

А. В. ФОМИЧЕВ

Системы управления космических летательных аппаратов

1. МЕХАНИКА ПОЛЁТА И ЗАДАЧИ ТЕОРИИ ДВИЖЕНИЯ КА

Механикой космического полета называется раздел механики, изучающий движение искусственных небесных тел – космических аппаратов (КА).

Теория движения КА тесно связана с классической небесной механикой, использует ее постановки и методы. *Небесная механика* – раздел астрономии, изучающий движение естественных небесных тел (звезд, планет и их спутников, астероидов, комет) на основе закона всемирного тяготения. В небесной механике, прежде всего, анализируется траектория движения небесного тела. *Траектория* – непрерывная линия, которую описывает центр масс тела при его перемещении в пространстве. Траектория, по которой движется вокруг центрального тела центр масс планеты, спутника планеты, искусственного спутника и т.д., называется *орбитой*. Принципиальное отличие космической баллистики от небесной механики состоит в том, что она не просто констатирует и изучает естественные явления, а обеспечивает возможность формирования орбит КА и контроль их движения.

Описание и исследование траектории является очень важным элементом теории движения КА. Рассматривая КА как динамический объект, выделяют два типа его движения: активное и пассивное. На *активном* участке полета на КА включен ракетный двигатель, КА совершает управляемое движение, характеристики которого во многом определяются тягой РД. Активные участки полета для традици-

онных двигателей и КА занимают имеют малую продолжительность, изучаются в космической баллистике и требуют *оперативности решения*, что возможно с помощью специально разрабатываемых алгоритмов и применения совершенной вычислительной техники. *Пассивные* участки полета – это такие, на которых ракетный двигатель КА выключен. Они занимают преобладающую часть всей траектории КА. Движение КА на пассивных участках полета описывается теми же уравнениями, что и движение естественных небесных тел.

Изучая движение КА, приходится анализировать большое число различных траекторий и выбирать из них *оптимальные*, удовлетворяющие определенным ограничениям и критериям. Такое исследование с использованием численного интегрирования достаточно полных уравнений движения КА даже с использованием современных быстродействующих ЭВМ требует больших затрат времени.

В теории движения КА наряду с методами точного исследования траекторий КА разрабатываются и приближенные методы для оценки влияния различных факторов на движение КА. На начальном этапе проектирования КА особое значение приобретает необходимость поиска простых приближенных зависимостей, позволяющих быстро анализировать большое число возможных вариантов КА, наглядно представлять влияние основных параметров КА на его траекторию. На основе этих зависимостей выбирается небольшое число вариантов КА, удовлетворяющих поставленным требованиям, которые в дальнейшем исследуются с применением точных методов.

Задачи теории движения КА. На различных этапах проектирования, производства и эксплуатации КА возникает большое число задач, решение которых обеспечивает механика космического полета.

Из них можно выделить следующие задачи:

- нахождение траектории КА по заданным его параметрам и программе движения;
- проектирование траектории КА;
- анализ влияния параметров КА на его траекторию;
- анализ влияния возмущающих факторов на траекторию КА;
- анализ управления движением КА.

Основная задача. Пусть известны проектные параметры КА и программа движения КА. Требуется определить траекторию КА (программную траекторию), характеристики движения КА (подразумеваются кинематические характеристики, определяющие положение КА относительно планет, Солнца, измерительных пунктов и т.д.).

Основная задача теории движения отвечает на вопрос, какова траектория заданного КА с заданной программой движения.

Решение основной задачи теории движения КА проводится как на ранних этапах проектирования КА, так и на более поздних этапах (даже на этапе эксплуатации КА) и, прежде всего, предполагает необходимость разработки математической модели, описывающей движение КА. Постановка такой задачи на разных этапах полета существенно изменяется, поскольку изменяется модель движения.

Второй задачей теории движения можно считать задачу выбора программы движения КА, которая обеспечивает для заданного КА выполнение заданной транспортной задачи (заданного космического маневра, попадания на заданную конечную орбиту, в окрестность планеты-цели и т.д.). Для этапа проектирования КА такую задачу целесообразно называть **задачей проектирования траектории КА**.

