и задач, решаемых при ориентации КА. Так, например, на всех отечественных КА связи, начиная от "Молнии-1" разработки РКК "Энергии" и до геостационарных связных КА "Радуга", "Экран", "Горизонт" и др. [61], на ряде зарубежных КА (Intelsat-V и др.) применяются двухстепенные или трехстепенные гироскопические стабилизаторы с ненулевым номиналом кинетического момента, рис.1.9.3.

На ряде зарубежных спутниках связи используется система из двух (КА Olimp [46], [56]), трех (ATS-6 [36]), четырех маховиков [17]. При установке на КА двух маховиков (каждый из которых имеет ненулевой кинетический момент) для создания ненулевой составляющей кинетического момента перпендикулярно плоскости орбиты и нулевой по оси рыскания выставляют оси вращения маховиков в виде латинской буквы «V» (рис.1.9.1) симметрично относительно оси тангажа в плоскости, образованной осями тангажа и рыскания (КА связи "Olimpus") [46], [56].

При использовании четырех маховиков (рис. 1.9.2) оси их вращения располагают [17] перпендикулярно плоскостям граней тетраэдра, при этом сумма четырех равных по модулю номиналов векторов кинетических моментов указанных маховиков равна нулю. При отказе одного из маховиков три оставшихся позволяют при модифицированном алгоритме управления обеспечивать управление ориентацией КА.

Недостатком системы ИИО из нескольких маховиков с ненулевым номиналом угловой скорости вращения каждого из них является то, что направленные в противоположные стороны и компенсирующие друг друга проекции кинетического момента, например, первого и второго V-образно (рис.1.9.1) установленных маховиков на ось рыскания, не используются для управления и масса маховиков, приходящаяся на

указанные составляющие кинетического момента, является балластной. Кроме того, вследствие орбитального вращения КА, в подшипниках маховиков, установленных под ненулевым углом к оси тангажа, из-за гироскопического момента возникает радиальная сила. Указанная сила имеет постоянную составляющую, которая действует в течении десятилетнего срока эксплуатации на вращающиеся опоры этих маховиков и, несмотря на малость, приводит к увеличению износа подшипников.

Среднеинтегральное значение радиальной силы в подшипниковых узлах маховиков, вследствие вышеуказанного эффекта, уменьшается при использовании двухстепенных, трехстепенных гиросtabilизаторов (рис.1.9.3), или реверсивных маховиков, имеющих ненулевой номинал кинетического момента в проекции на ось тангажа и нулевой номинал - в проекции на плоскость КА, ориентируемую в плоскости орбиты. В связи с вышеизложенными аргументами, для геостационарного КА наиболее рациональным является использование гиросtabilизатора, содержащего маховик с регулируемой скоростью вращения, ненулевым номиналом кинетического момента в проекции на ось тангажа и установленного в управляемом по углу кардановом подвесе, или использование системы из нескольких реверсивных с регулируемой скоростью вращения маховиков. Причем, номинальное (среднее) значение регулируемой угловой скорости каждого из них равно нулю.

Для обеспечения асимптотической устойчивости при формировании сигналов управления, подаваемых на ИИО, может использоваться измерительная информация об угловой ошибке ориентации и угловой скорости КА.

Для обеспечения устойчивости без использования сигналов об угловой скорости (например, при отказе БДУС) необходимо использовать позиционные сигналы с датчика угла для формирования псевдоскоростных сигналов. С этой целью используются специальные фильтры для оценки вектора состояния (см. главы 2, 3), корректирующие звенья, сигналы с тахогенераторов маховиков ИИО и т.п. На рис.3.3.1.1 – 3.3.1.4, 3.3.2.1, 3.3.2.2 приведены переходные процессы по углу и угловой скорости по результатам моделирования маховичной системы управления с оценкой угловой скорости КА и кинетических моментов маховиков. Для коррекции оцениваемых кинетических моментов используются сигналы с тахогенераторов, измеряющих угловые скорости маховиков. .

Формирование управляющих сигналов на входах маховиков с регулируемой скоростью вращения, может выполняться пропорционально требуемой величине создаваемого маховиком момента (управление по моменту), а также пропорционально требуемой скорости его вращения (управление по скорости). Управление по скорости с запоминанием ее величины в блоке электроники управления маховиком имеет преимущество по сравнению с управлением по моменту, заключающееся в том, что в случае временного отказа, например, при аварийном отсутствии обмена с БЦВК, маховик будет сохранять запомненное перед отказом значение угловой скорости (а не тормозиться, как в случае управления по моменту). При таком управлении темп потери ориентации КА будет медленным и после оперативного устранения отказа время на восстановление ориентации КА значительно сокращается.

Для разгрузки накопленного кинетического момента ИИО в заявках СССР № № 3031366, 3034347, в авт.св.СССР № № 582638, 1099547, в Патенте США № 4508297 и др. предложены различные способы, основанные на использовании взаимодействия излучения Солнца с поверхностями выносных элементов, в частности, с поворачиваемыми и /или линейно перемещаемыми вдоль корпуса КА панелями СБ. В заявках СССР № № 3010106, 4519490, а также в [7], [8], [13] предлагается для разгрузки использовать взаимодействие токовых контуров на борту КА (в частности, токового

контура СБ) с электромагнитным полем Земли. В заявке СССР № 1594607 предлагается совместить разгрузку ИИО с коррекцией орбиты.

1.10. Система ориентации солнечных батарей

Система ориентации солнечных батарей (СОСБ) предназначена для наведения панелей СБ на Солнце. Наведение выполняется путем разворотов и последующего поддержания требуемой ориентации в пространстве корпуса КА средствами СУД и поворота СБ электромеханическими приводами относительно корпуса КА.

1.10.1. Анализ патентной и научно технической документации (НТД) позволяет классифицировать СОСБ следующим образом.

1.10.1.1. По способу формирования сигналов отклонения СБ от направления на Солнце:

- ПОС, использующий видимый диапазон излучения Солнца (авт. св. СССР № № 108661, 591827, [20] и др.);
- определение направления на Солнце с использованием БИНС [37], [58], [64];
- датчики тока (разности тока) с фотопреобразователей СБ (авт. св. СССР по заявкам № № 1582573, 2246821);
- температурные датчики (авт. св. СССР № 63381).

1.10.1.2. По типу ориентации СБ:

- ориентация жестко закрепленных на корпусе КА панелей СБ путем поворотов КА, в том числе и закрутка КА вокруг направления на Солнце (ИСЗ "Молния" [30], солнечный парус [26], КА "Союз" [39], орбитальная станция "Салют" [30], [37]);
- ориентация СБ путем перемещений относительно корпуса КА, в частности, путем угловых поворотов СБ (авт. св. СССР №№ 28372 и т.п.), путем деформаций гибкой СБ с помощью подвижных штоков (заявка СССР № 2270285);
- комбинированное управление путем поворотов СБ вместе с корпусом КА и посредством устройства поворотного СБ (УПБС) относительно корпуса КА (заявка СССР № 3020761, [31]), Патенты РФ №№ 2021173, 2021174 (см. разделы 1.3.4.2., 1.3.4.3.).

1.10.1.3. По числу степеней свободы (осей поворота) УПБС:

- одноосные ([20], [31], [33], [52], [58] и др.);
- двухосные (авт. св. СССР №№ 28372, Патент США № 4031444, [24] и др.).

1.10.1.4. По виду связи поворотных СБ с корпусом КА:

- через гибкий кабель (авт. св. СССР №№ 28372, 81788, 89628, 165245 и др.);
- через вращающееся токосъемное кольцевое устройство (ТКУ), позволяющее выполнять поворот СБ относительно корпуса КА на неограниченный угол (авт. св. СССР № № 75919, 85175, [20] и др.).

1.10.1.5. По характеру взаимовлияния контура СОСБ с контуром управления КА и дополнительным функциям СОСБ:

- уменьшение вредного влияния реактивного момента от изменения скорости вращения СБ на точность ориентации КА :
- путем введения маховика-компенсатора кинетического момента СБ, вращающегося в сторону, противоположную повороту СБ (авт. св. СССР № 28372);
- путем введения сервосвязи между контурами управления СБ и КА (авт. в. СССР № 75574, 89756, 101239);
- путем минимизации изменений и стабилизации угловой скорости СБ (авт. св. СССР №№ 75919, 85175, [58]);
- путем управления угловым ускорением при наборе и гашении угловой скорости СБ (ступенчатое изменение угловой скорости - заявка СССР № 3050586);
- уменьшение вредного влияния упругих колебаний СБ на динамику углового движения КА, демпфирование упругих колебаний панелей СБ:
- путем размещения средств измерения параметров углового движения (в том числе и упругих деформаций СБ) на панели СБ и формирование алгоритмов управления с учетом сигналов от указанных средств;
- путем использования фильтрации в каналах измерений [43];
- путем идентификации параметров движения упругого КА с последующим использованием указанной информации при формировании алгоритмов управления КА и СБ [44], [59], [60];
- путем использования пьезоэлементов в качестве измерительных средств (преобразование упругих деформаций в электрический сигнал - прямой пьезоэффект) и исполнительных средств (преобразование электрического сигнала, подаваемого на пьезоэлемент, в его микроперемещение - обратный пьезоэффект) для гашения упругих колебаний конструкций [47], [48];
- путем перераспределения энергии упругих колебаний упругих выносных элементов конструкции (СБ) из каналов с "малыми" демпфирующими характеристиками в каналы с "сильным" демпфированием, например, для геостационарного КА связи - из канала тангажа в каналы крена, рыскания (см. разделы 1.3.6.2., 1.3.6.3.) за счет обеспечения неравных собственных частот симметричных выносных элементов (северной и южной панелей СБ, симметричных траверс каждой из панелей СБ), обеспечения перекачки энергии упругих колебаний из канала тангажа в каналы крена, рыскания за счет косоугольного изгиба элемента конструкции и т.п.), за счет гироскопического эффекта при введении в состав конструкции СБ вращающихся элементов, например, гиродемпферов;
- введение искусственной взаимосвязи между каналами управления КА [44].