При решении этой задачи возникает проблема выбора среди траекторий, обеспечивающих решение заданной транспортной задачи, такой траектории, которая удовлетворяет дополнительным требованиям. Среди этих требований важное место отводится условиям оптимальности или рациональности траектории. Поясним это. Выполнение поставленной перед КА транспортной задачи часть возможно по многим траекториям, с использованием ряда программ движения. В этом случае из траекторий следует выбрать в определенном смысле лучшую, рациональную. Критериев оптимальности (рациональности) весьма много. Это, прежде всего, затраты топлива, характеристики точности выполнения заданного космического маневра, точности удовлетворения конечных условий движения, характеристики потребных для выполнения движения навигационных систем, систем управления, систем ориентации и т.д.

Таким образом, задача проектирования траектории КА рассматривается как задача нахождения такой программы движения КА и соответствующей ей программной траектории, которая удовлетворяет конечным условиям движения, кинематическим, динамическим

ограничениям, ограничениям по точности и требует для своего осуществления минимальных энергетических затрат. В условиях определенной точности модели самого КА, точности математической модели его движения постановка данной задачи в ряде случаев оказывается практически нецелесообразной. Поэтому требования минимальных энергетических затрат заменяют требованием достаточного приближения энергетических затрат к минимальным. При этом удается использовать простые законы управления движением КА, которые в своей реализации не требуют переусложненных систем навигации, ориентации и управления и дают возможность учитывать большое число важных практических факторов, трудно формализуемых в математической модели.

Третьей задачей теории движения КА можно считать **задачу анализа влияния параметров КА на его траекторию**. Проектные параметры КА в общем случае влияют на траекторию аппарата. Начальная тяговооруженность КА будет влиять на интенсивность набора им скорости, аэродинамические параметры КА (например, баллистический коэффициент) будут во многом определять траекторию спуска КА в атмосфере и т.д. Оценить это влияние, дать рекомендации по выбору программы движения КА в зависимости от его параметров и является сущностью этой задачи.

Четвертая задача теории движения КА в приведенной классификации есть **анализ влияния возмущающих факторов на траекторию КА**.

К возмущающим факторам относят те физические явления, которые не были учтены в математической модели движения КА. Это могут быть неучтенные силы в уравнении сил, различные случайные факторы. Например, ошибки начальных условий движения КА, погрешности измерения характеристик движения, используемые при работе системы управления, отклонения параметров КА от номинальных значений и т.д. Важно выявить, как эти возмущающие факторы влияют на траекторию КА, к каким погрешностям в конечных характеристиках движения они приводят.

Пятой задачей теории движения является **задача анализа управления движением КА**. Она не может быть решена без рассмотрения теории навигационных измерений, теории стохастических систем управления и анализа систем управления движением КА.

2. ОСНОВНЫЕ ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КА

Как уже отмечалось выше, в начале на этапе наземной проработки, в соответствии с целью космического полета и имеющимися техническими средствами её выполнения разрабатывается **программа** управления движением КА и синтезируется **программная (номинальная) траектория** полета, оптимальная (в том или ином смысле). При расчете программы полета и ее оптимизации принимаются во внимание основные силы и факторы, действующие на КА:

— гравитационное поле с учетом его нецентральности за счет множества притягивающих центров, несферичности планет и т.п.;

— реактивная сила двигателей;

— сопротивление атмосферы;

— внутренние и внешние моменты – за счет вращения частей КА; изменения в пространстве его ц.м. и т.п.

Программа определяет расписание программных управляющих воздействий на КА для проведения его вдоль программной траектории.

Далее выбираются доступные **технические средства** и производится их комплексирование в систему, позволяющую наилучшим образом на практике реализовать программу полета. На этом этапе производится учет динамических особенностей этих технических средств с целью выявления тех возмущающих факторов, которые неизбежно будут внесены в программу при их функционировании (неточность угловой установки двигателя, несвоевременность отсечки, инерционность рулевых приводов и т.п.).

Совместный учет динамики и технического воплощения системы позволяет рассчитать **коррекцию программы**, учитывающую компенсацию возмущений. Коррекция также оптимизируется в смысле того или иного критерия (в большинстве случаев того же, что и в программе, а именно – минимизация энергетических затрат).

Программа управления полетом совместно с коррекцией системы составляет **алгоритм управления** движением КА.

Задача системы управления полетом – реализация алгоритма управления.

На разных этапах полета эта общая задача распадается на ряд частных проблем по видам выполняемых маневров (вывод на орбиту, коррекция межпланетной траектории на этапе пассивного полета, сближение и стыковка, посадка, изменение орбиты и т.д.). Однако более целесообразно общую задачу, решаемую СУ полетом, разделить по функциональному назначению на:

- управление движением центра масс (ц.м.) КА;
- управление движением относительно ц.м. КА.

Первый тип движения относится к длиннопериодическому (в связи с относительно большой временной протяженностью интервала управления), второй тип в этом смысле – короткопериодический.

Управление КА – это изменение с определенной точностью параметров движения центра масс КА и параметров движения вокруг центра масс в соответствии с заранее заданными (или формирующимися в процессе движения) законами.

Управление движением КА осуществляется **системами управления (СУ)**, которые представляют комплекс систем автоматического регулирования, каждая из которых решает свою частную задачу.

Система управления движением (СУД) центра масс состоит из **систем навигации, наведения и стабилизации**. В простейшем случае роль СУД может выполнять программное устройство.

Система управления движением относительно центра масс, или **система управления угловым движением**, состоит из **системы ориентации и системы стабилизации**.

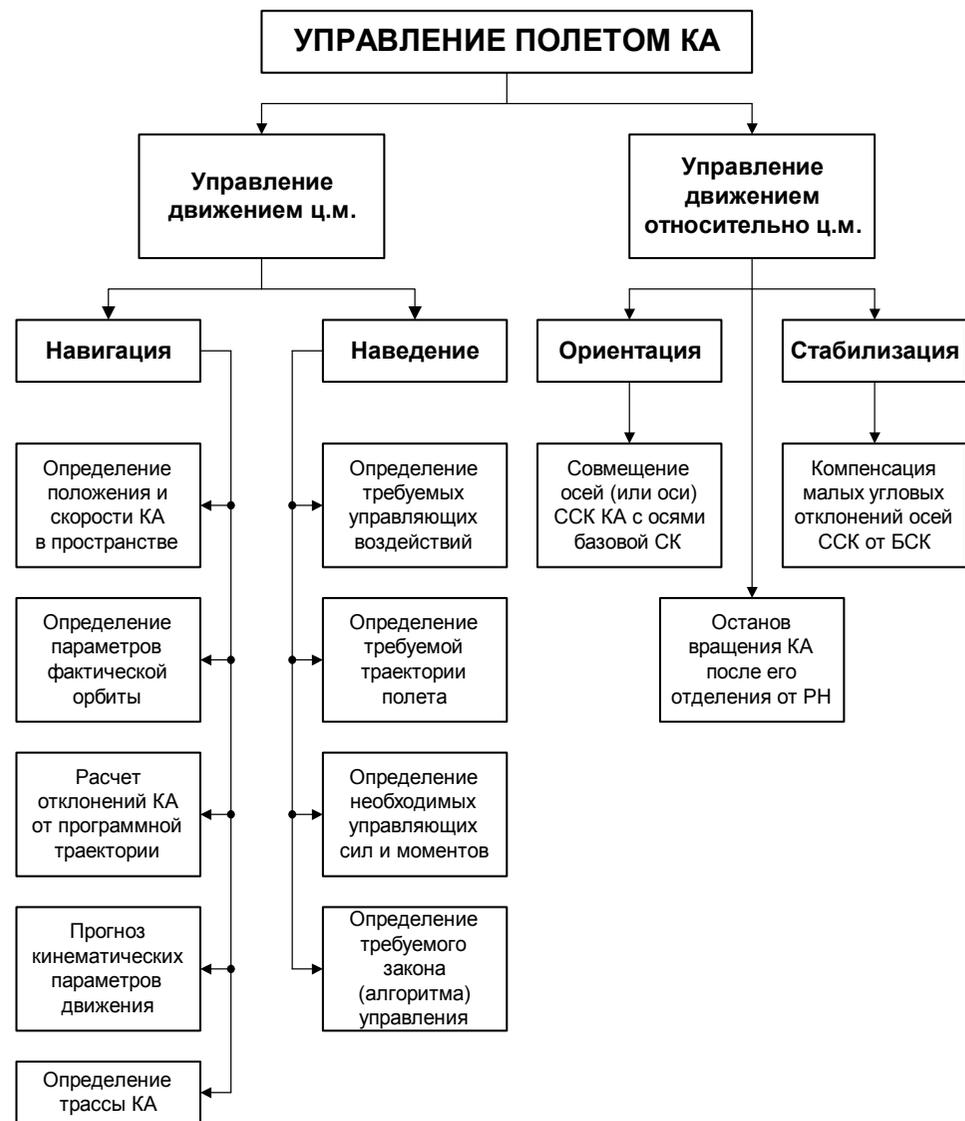


Рис. 1

Указанное разделение задач управления можно развернуть в виде следующей схемы (Рис. 1).

Рассмотрим подробнее решаемые здесь частные задачи.

Основная задача навигации – определение истинных текущих кинематических параметров движения КА (его координат и скорости в инерциальной СК) на основе измерения доступных навигационных параметров, характеризующих в общем случае возмущенную траекторию.

Наряду с основной задачей может быть решен ряд дополнительных задач:

- определение параметров фактической орбиты КА;
- расчет текущих отклонений КА от программной траектории;
- прогноз кинематических параметров движения на заданный предстоящий момент времени;
- определение трассы КА: текущих координат проекции ц.м. КА на поверхность Земли и т.д.

Основная задача наведения – определение требуемых управляющих воздействий, которые обеспечат приведение КА в заданную точку пространства, с заданной скоростью, в заданный момент времени с учетом текущих кинематических параметров движения, полученных в результате решения задачи навигации, известных динамических характеристик объекта и системы управления, а также заданных ограничений (энергоресурс, максимальная тяга двигателя и т.п.).

В частных случаях общая задача наведения с фиксированным временем прибытия может упрощаться в задачу со свободным временем прибытия, когда время прибытия КА к цели не играет существенной роли. Кроме того, задав требования только на точность ко-