10.1.6. По способам взаимодействия панелей СБ с внешними полями (солнечным излучением, аэродинамическим потоком разреженного газа, гравитационным, магнитным полями, и т.п.):

- угловые отклонения панелей СБ относительно внешнего поля и корпуса КА для создания управляющих моментов, например, для разгрузки ИИО (авт. св. СССР № 582638, заявки СССР № № 3031366, 3108551, Патент США № 4426052, заявки ФРГ № № 2550757, 3329955, Великобритании № 2122965, Франции № 2529165, Японии № 59024040 и др.);
- линейные перемещения панелей СБ вдоль корпуса КА (авт. св. СССР № 1099547) для регулирования величины и знака момента от взаимодействия с излучением Солнца, разреженной атмосферой путем изменения положения центра давления относительно центра масс КА;
- изменение коэффициента отражения поверхности панели СБ или части поверхности СБ (Патент США № 3116035).

1.10.1.7. По использованию СБ в качестве приемной антенны, например, модулированного лазерного излучения с последующим выделением полезной информации из модулированного тока, вырабатываемого ФП панелей СБ при их облучении лазерным излучением.

1.10.1.8. По методам определения неисправностей УПБС и переключения на резервный комплект (заявка СССР № 32275460).

1.10.2. В проектных разработках УП СБ российских и зарубежных фирм наметилась тенденция обеспечения неограниченного угла поворота СБ с передачей электроэнергии, командной, ТМ информации через блок токосъемных устройств, что имеет ряд преимуществ по сравнению с гибкой кабельной связью с ограниченным углом поворота. К проблемным относится вопрос кодового обмена по МКО через вращающееся токосъемное устройство.

В последние годы появились публикации о модульном принципе построения УП. То есть, блок механический, блок токосъемный, блок электронный выполняются отдельными блоками и komponуются при сборке КА. Блок токосъемный осуществляет передачу электроэнергии, команд управления, ТМИ через упругие катающиеся подобно шарикоподшипникам токосъемные кольца. Преимуществом кольцевых токосъемных устройств по сравнению с токосъемными устройствами скользящего типа является меньшее тепловыделение при передаче электроэнергии.

1.10.3. Анализ научно-технической информации показывает, что для геостационарного КА наиболее рациональной является одноосная ориентации СБ, которая обеспечивает среднесуточную эффективность СБ, отличающуюся от идеальной не более, чем на 8...10%, при этом, УПБС должен обеспечить неограниченный угол поворота СБ относительно корпуса КА, т.е., УПБС должны содержать вращающиеся токосъемные кольцевые устройства (ТКУ), обеспечивающие электрическую связь между вращающимися СБ и корпусом КА.

Результаты сравнения позволяют рекомендовать к использованию на геостационарных КА СОСБ, аналогом которой является разработка [58]. В рекомендуемом варианте СОСБ, структурная схема которой приведена на рис.1.3.7.1, для

формирования сигналов управления поворотом СБ относительно корпуса КА используется информация об отклонении нормали к плоскости панелей от направления на Солнце, а также о текущем угловом положении СБ относительно корпуса КА. При этом, одноосная ориентация СБ может осуществляться следующим образом.

В БИНС определяется ВНС в связанной с КА системе координат, рассчитывается орбитальная угловая скорость. Далее наведение СБ на Солнце выполняются путем формирования на входе привода управляющего сигнала, пропорционального этой скорости, и коррекции управляющего сигнала угловой скорости по результатам измерений рассогласования между СБ и направлением на Солнце.

Вышеописанный вариант управления позволяет обеспечить наведение СБ на Солнце с точностью 0,5...0,7 градуса.

1.10.4. Альтернативным может быть вариант релейного управления поворотом СБ, минимизирующий вредное влияние реактивного момента от изменения скорости вращения СБ [20]. В указанном варианте ориентация СБ на Солнце выполняется с постоянной стабилизированной скоростью (режим СЛЕЖЕНИЕ), величина которой больше или равна с учетом неустойчивости поддержания скорости электроприводом максимально возможной орбитальной угловой скорости КА на ГСО (угловая скорость слежения 0,00422 град/с стабилизируется с точностью около 1%). Обнуление накопившейся ошибки ориентации СБ выполняется орбитальным поворотом КА с остановленными в заданный момент (например, после поворота СБ на один оборот) панелями. Реализуемая точность ориентации оси, связанной с посадочной площадкой СБ, не хуже 7...8 градусов при стабильности угловой скорости привода не более 1%.

Для обеспечения форсированного приведения панелей в заданное положение относительно корпуса КА (технологические режимы при наземных испытаниях, начальный поиск Солнца, аварийные ситуации и т.п.) необходимо предусмотреть режим ПОИСК с угловой скоростью вращения панелей 0,1...0,2 град/с. Для останова СБ предусматривается команда СТОП. При этом, скорость вращения выходного вала УПБС в полете может быть не реверсируемой, так как при постоянной ориентации КА в ОСК вращение СБ выполняется в течении всего срока активного существования в одну сторону.

Для вышеупомянутого альтернативного варианта СОСБ каждый из сигналов управления первым и вторым УПБС $A1'$ и $A2'$ (рис.1.3.7.1) представляет собой вектор, компонентами которого являются релейные команды для задания соответствующих угловых скоростей вращения выходного вала УПБС в режимах СЛЕЖЕНИЕ и ПОИСК.

1.10.5. С целью повышения надежности, необходимо предусмотреть включение в перечень параметров для использования в СУД информации с температурных датчиков на панелях СБ от СТР и датчиков напряжения с фотопреобразователей от системы энергоснабжения, позволяющих на освещенных участках орбиты обеспечивать грубую ориентацию СБ с точностью около 30...40 градусов.

1.10.6. С целью уменьшения вредного влияния реактивного момента от изменения скорости вращения СБ на точность ориентации корпуса КА, например, при слежении за Солнцем с использованием релейного закона управления (УПБС реализует включение и останов вращения СБ), можно предложить следующую последовательность управления. Определяют отклонение от направления на Солнце каждой из СБ, сравнивают их между собой, выдают команду на вращение СБ, имеющей большее отклонение, и команду СТОП для второй СБ с меньшим отклонением. Причем, команды на останов одной из СБ и начало вращения другой СБ выдаются в момент времени, соответствующий

максимальной компенсации изменения кинетического момента одной СБ, изменением кинетического момента другой СБ. В частном случае, при практически мгновенном наборе скорости вращения эти моменты времени совпадают.

При аварийной закрутке КА вокруг нормали к плоскости орбиты для максимизации энергоприхода от фотопреобразователей СБ может быть рекомендована следующая последовательность операций управления. При засветке ФП излучением Солнца (то есть, при отклонении нормали к плоскости панели СБ меньше 60 градусов) вращают СБ в направлении, противоположном повороту корпуса КА при закрутке, а при отсутствии засветки ФП (ток с ФП отсутствует) вращают СБ в направлении, совпадающем с направлением закрутки корпуса КА.

1.11. Наземная отработка систем управления угловым движением КА

Для исследования динамики движения КА, верификации программного обеспечения широко используются аналитические методы компьютерной алгебры [70], моделирующие пакеты программ типа PDS (разработка МГТУ имени Баумана). Так например, пакет программ PDS содержит набор стандартных блоков, типовых передаточных функций (линейные, нелинейные, дискретные функции, арифметические и логические операции, интеграторы, апериодические и колебательные звенья и т.п.). Простые и понятные средства программирования и отображения позволяют выполнять моделирование и исследования достаточно сложных нелинейных систем управления. Можно рекомендовать, взяв за основу указанный пакет программ, доработать его в части учета особенностей проектируемых СУД.

Заслуживает внимания используемый оригинальный комплекс наземного моделирования системы ориентации КА связи, включенный в состав наземного комплекса отработки. Комплекс содержит моделирующую ЭВМ, связанную через технологические разъемы с приборами СУД КА и с имитаторами излучения Земли. Имитатор излучения Земли устанавливается в поле обзора каждого из приборов ИКВ. Имитатор представляет собой неподвижный инфракрасный излучатель (нагревательный элемент от бытовой электроплиты) и установленный между излучателем и прибором ИКВ управляемый двухступенной плоский подвижный экран с круглыми отверстиями. Размер отверстий равен угловому размеру Земли на ГСО. В процессе моделирования замкнутого контура управления в ЭВМ решаются уравнения динамики углового движения КА, которые преобразуются в перемещения экрана. При этом, в поле обзора ИКВ попадает ИК излучение, проходящее от излучателя через отверстие в экране. Перемещение отверстия имитирует угловое движение КА. В процессе моделирования выполняется сравнение параметров ТМИ с контрольными значениями для данного теста и автоматическая выдача результатов диагностики.

1.12. Рекомендации по проектированию СУД КА на геостационарной орбите.

На основании анализа научно-технической и патентной документации при проектировании СУД КА на ГСО рекомендуется учитывать следующее.

1. При проектировании электронной аппаратуры СУД и других систем КА на ГСО намечается тенденция по расширению наземной отработки в части имитационного моделирования на наземных стендах, а также натуральных экспериментов по изучению радиационных сбоев БИС ОЗУ и методов компенсации электромагнитных помех.

2. В связи с длительным сроком активного существования КА на ГСО в автоматическом режиме большое внимание уделяется разработке методов юстировок для компенсации ошибок, связанных с температурными деформациями, эрозией и т.п. элементов конструкции КА.