нечных координат положения КА, либо, только на конечную скорость, можно вдвое сократить размерность вектора состояния КА в терминальной (конечной) точке траектории.

При решении основной задачи наведения, возможно, потребуются решение некоторых дополнительных задач:

- определение требуемой траектории полета к терминальной точке из данного положения в пространстве;
- определение необходимых сил и моментов для выполнения маневра перехода с фактической орбиты на требуемую;
- определение закона изменения управляющего воздействия в зависимости от текущих параметров движения и т.п.

Ориентация КА – это управление угловым движением КА для придания определенного углового положения относительно небесных тел, силовых линий магнитного или гравитационного полей, а также других выбранных направлений, называемых опорными или базовыми системами отсчета. Система управления, приводящая угловое положение КА к заданному, называется **системой ориентации (СО)**. Она осуществляет построение на борту КА базовой системы отсчета, «запоминает» её и вырабатывает сигналы для поворота КА по заданной программе вокруг одной или нескольких осей.

Стабилизация КА – это управление угловым движением КА вокруг центра масс, в процессе которого устраняются неизбежно возникающие в полете угловые отклонения осей, связанных с КА, от соответствующих осей опорной системы отсчета. Система управления,

поддерживающая заданное значение углов (или угловых скоростей), называется *системой стабилизации (СС)*. Заданные значения углов могут быть равны нулю, задаваться системой ориентации или вводиться программным устройством.

Стабилизация и ориентация КА с требуемой точностью – одна из основных задач СУ.

Кроме ориентации и стабилизации, система управления угловым движением КА выполняет также функции *успокоения*, которые заключаются в том, чтобы за короткое время погасить большие угловые скорости, возникающие, например, в момент отделения КА от ракеты-носителя и достигающих нескольких градусов в секунду. Для гашения больших начальных угловых скоростей и ориентации КА в пространстве заданным образом используются специальные *системы предварительного успокоения*.

Первые КА – искусственные спутники Земли (ИСЗ) – вращались в пространстве, не имея никакой ориентации. В дальнейшем в связи с увеличением объема задач, возложенных на ИСЗ, и по мере развития и усложнения космической техники возникла необходимость ориентировать и стабилизировать КА во время полета. Ориентированные КА имеют следующие преимущества:

- лучшие информативные свойства направленных антенн;
- большую эффективность солнечных батарей;
- лучшие условия для терморегулирования;
- лучшие условия для измерений и наблюдений в космосе и т.д.

3. КЛАССИФИКАЦИЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛОТОМ КА

I. По роду решаемой задачи различают системы управления:

- выводением КА на орбиту искусственного спутника Земли (ИСЗ);
- межорбитального перехода (сход со спутниковой орбиты или переход на нее; переход между спутниковыми орбитами с сильно различающимися параметрами и т.д.);
- коррекцией траекторий;
- сближением и стыковкой КА;
- спуском в атмосфере планеты;
- мягкой посадкой на планеты с сильно разреженной атмосферой.

II. По характеру управляющих воздействий системы управления делятся на 2 класса:

1. *Системы управления маневром (СУМ)* КА, где под маневром понимается совместное регулирование положения и скорости КА путем изменения по величине и направлению главного вектора внешних сил, величина которых в этом случае весьма значительна, а время действия – продолжительно.

К этому классу систем относятся:

- СУ выводением КА на орбиту;
- СУ на активных участках межорбитальных переходов;
- СУ спуском в атмосфере;
- СУ мягкой посадкой на поверхность планет с сильно разреженной атмосферой, либо вообще лишенных ее.

В СУМ КА принципиально необходимо непрерывное вычисление текущего положения и скорости аппарата для обеспечения наложенных на них требований в конце активного участка.

2. Системы коррекции траектории движения КА. В этом случае величина управляющей силы невелика, а сам управляющий двигатель включается на короткое время, поэтому можно считать, что управляющее воздействие представляет собой импульсное изменение вектора скорости КА при неизменном положении его в пространстве. Коррекции траектории обычно предшествуют длительные участки пассивного полета КА, на которых решается навигационная задача и вычисляется прогноз кинематических параметров траектории на момент предстоящей коррекции.

К этому классу систем относятся:

- СУ коррекцией межпланетных траекторий;
- СУ сближением КА.

III. В зависимости от участия в управлении полетом наземного комплекса различают:

- **автономные системы управления** движением (задачи навигации и наведения решаются бортовым комплексом управления);
- **неавтономные системы** (бортовой комплекс управления работает во взаимодействии с наземным комплексом).

IV. В зависимости от доли участия космонавта-оператора в процессе управления различают:

- **автоматические системы** (САУ), решающие задачу без участия человека;
- **автоматизированные системы** (АСУ), в которых на человека возлагаются функции оперативного контроля за ходом решения задачи;
- **ручные системы**, в которых космонавт-оператор входит в контур управления как самостоятельное динамическое звено.

4. СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ И КА

До отделения КА от ракеты-носителя (РН) они представляют собой единый летательный аппарат, для управления которым, казалось бы, достаточно иметь общую систему управления, установленную на КА. Однако на практике, учитывая необходимость обеспечения высокой надежности космических экспериментов, считают обязательным снабжать собственными системами управления, как ракету-носитель, так и КА.

Для современного этапа развития ракетно-космической техники такой подход оправдан и объясняется следующими причинами:

- существенно отличны условия полета рассматриваемых объектов: многократные перегрузки и невесомость, изменяющаяся в широком диапазоне плотность воздуха и вакуум;
- из-за различия условий полета и специфики решаемых задач отличны конструкции сравниваемых объектов: тандемная и пакетная связки тел удлиненной цилиндрической формы с прочным корпусом, на 80...90 % заполненным жидкостью, и разнообразные по форме те-

ла вращения, относящиеся к классу тонкостенных оболочек и содержащие незначительные по объему емкости с жидкостью.

Указанные причины являются следствием того, что по аппаратному составу системы управления ракет-носителей и КА также отличны друг от друга. Это означает, что приборы и агрегаты системы управления РН могут оказаться ненужными на орбите.

Перспективные многоразовые КА, например, аэрокосмические самолеты с горизонтальным стартом и такой же посадкой, должны иметь многофункциональные системы управления, созданные на базе самых передовых достижений в области авиационной и космической техники.