3. В связи с длительным сроком активного существования КА на ГСО в автоматическом режиме, с целью повышения функциональной надежности целесообразна разработка приборов, совмещающих несколько функций. В частности, возможно применение универсального солнечно-земного прибора определения ориентации КА (патенты РФ №№ 2020412, 2131586, 213587).

4. С целью повышения надежности путем обеспечения работоспособности СУД на ГСО. В частности, при отказе средств измерения угловых скоростей, рекомендуется разработка алгоритмов управления трехосной ориентацией в ОСК с использованием информации от датчиков Земли и Солнца.

5. С целью обеспечения устойчивости в канале рыскания при управлении ориентацией по информации от датчика Земли по каналам тангажа, крена и с применением ИИО с ненулевым номиналом кинетического момента, рекомендуется обеспечить выполнение неравенства:

$$H + (C - B) \cdot \Omega_o > 0,$$

где H - кинетический момент инерционных исполнительных органов в проекции на строительную ось тангажа.

A, B, C - моменты инерции КА по каналам рыскания (ось X), крена (ось Y), тангажа (ось Z),

Ω_o - орбитальная угловая скорость,

6. С целью уменьшения накопления кинетического момента инерционными исполнительными органами от постоянной составляющей возмущающих моментов в плоскости орбиты, рекомендуются следующие мероприятия:

- выполнение балансировочных операций для совмещения центра светового давления СБ и центра масс КА с плоскостью строительных осей, ориентируемых в плоскости орбиты;

- взаимная компенсация токовых контуров, в частности на северной и южной панелях СБ, с целью уменьшения собственного магнитного момента КА, взаимодействующего с магнитным полем Земли;
- применение алгоритмов управления взаимным положением северной и южной панелей СБ для разгрузки инерционных исполнительных органов (управляющих маховиков и т. п.) от накопленного кинетического момента за счет использования светового давления на поверхности СБ.

7. Для уменьшения вредного влияния нескомпенсированного вектора кинетического момента вращающихся элементов (ГИВУС, вентиляторы СТР и т.п.) на точность ориентации и затрат рабочего тела на разгрузку ИИО, целесообразно располагать оси вращения указанных элементов таким образом, чтобы их суммарный кинетический момент совпадал с осью КА, ориентируемой при поддержании орбитальной ориентации по вектору орбитальной угловой скорости.

8. С целью повышения эффективности гашения упругих колебаний СБ рекомендуется использовать разработанные методы перекачки энергии упругих колебаний из канала тангажа в каналы крена и рыскания с повышенными демпфирующими характеристиками. Обеспечение указанной перекачки энергии упругих колебаний возможно путем изменения жесткостей симметричных элементов, а также за счет косоугольного изгиба при конструктивном задании формы поперечных сечений штанг СБ.

9. При проектировании СОСБ рекомендуется реализация неограниченного поворота СБ с использованием вращающихся токосъемных устройств для электрической и информационной связи вращающихся СБ с аппаратурой в корпусе КА, применение упомянутых в отчете алгоритмов управления, минимизирующих возмущения от поворота СБ на точность ориентации КА..

10. Используя особенность ГСО, связанную с наличием в экваториальной плоскости хорошо прогнозируемого и действующего в одном направлении возмущения, уводящего КА по долготе в направлении гравитационной "потенциальной ямы" (точки в экваториальной плоскости 75 градусов восточной долготы и в западной полушарии Земли со смещением на 180 градусов), возможно некоторое упрощение системы коррекции орбиты КА по долготе, за счет использования только одного двигателя коррекции.

11. Для уменьшения затрат топлива на коррекцию наклона предлагается прогнозировать эволюцию орбиты под влиянием возмущений от Луны, Солнца и т.п. и формировать начальную орбиту с упреждающей ошибкой по наклону, в расчете на ее уменьшение под действием прогнозируемых возмущающих сил или на знакопеременное изменение этой ошибки с превышением допустимого уровня в течение непродолжительного времени. При этом рекомендуется по специальному решению расширить допуск на изменение угла наклона орбиты и блокировать включение двигателей коррекции наклона на расчетное время.

12. С целью продления ресурса КА связи за счет экономии затрат рабочего тела на коррекцию орбиты возможно увеличение допуска на ошибки по долготе точки стояния и наклону орбиты. Для обеспечения требуемого уровня сигнала на наземных приемных станциях рекомендуется дополнительно совмещать оси диаграмм направленности передающей бортовой и приемных наземных антенн с расчетным направлением вектора "КА - наземная станция". Для реализации предложения необходимо предусмотреть

введение двухосных управляемых приводов поворота приемо-передающих бортовых и наземных антенн (наиболее предпочтительный вариант). Возможен вариант ориентации оси бортовой антенны КА на заданную точку Земли путем поворота КА.

13. С целью уменьшения времени построения трехосной ориентации КА на Землю при одновременном обеспечении ориентации СБ на Солнце рекомендуется использовать разработанный и защищенный патентами РФ №№ 2021173, 2021174 способ ориентации, заключающийся в следующем.

Используя навигационную информацию о текущем положении единичного ВНС относительно ОСК, фиксируется ось КА, орт которой имеет проекции на оси связанной с КА системы координат, равные текущим значениям проекций орта ВНС на ОСК, и совмещается с ВНС путем поворота аппарата. Далее, непрерывно рассчитывая изменение положения указанной оси КА в соответствии с расчетным изменением положения ВНС относительно ОСК и, обеспечивая ее ориентацию на Солнце, выполняют поворот КА вокруг направления на Солнце до захвата полем обзора датчиком ПМВ излучения Земли. Причем, наведение панелей СБ на Солнце в процессе выполнения вышеупомянутых операций осуществляется точно так же, как при штатном режиме поддержания ориентации относительно ОСК.

14. С целью экономии рабочего тела рекомендуется совмещение режимов коррекции и ориентации. Например, путем выбора для создания линейного ускорения двигателя, создающего угловое ускорение КА в направлении, требуемом для разгрузки ИИО; путем отклонения вектора тяги корректирующих двигателей (КД), установленных в кардановом подвесе, в требуемом направлении. [28], [29] (см. также авторское свидетельство .СССР по заявке № 1594607, патенты РФ № 2112713, 2112716, 2124461.

15. При проектировании СОСБ рекомендуется реализация неограниченного поворота СБ с использованием вращающихся токосъемных устройств для электрической и информационной связи вращающихся СБ с аппаратурой, установленной в корпусе КА, применение упомянутых выше алгоритмов управления, минимизирующих возмущения от поворота СБ на точность ориентации КА.

16. С целью обеспечения гарантированного энергоснабжения КА в аварийных режимах, рекомендуется предусмотреть аварийный режим закрутки вокруг оси вращения СБ, совпадающей при трехосной ориентации КА на Землю с нормалью к плоскости орбиты (патент РФ № 2090464, МКИ В64G 1/24).

17. Рекомендуется следующий приборный состав СУД, обеспечивающий ориентацию КА на ГСО при любых отказах двух приборов:

- Два одноканальных прибора ИКВ (типа 256К) с солнечным каналом (патенты РФ №№ 2020412, 213586, 213587), обеспечивающих реализацию следующих задач ориентации:
 - ❖ поиск и определение координат Солнца в начальных режимах ориентации для обеспечения наведения СБ;
 - ❖ поиск Земли, построение и поддержание трехосной орбитальной ориентации в ОСК, в том числе без использования информации об угловых скоростях КА от БДУС (ГИВУС).

- Один или два прибора ориентации на звезды (БОКЗ) с бортовым каталогом карты звездного неба и программным обеспечением определения ориентации путем распознаванию зафиксированных с помощью БОКЗ группы звезд.
- Инерционные исполнительные органы с ненулевым кинетическим моментом по оси тангажа (обеспечение гироскопической устойчивости при поддержании ОСК, впервые использовано в СУД КА "Молния") и реактивные двигатели.
- БДУС (ГИВУС) - гашение начальных угловых скоростей, реализация управления на основе построения БИНС.

Заключение

На основании проведенного анализа технической информации сформулированы требования к составу СУД, СОСБ, рациональной компоновочной схеме геостационарного КА, исходя из требований обеспечения надежности в течение длительного срока активного его существования на ГСО за счет функционального резервирования. Рекомендации, приведенные в конце главы, могут быть полезны при проектировании СУД КА на ГСО.

Принцип работы алгоритмов построения ОСК методом гироскопирования заключается в восстановлении непосредственно неизмеряемого угла курса по информации об угле и угловой скорости КА по крену. При этом, за счет избыточности измерительной информации при отказах некоторых приборов можно поддерживать трехосную ориентацию КА путем перехода от основного алгоритма к запасному. Для реализации этих алгоритмов одноканальные ПМВ и ДУС должны быть установлены таким образом, чтобы с помощью указанных ПМВ измерялись не отдельно углы крена и тангажа, а их линейные комбинации. Кроме того, оси чувствительности ДУС должны быть расположены под некоторыми углами к связанным с КА осям, ориентируемым по соответствующим осям ОСК (установка с перекосом). Таким образом, каждый ДУС будет измерять линейную комбинацию проекций вектора угловой скорости КА на связанные оси, т.е., на связанную систему координат (ССК).

Построение СУД с возможностью использования неполного вектора измерений для поддержания трехосной ориентации позволяет повысить надежность функционирования КА связи на ГСО за счет обеспечения выполнения следующих задач управления:

- Трехосная ориентация КА относительно ОСК как с использованием, так и без использования измерительной информации с ГИВУС по крену и тангажу с точностями 0,025 градуса относительно нулевого сигнала прибора ИКВ и с амплитудой до 0,15...0,2 градусов по каналу рыскания (ошибка ориентации изменяется по гармоническому закону с орбитальной частотой). Для обеспечения ориентации в ОСК по информации только об углах крена и тангажа в канал тангажа дополнительно вводится смещение кинетического момента величиной от 10 до 18 Н·м·с.
- Трехосная ориентация КА относительно ОСК по информации только от одного канала прибора ИКВ и измерительной информации об угловых скоростях КА с несколько замедленными переходными процессами и ухудшением точностей ориентации до 1,5 градусов по каналам крена и тангажа и до 0,5...1 градуса по каналу рыскания при уходах ГИВУС 0,1 градус/час. При этом отсутствуют ограничения на величину смещения кинетического момента маховиков.

Результаты численного моделирования полностью подтвердили работоспособность алгоритмов управления угловым движением геостационарного КА.

Литература

1. Днекот, Лиска. Применение гиросtabilизаторов в системах управления угловым положением КА // Вопросы ракетной техники, 1967.- № 2.- с. 73-88.
2. Aubrun I.N., Margulies G. Analytical aspects of single gimbal CMG systems // AAIA Guidance and control conference, august 16-18 1976.- San Diego.- 1976.- P.225-267.
3. 2-speed, a single-gimbal control moment gyro attitude control system // AAIA paper.- 1973.- № 895.
4. Лиден. Управление силовыми гироскопами прецизионной системы наведения ления угловым положением КА // Вопросы ракетной техники, 1974.- № 11.- с. 74-86.
5. Yoshikawa, Tsuneo. Steering law for roof type configuration control momentum gyro system // Automatica.- V 13.- 1977.- № 4.- P.359 - 368.
6. Colburn Bruce K., White Larry L. Computaion and sensuality considiration of the Riccati ecuation in spacecraft CMG steering law // AAIA paper.- 1976.- № 157.
7. Buckingham A.G., Braumiller I. Magnetic torquers for momentum desaturation of space station control moment gyros //J. of Spacecraft and Rockets.- 1972.- V 9.- № 6.- P.387-388.
8. Muracami C., Ohkami Y. Okamoto O., Nakajima A.A. New type of magnetic gimballed momentum wheel and its application to attitude controle in space // Acta Astronaut.- 1984.- V 11.- № 9.- P.613 - 619.
9. Васильев В.Н., Вейнберг Д.М. Управление системой двухстепенных силовых гироскопов с параллельными осями прецессии при ограниченных углах прецессии // Механика твердого тела. - М.: Наука, 1987.- № 12.
- 10.Hatlis P.D. Predictive momentume management for the space station // J.Guid.Control and Dyn. - 1986.- V 9.- № 4.- P.454-461.
- 11.Токаръ Е.Н, Платонов В.Н. Исследование особых поверхностей системы безупорных гиродинов // Космические исследования. - М.: Наука, 1981.- Т.16, вып.5.- с. 675.
- 12.Токаръ Е.Н., Платонов В.Н., Седых Д. А. и др. Кратные гиросиловые системы // Космические исследования. - М.: Наука, 1981.- Т.19, вып.6.- с. 813.
- 13.Stakem Patrick H. Passive magnetice momentum wheel unloading // J. of Spacecraft and Rockets. - 1977.- 14.- № 6.- P.335 - 338.
- 14.Токаръ Е.Н. Проблема построения пространственных гиродинных систем // Космические исследования. - М.: Наука, 1989.- Т.27, вып.3.- с. 368.
- 15.Токаръ Е.Н, Пространственные гиродинные системы // Космические исследования. - М.: Наука, 1989.- Т.27, вып.6.- с. 827.
- 16.Бевилачио Ф., Берелли Т. Прецизионная система управления угловым положением с помощью управляющего маховика в двойном кардановом подвесе // Сб. Управление в пространстве. - М.: Наука, 1975.- Т.1.

17. Брюдерли Б. и др. Проектирование систем ориентации КЛА, использующего принципа преобразователя состояния системы // Сб. Управление в пространстве. - М.: Наука, 1975.- Т.1.
18. Андерсен В.А., Неклер К.Р. Система стабилизации КЛА с накоплением энергии (PRAGS) // Сб. Управление в пространстве. - М.: Наука, 1975.- Т.1.
19. Васильев В.И., Вейнберг Д.М., Соколов А.А., Злочевский С.И. Об одном способе построения области управляемости гиросиловой системы ориентации // Вестник МГУ. Сер.1, Математика и механика. - М., 1989.- № 5.- с. 42-46.
20. Мирошниченко Л.А., Раевский В.А. и др. Система ориентации и стабилизации спутника телевизионного вещания "Экран" // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. - М.: Наука, 1977.- № 4.-с. 18-27.
21. Калинович С.Н., Мирошниченко Л.А., Раевский В.А. Синтез системы ориентации и стабилизации спутника "Экран" по каналам крен - курс // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. - М.: Наука, 1979.- № 6.- с. 36-45.
22. Калинович С.Н., Мирошниченко Л.А., Раевский В.А. Синтез системы управления ориентации спутника "Экран" в режиме стабилизации по каналу тангажа // Изв. АН СССР. Техническая кибернетика. - М.: Наука, 1980.- № 1.- с. 36-45.
23. Калинович С.Н., Мирошниченко Л.А., Раевский В.А. Определение точности системы ориентации и стабилизации спутника НТВ "Экран" // Сб. Пионеры освоения космоса и современность. - М.: Наука, 1988.- с. 139-145.
24. Андронов И.М., Вейнберг Д.М., Система управления положением спутника "Метеор" // Сб. Управление в пространстве. - М.: Наука, 1975.- Т.1.
25. Огарков В.И. Выбор оптимальной программы управления панелями СБ ИСЗ // Космические исследования. - М.: Наука, 1984.- Т.22, вып.1.- с. 44-52.
26. Васильев Л.А. Определение давления света на космические летательные аппараты. - М.: Машиностроение, 1985.
27. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Применение кватернионов в задачах ориентации твердого тела. - М.: Наука, 1973.
28. Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией КА. - М.: Наука, 1974.
29. Разыграев А.П. Основы управления полетом космических аппаратов. - М.: Машиностроение, 1989.
30. Моды В.Д., Шривастава С.К. Угловое движение и управление ориентацией спутников при наличии внешних моментов // Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.-ВИНИТИ.- 1985.- № 7.- Реферат 7.62.184.
31. Орбитальная геофизическая станция OGO // Сб. Автоматическое управление космическими летательными аппаратами. - М.: Наука, 1968.- с. 94-109.
32. Белянский П.В., Сергеев Б.Г. Управление наземными антеннами и радиотелескопами. - М.: Советское радио, 1980.

- 33.Беккер К. Двухуровневая система ориентации телевизионного и радиовещательного спутника // Сб. Ориентация и стабилизация спутников. - М.: Наука, 1978.- Т.2.
- 34.Реннер Ю. Требования к системам стабилизации будущих спутников связи // Сб. Ориентация и стабилизация спутников. - М.: Наука, 1978.- Т.2.
- 35.Броке Ж. Гироскопическая система стабилизации стационарного спутника в каналах крена и рыскания // Сб. Ориентация и стабилизация спутников. - М.: Наука, 1978.- Т.2.
- 36.Фримен Х.Р. Управление пространственным положением геостационарного спутника // Сб. Ориентация и стабилизация спутников. - М.: Наука, 1978.- Т.2.
- 37.Гаушус Э.В., Зыбин Ю.Н., Легостаев В.П. Автономная навигация и управление орбитальной станцией "Салют-7" // Космические исследования. - М.: Наука, 1986.- Т. XXIV, вып.5.- с.844-864.
- 38.Бажинов И.К., Гаврилов В.П., Ястребов В.Д. и др. Навигационное обеспечение полета орбитального комплекса "Салют-6"- "Союз"- "Прогресс". - М.: Наука, 1986.
- 39.Чернявский Г.М., Бартенев В.А., Малышев В.А. Управление орбитой стационарного спутника. - М.: Машиностроение, 1984.
- 40.Решетнев М.Ф., Бартенев В.А., Лебедев А.А. и др. Управление и навигация ИСЗ на околокруговых орбитах. - М.: Машиностроение, 1988.
- 41.Деббаги Х., Славинская Д.Д. и др. Эффективный метод коррекции наклона орбиты геостационарного спутника // Аэрокосмическая техника. - М.: Мир. - 1989.- № 6.- с.188-195.
- 42.Хеймболд Г. и др. Активное демпфирование упругого КА // Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ.- 1984.- № 3.- Реферат 3.41.133.
- 43.Снижение влияния упругой помехи путем введения спирального фильтра в каналы измерения // Астронавтика и ракетодинамика.- ВИНТИ.- 1985.- № 11.- с. 20.
- 44.Ткаченко В.А. Стабилизация углового положения КА с упругими панелями СБ динамическим регулятором // Космические исследования. - М.: Наука, 1984.- Т. XXII, вып.4.
- 45.Бартенев В.А., Гречкосеев А.К. Комбинированный алгоритм определения и прогнозирования параметров движения ИСЗ с использованием адаптации // Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ.- 1986.- № 11.- Реферат 11.41.87.
- 46.Буртон М. Система управления ориентацией и коррекцией орбитальной космической платформы "Олимпус" // Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ. - 1986.- № 6.- Реферат 6.41.146.
- 47.Метод пьезоэлектрического демпфирования и активного управления вибрациями // Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ.- 1985.- № 12.- Реферат 12.41.260.
- 48.Применение керамических пьезоэлектрических управляющих устройств на больших упругих КА // Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ.- 1985.- № 12.- Реферат 12.41.261.

49. Хагес В. Дж. Проектирование прецизионной струйной системы управления положением космического аппарата // Сб. Управление в пространстве. - М.: Наука, 1973.- Т.1.
50. Agrawal V.N. Design of geosynchronous spacecraft.- 1986.- Место хранения: ГПНТБ г. Москва, шифр J2/17175.
51. Беляк В.А., Шерметьевский Н.Н. Маховичная система управления ориентацией орбитальной станции "Алмаз" // Электротехника.- М., № 9.- 1991.- с. 47-50; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 4.- Реферат 4.62.139.
52. Стома С.А., Авербух В.Я., Курилович В.П., Мирошник О.М. Автономная электромеханическая система ориентации солнечных батарей искусственных спутников Земли // Электротехника. - М., № 9.- 1991.- с. 41-46; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ. - 1992.- № 4.- Реферат 4.62.137.
53. Белов Ю.В. ДЕП. Оценка эффективности совместного управления траекторным и угловым движением одного класса КА // Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 7.- Реферат 7.62.169.
54. Гурвиц В.А., Кулыгин А.А., Калашникова М.Ю. ДЕП. Проблема идентификации звезд в системах астроориентации летательных аппаратов // Цифр. обраб. и передача сигналов / Моск. ин-т связи, М., 1991.- ДЕП в ЦНТИ Информсвязь 17.10.91, № 1867.- с. 691 ; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 4.- Реферат 4.62.148.
55. Заявка № 2649196 Франция, МПК5 G 01 C 21/00, В 64 G 1/36: Высокоточный улучшенный датчик земного горизонта / Bourcver H., Pezant C., Tissof M.; Заявлено 30.06.89; Опубликовано 4.01.91; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 4.- Реферат 4.62.147 П.|
56. Michael Burton. Development of the attitude and orbit control subsystem for the Olympus satellite (см.[46]).
57. Staich S., Cohen A.L., Berkery E.A. Оценивание углового движения КА по каналу рыскания применительно к спутниковой системе радиосопровождения и ретрансляции // Астронавтика и ракетодинамика. - ВИНТИ.- 1987.- № 15.
58. Унифицированная космическая платформа. Пояснительная записка часть 18. Система ориентации солнечных батарей: Эскизный проект. - г. Омск. - 1990.
59. Исследование вопросов создания перспективных унифицированных систем управления движением и навигации для космических аппаратов научного и народнохозяйственного назначения автономно летающих астрофизических, экологических, связанных модулей, транспортных и грузовых кораблей, модулей для работы в составе орбитальной станции: Научно-технический отчет.-М.,- 1992
60. Нехороший Ю.Н., Рутковский В.Ю., Суханов В.М. Идентификация параметров модально-физической модели деформируемого космического аппарата // Изв. РАН. Автоматика и телемеханика. - М.: Наука, 1992.- № 7.- с. 19-25.
61. Системный проект. Шифр "Комплекс - ПМ". Том 27, книга 2 "Космические комплексы систем связи и телевизионного вещания"; Под руководством М.Ф. Решетнева.- 1990.

62. Panin F. Механический прецизионный привод = A New Displacement Reduction Mechanism for Fine Positioning / ESA Journal. -1992.-16, № 1.-с. 23-24; Сер.41, Ракетостроение: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 9.- Реферат 9.41.108.
63. Бранец В.Н., Комарова Л.И. О проблемах автономизации управления полетом космических кораблей и станций // Изв. РАН. Техническая кибернетика. - М.: Наука, 1992.- № 2.- с. 206-214.
64. Бранец В.Н., Шмыглевский И.П. Введение в теорию бесплатформенных инерциальных навигационных систем. - М.: Наука, 1992.
65. Van Holtz L., Burton M., Rogers R.S. Система быстрого восстановления положения на орбите ИСЗ связи на орбите: эксперимент на ИСЗ Eutelsat 5 = A fast attitude recovery system for communication satellites: Experience of Eutelsat 5 / Guid.and Control, 1989: Proc.Annu.Rocky Mount. Guidance and Control Conf., Keystone, Colo. Febr.4-8, 1989.-San Diego (Calif.),1989.-С. 489-503.-Англ.; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.-1992.- № 1.- Реферат 1.62.450.
66. Радиационная стойкость бортовой аппаратуры и элементов космических аппаратов: Матер. 1 Всесоюзная научно-техническая конференция, Томск, 15-27 июня 1991 / Ред. Зыков В.М. -Томск,1991. ; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 1.- Реферат 1.62.21.
67. Булеков В.П., Резников С.Б., Болдырев В.Г., Бочаров В.В., Савостьянов В.В. Электротехническая совместимость оборудования летательных аппаратов. - М.: МАИ, 1992.-7035-0153-9; Сер.41, Ракетостроение: РЖ.-ВИНТИ.-1992.-№ 9.- Реферат 9.41.100 К.
68. Магнитные признаки аномалий геосинхронных ИСЗ = Magnetic signatures for satellite anomalies / Lam Hing-Lan, Hruska Jaroslava // J. of Spacecraft and Rockets. - 1991.- 28, № 1; Сер.62, Исследование космического пространства: РЖ.- ВИНТИ.- 1992.- № 1.- Реферат 1.62.301.
69. Елисеев А.С. Техника космических полетов. - М.: Машиностроение, 1983.
70. Брагазин А.Ф., Леонов В.В., Руденко В.М., Шмыглевский И.П. Аналитическое исследование уравнений динамики низколетящего ИСЗ методами компьютерной алгебры //Известия РАН. Механика твердого тела. - М.: Наука, 1993.- № 3.-с. 89-94.
71. Авторское свидетельство СССР №1213665: МКИ 4 В64 G 1/24.
72. Разработка и анализ математической модели инфракрасного построителя местной вертикали кругового сканирования: Научно-технический отчет. - М., 1985 г.
73. Системы управления движением космического аппарата на геостационарной орбите. Аналитический обзор. Научно-технический отчет .М.,-1997 г.
74. Кузовков Н.Т. Модальное управление и наблюдающие устройства. -М., «Машиностроение». 1976.

75. Мельников В.Н. Алгоритмы управления геостационарным космическим аппаратом без использования измерительной информации об угловых скоростях: Научно технический отчет. - М., 1997 г. - 46 л., 13 иллюстраций.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

АИ -астроисточник
 БИНС - бесплатформенная инерциальная навигационная система
 БИС - большие интегральные схемы
 БДУС - блок датчиков угловых скоростей (см. ГИВУС, ДУС)
 БОКЗ – блок определения координат звезд (см. ЗД, ПОЗв)
 БОКС – блок определения координат Солнца (см. СД, ПОС)
 БЦВК – бортовой цифровой вычислительный комплекс
 БЦВС – бортовая цифровая вычислительная система
 ВНС - единичный вектор направления на Солнце
 ГД -газовые двигатели (см. РД, ТМ)
 ГИВУС - гироскопический измеритель вектора угловой скорости (см. БДУС, ДУС)
 ГС - гиростабилизатор (см. ИИО)
 ГСО - геостационарная орбита
 ГМП - гироскопический измеритель углов/угловой скорости в магнитном подвесе
 ДУС – датчик угловой скорости (см. ГИВУС)
 ЗД - звездный датчик (см. БОКЗ, ПОЗв)
 ИД - исходные данные
 ИИО - электромеханические инерционные исполнительные органы (см. ГС)
 ИКВ - инфракрасная вертикаль Земли (см. ПМВ)
 ИКВ - прибор (датчик) для определения отклонения от инфракрасной вертикали Земли (см. ПМВ)
 ИСК - инерциальная система координат
 КА - космический аппарат
 ЛКИ - летно-конструкторские испытания
 ОЗУ - оперативное запоминающее устройство
 ОСК - орбитальная система координат
 ПМВ - построитель местной вертикали планеты (см. ИКВ)
 ПОЗв - прибор ориентации на звезды (см. ЗД, БОКЗ)
 ПОС - прибор ориентации на Солнце (см. СД, БОКС)
 РД - реактивные двигатели (см. ГД, ТМ)
 РН - ракета - носитель
 РП - радиопеленгатор
 САС - срок активного существования
 СД - солнечный датчик (см. ПОС, БОКС)
 СУД - система управления движением
 СБ - солнечные батареи
 СОСБ - система ориентации солнечных батарей
 ТЗ - техническое задание
 ТМ – тяговые модули (см. ГД, РД)
 ТМИ - телеметрическая информация
 УВЭ – упругие выносные элементы
 УПБС-устройство поворотное батарей солнечных
 ФП - фотопреобразователи излучения Солнца в электроэнергию на панелях СБ

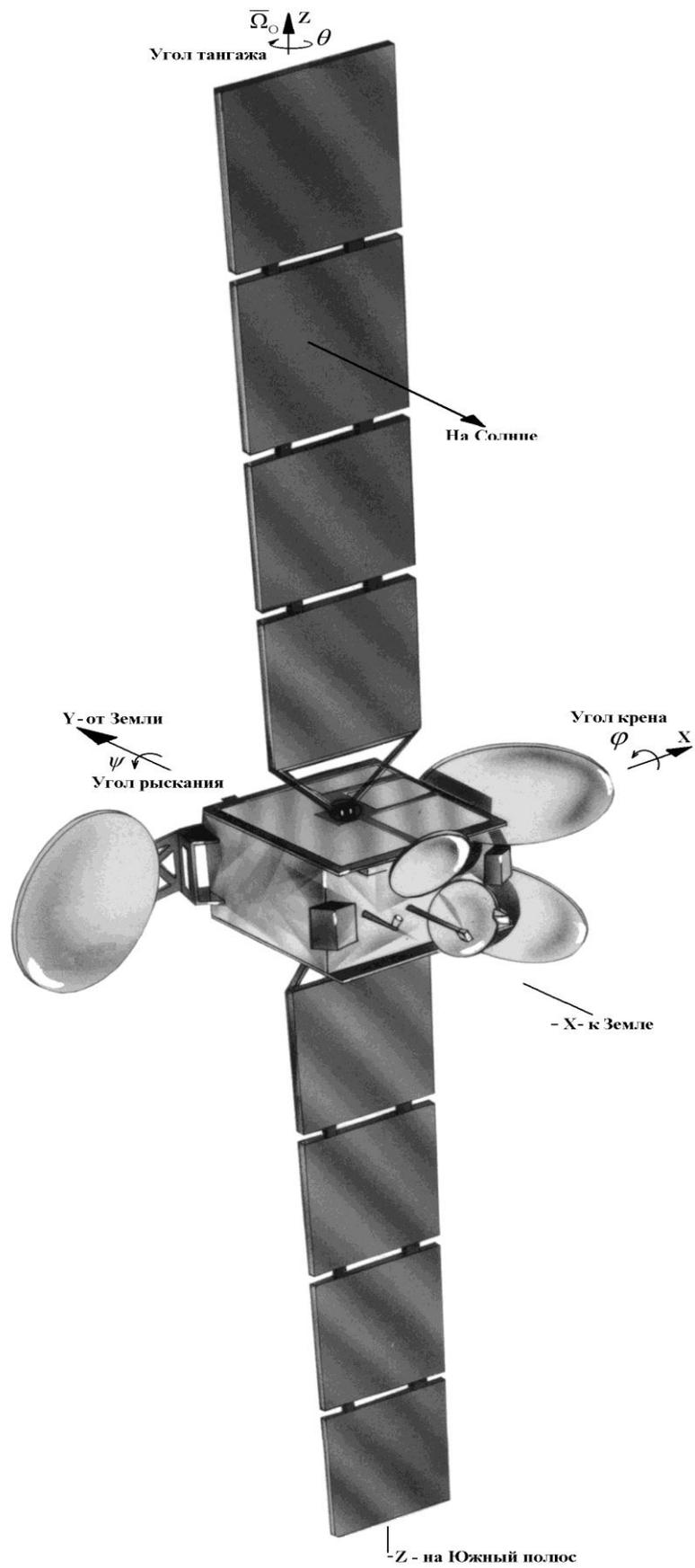


Рис. 1.1. Геостационарный космический аппарат.

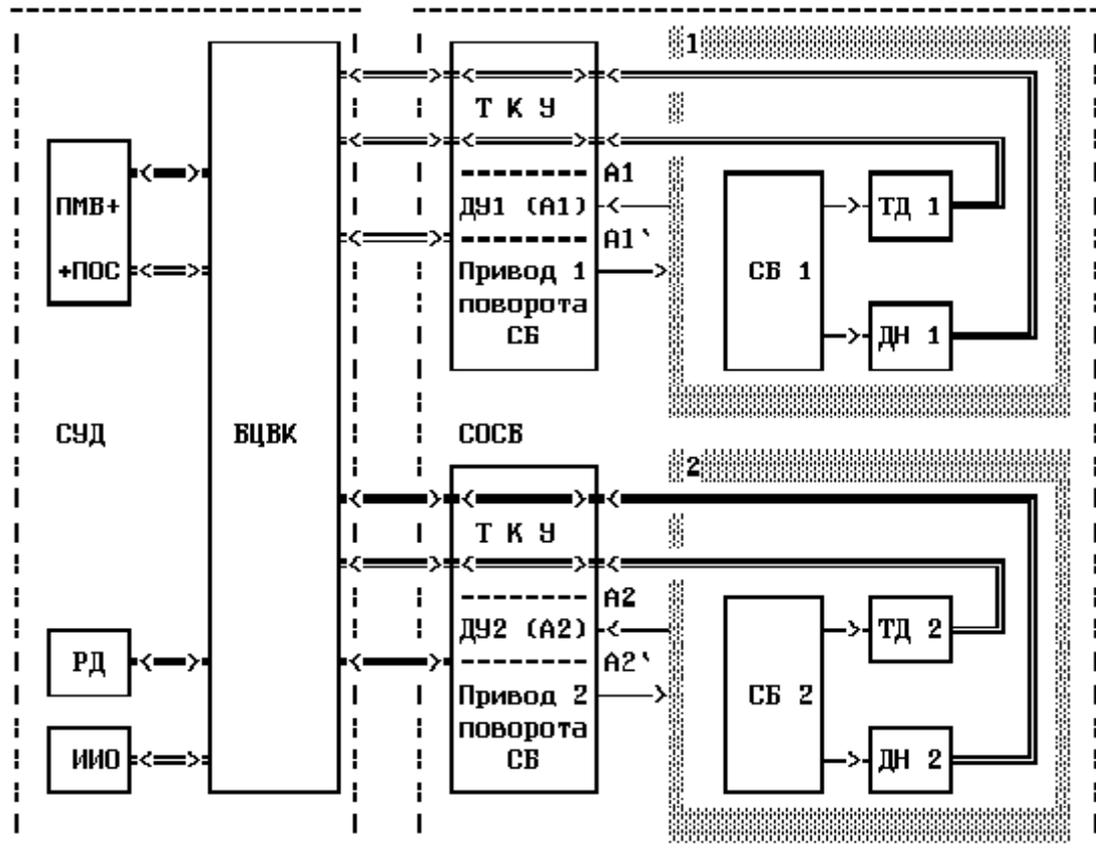


Рис.1.3.6.1. Минимальный состав СУД

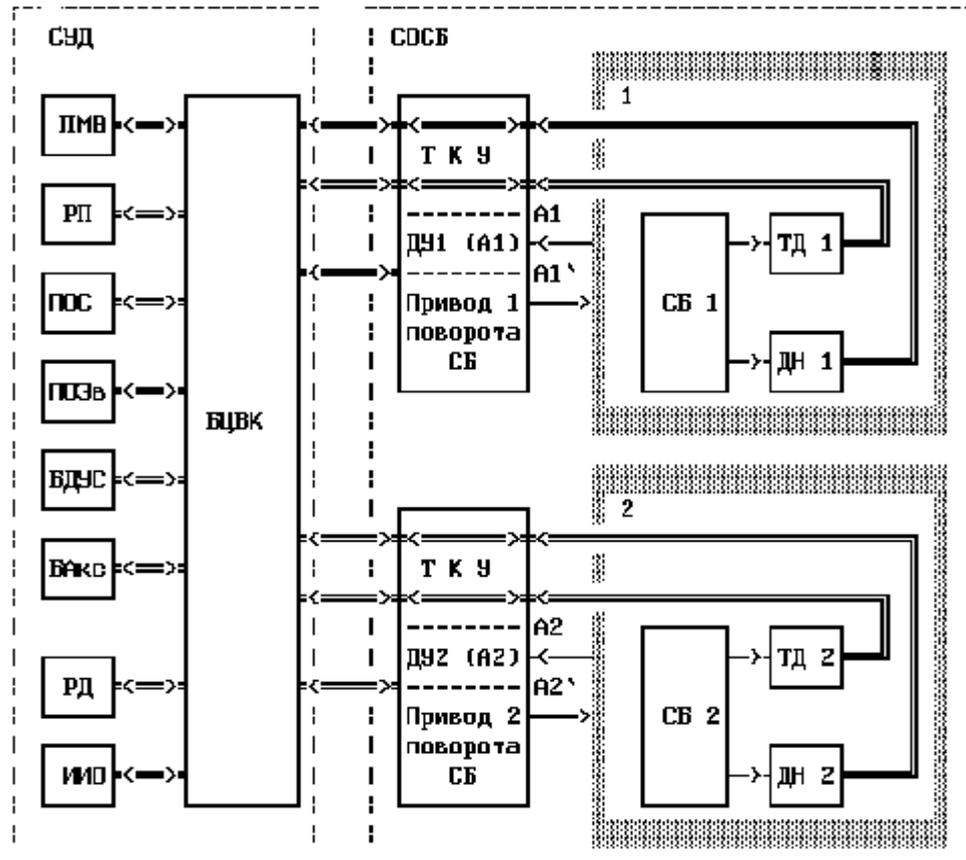


Рис.1.3.7.1. Расширенный состав СУД

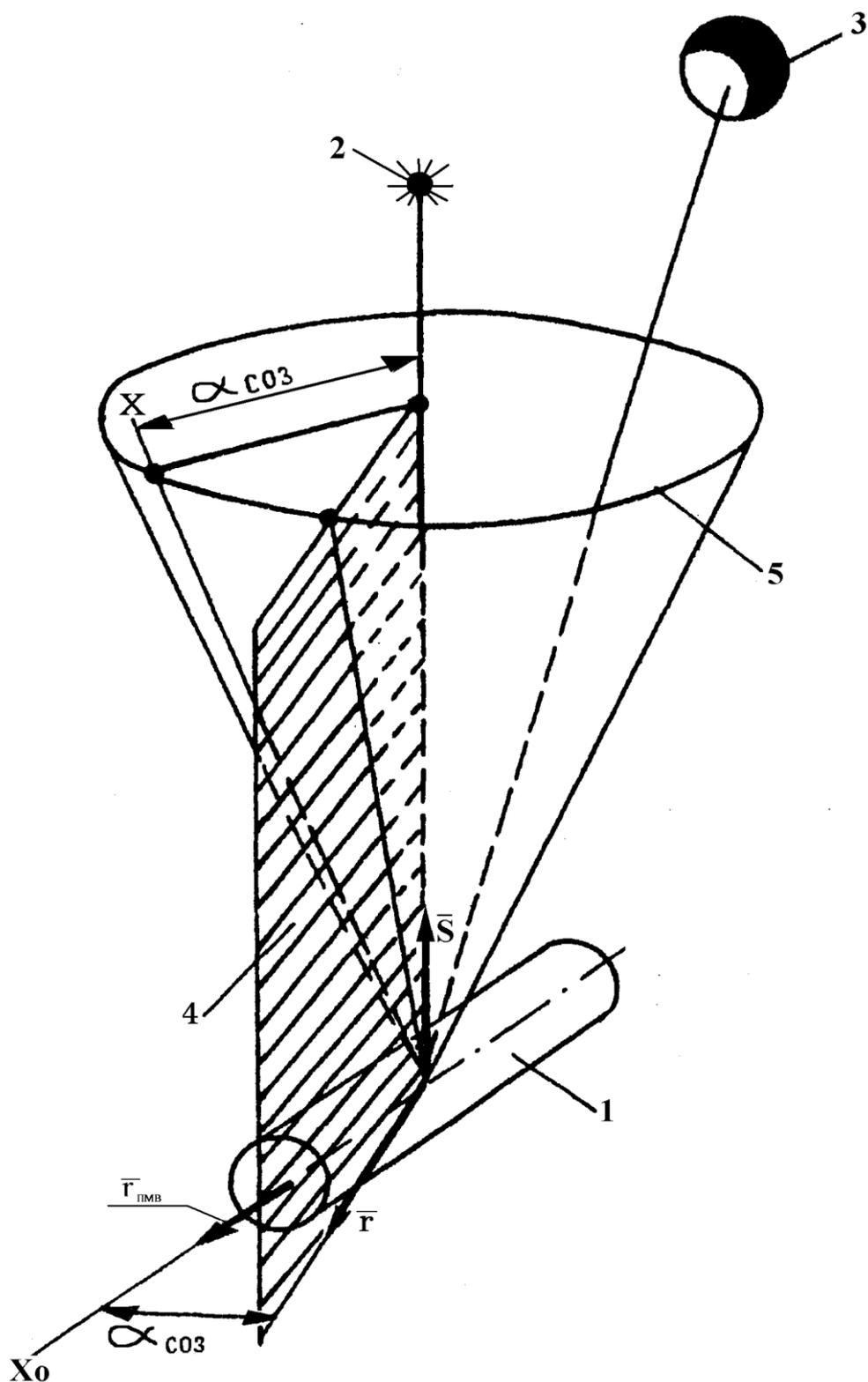


Рис.1.4.1. Построение трехосной ориентации КА Землю после отделения от последней ступени ракеты – носителя

Фиксируют в ССК КА вектор \vec{r} , проекции которого на оси КА равны компонентам вектора Солнца в ОСК: $r_{bx} = S_{qx}$, $r_{by} = S_{qy}$, $r_{bz} = S_{qz}$.

Для трехосной ориентации КА в ОСК: поворачивают КА до совмещения \vec{r} с \vec{S} , после чего поворачивают КА вокруг \vec{r} до совмещения $\vec{r}_{ПМВ}$ с направлением на Землю.

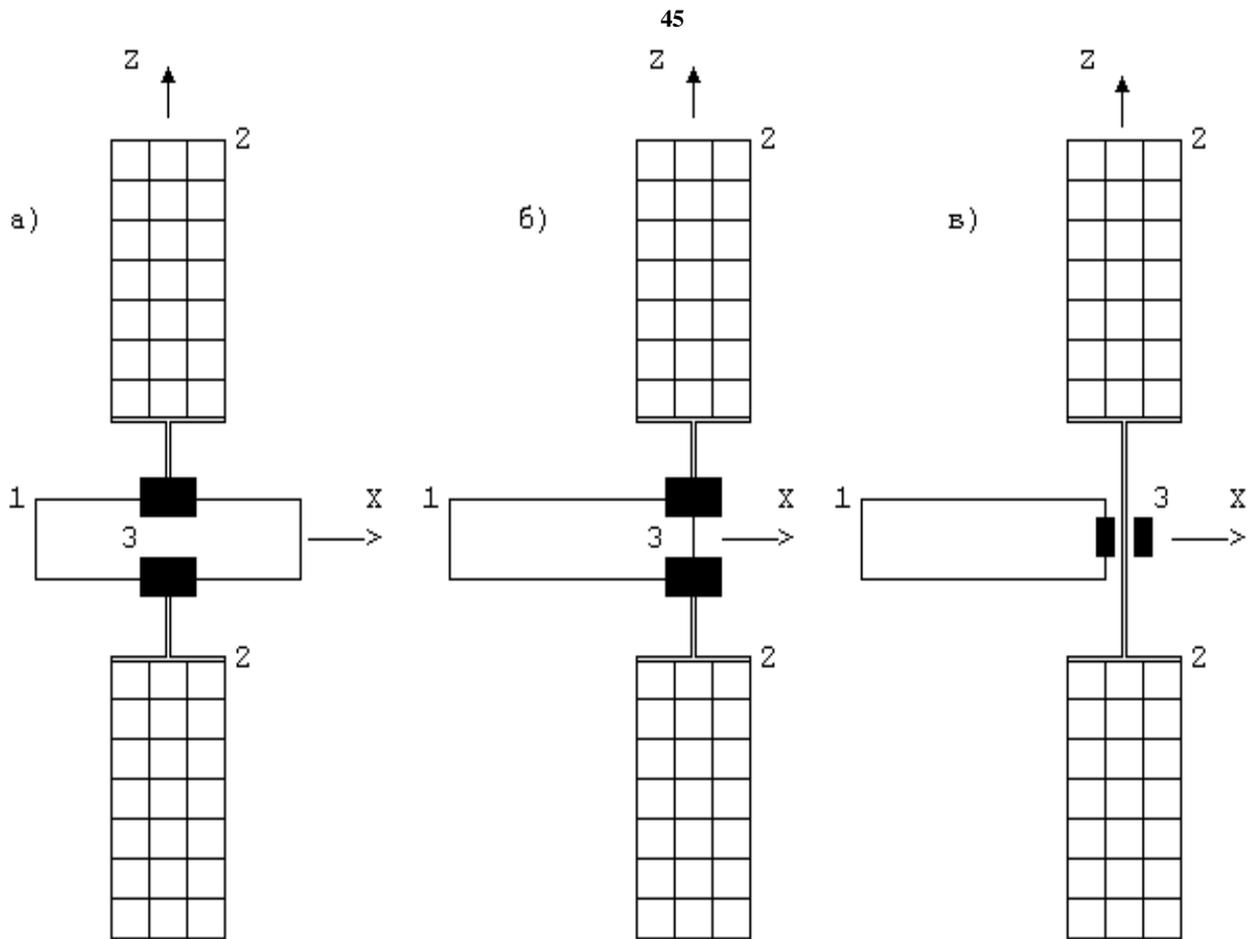


Рис.1.5.4.1

1 - корпус космического аппарата 3 - приводы поворота панелей
 2 - панели солнечных батарей солнечных батарей

Устойчивость во взаимосвязанных каналах управления КА по крену и рысканию обеспечивается путем увеличения момента инерции КА (по сравнению с компоновкой, приведенной на рис.1.5.4.1а) вокруг оси Z, ориентируемой при поддержании трехосной орбитальной ориентации по вектору орбитальной угловой скорости. Указанное утверждение следует из анализа уравнения, описывающего движение КА по каналу рыскания при условии поддержания ориентации КА по каналам тангажа и крена (угловые скорости и угловые отклонения по тангажу и крену близки к нулю):

$$A \frac{d^2\psi}{dt^2} + [H + (C - B) \cdot \Omega_o \cdot \cos\psi] \cdot \Omega_o \cdot \sin\psi = 0 \quad ,$$

где A, B, C - моменты инерции КА по каналам рыскания (ось X), крена (ось Y), тангажа (ось Z),
 Ω_o - орбитальная угловая скорость,

ψ - угол рыскания ($\psi = 0$ - при ориентации оси тангажа Z по вектору орбитальной угловой скорости),

H - кинетический момент инерционных исполнительных органов в проекции на строительную ось тангажа.

Устойчивость обеспечивается при выполнении неравенства:

$$H + (C - B) \cdot \Omega_o > 0 \quad .$$

Таким образом, при $C > B$ устойчивость равновесного положения КА ($\psi = 0$) существует сама по себе, независимо от работы гироскопических инерционных исполнительных органов (как при $H = 0$, так и при $H \neq 0$). Ненулевой номинал кинетического момента H дополнительно обеспечивает только два равновесных положения КА по каналу рыскания $\psi = 0$ и $\psi = 180^\circ$, из которых устойчиво лишь одно, отвечающее ориентации КА по каналу рыскания ($\psi = 0$).

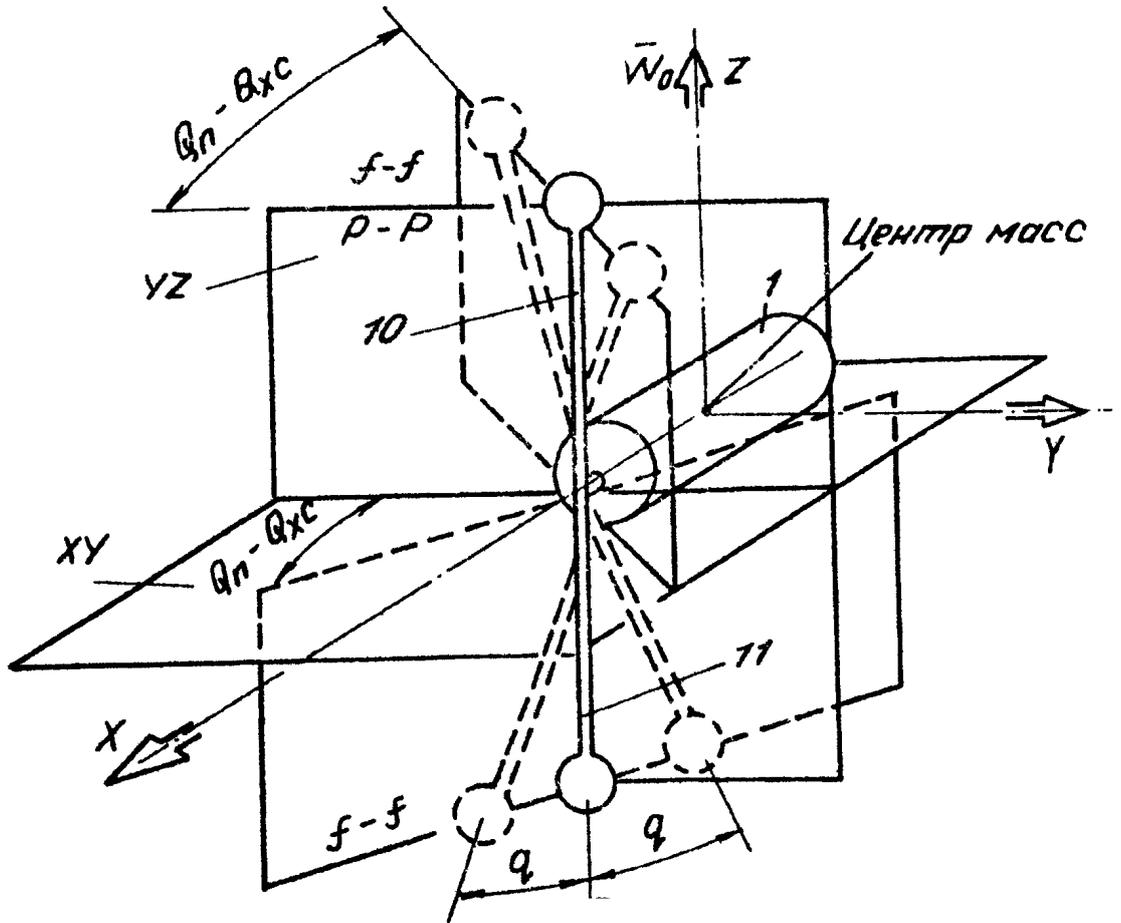


Рис.1.6.3.1. Штанги двух симметрично расположенных параллельно оси тангажа и смещенных вдоль оси рыскания X от центра масс КА панелей СБ выполнены с неравной (анизотропной) жесткостью в различных направлениях для обеспечения перекачки энергии упругих колебаний из канала тангажа с низкими демпфирующими характеристиками в каналы крена-рыскания с более сильными демпфирующими характеристиками

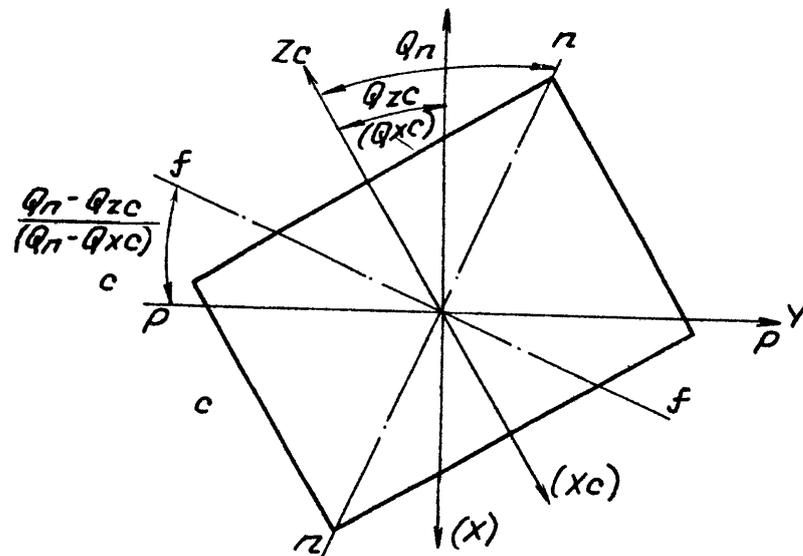
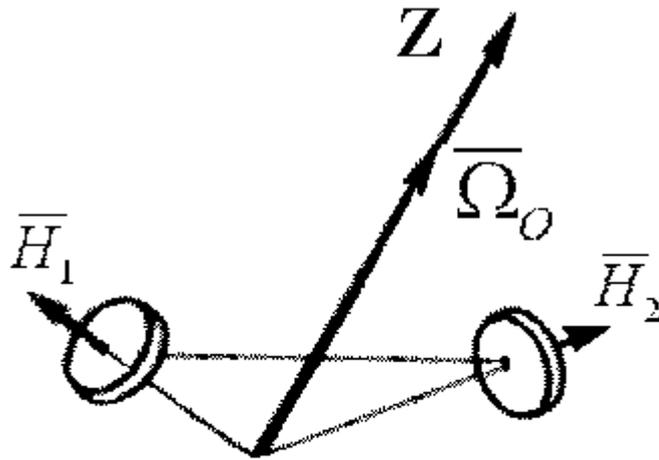


Рис.1.6.3.2. Поперечное сечение в виде прямоугольника для обеспечения косоугольного изгиба



*Гироскопические моменты в
опорах подшипников маховиков.*

$$\bar{M}_1 = [\bar{H}_1 \times \bar{\Omega}_0] \quad \bar{M}_2 = [\bar{H}_2 \times \bar{\Omega}_0]$$

Рис. 1.9.1. V-образная схема установка управляющих маховиков

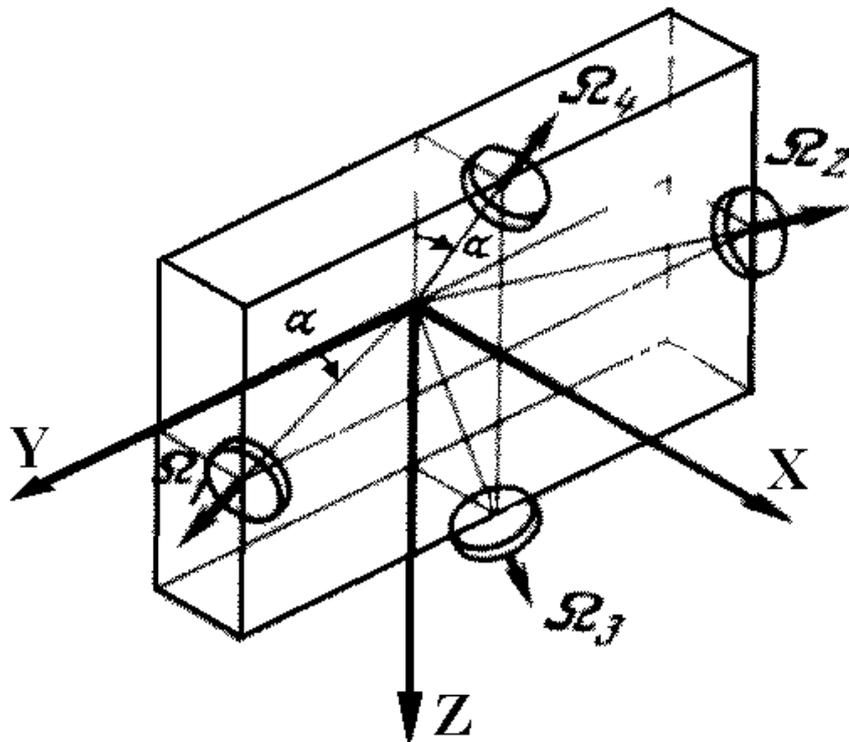


Рис. 1.9.2. Схема установка четырех управляющих маховиков

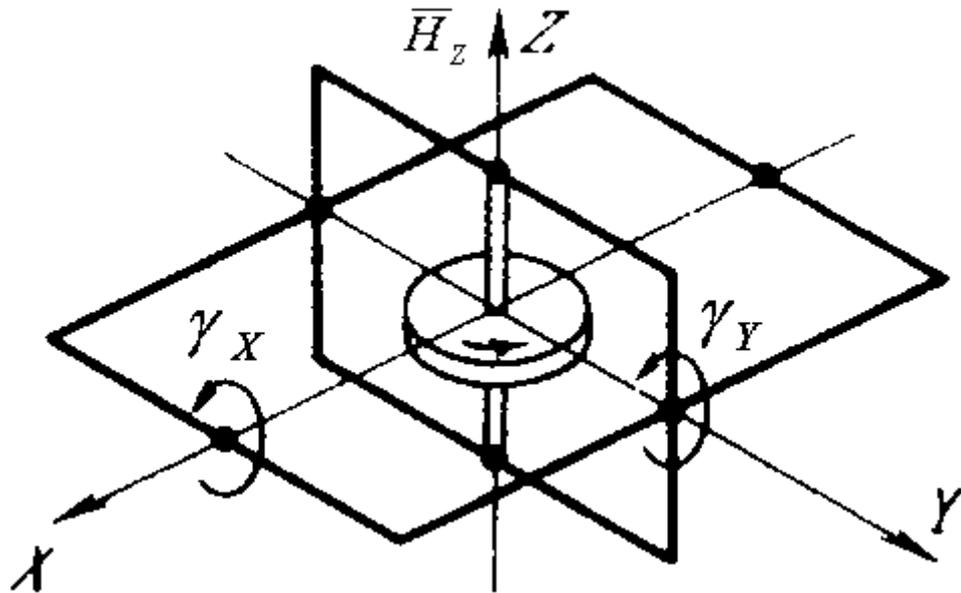


Рис. 1.9.3. Схема установка управляющего маховика с регулируемой скоростью вращения в двухрамочном кардановом подвесе

\bar{H}_z - регулируемый вектор кинетического момента маховика вокруг оси "Z"
 γ_X, γ_Y - регулируемые углы поворота рамок маховика вокруг осей "X" и "Y"