Система управления РН обеспечивает движение КА по заранее заданной или оптимизируемой в процессе полета траектории с целью доставки КА в заданную точку космического пространства с требуемой по значению и направлению линейной скоростью. Управление при жесткой траектории является предпочтительным с точки зрения простоты аппаратной реализации систем управления. Оптимальное терминальное управление по гибким траекториям возможно только при наличии в замкнутом контуре системы управления быстродействующей бортовой цифровой вычислительной машины (БЦВМ).

Система управления ракеты-носителя состоит из нескольких подсистем (Рис. 2).

Система стабилизации центра масс или система наведения (СН) включает в себя:

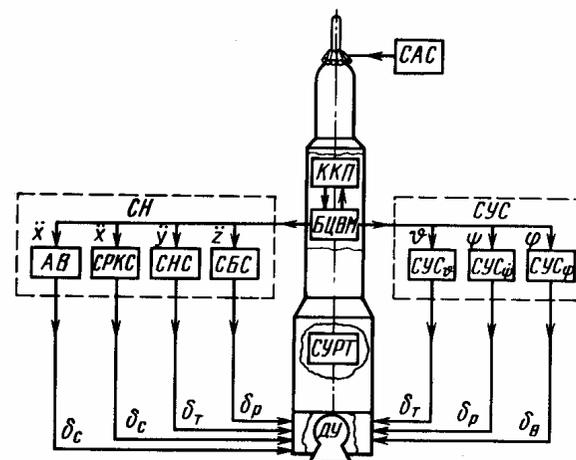


Рис. 2. Структурная схема системы управления ракеты-носителя

- АВ – автомат выведения,
- СРКС – система регулирования кажущейся скорости,
- СНС – система нормальной стабилизации
- СБС – система боковой стабилизации.

Работа СН возможна только в том случае, если в любой момент известна ориентация вектора тяги двигательной установки (ДУ).

Задачи по стабилизации и изменению углового положения ракеты-носителя относительно центра масс решает система угловой стабилизации (СУС), состоящая из трех каналов:

- канала тангажа $СУС_{\Theta}$ – стабилизатора угла тангажа Θ ,
- канала рыскания $СУС_{\psi}$ – стабилизатора угла рыскания ψ ,
- канала вращения $СУС_{\phi}$ – стабилизатора угла вращения ϕ .

Перечисленные каналы управляют отклонением исполнительного органа (ИО) стабилизатора угла тангажа на угол δ_{τ} , стабилиза-

тора угла рыскания на угол δ_p , стабилизатора угла вращения на угол δ_v и винта точного редуктора системы регулирования кажущейся скорости (СРКС) на угол δ_c .

Информация с ракеты-носителя поступает во все подсистемы через БЦВМ от комплекса командных приборов (ККП). Проекции линейного ускорения центра масс \ddot{x} , \ddot{y} , \ddot{z} на оси выбранной системы координат измеряют акселерометры или гироскопические интеграторы линейных ускорений (ГИЛУ), а углы ϑ , ψ , φ , характеризующие положение ракеты-носителя относительно центра масс соответственно по каналам тангажа, рыскания и вращения, – гироскопы направления или трехосный гиростабилизатор (ТГС).

Вертикально стартующие ракеты-носители нуждаются в больших запасах жидкого топлива. По отношению к стартовой массе эти запасы составляют 80...90 %. Для облегчения работы системы управления и уменьшения гарантийных запасов топлива в ее состав включают систему управления расходом топлива (СУРТ).

С целью обеспечения безопасности пилотируемых полетов должна быть предусмотрена система аварийного спасения (САС), управляющая собственной ДУ, расположенной над КА и жестко связанной с ним. Команда на включение этой ДУ поступает от специальных датчиков аварийного состояния.

В многоразовых космических системах предусмотрен безопасный спуск или возвращение к месту старта и мягкая посадка отрабо-

тавших ступеней ракет-носителей. Очевидно, что возвращаемые ступени должны иметь собственные системы управления, отличающиеся от систем управления ракет-носителей. Такие системы управления должны быть просты, иметь минимальные массу и габаритные размеры. Разделение на подсистемы управления центром масс и относительно центра масс такое же, как в системах управления ракет-носителей.

У КА системы управления более разнообразны, чем у РН поскольку значительно шире круг решаемых ими функциональных задач. Структура системы управления (Рис. 3) зависит от маневров, выполняемых КА.

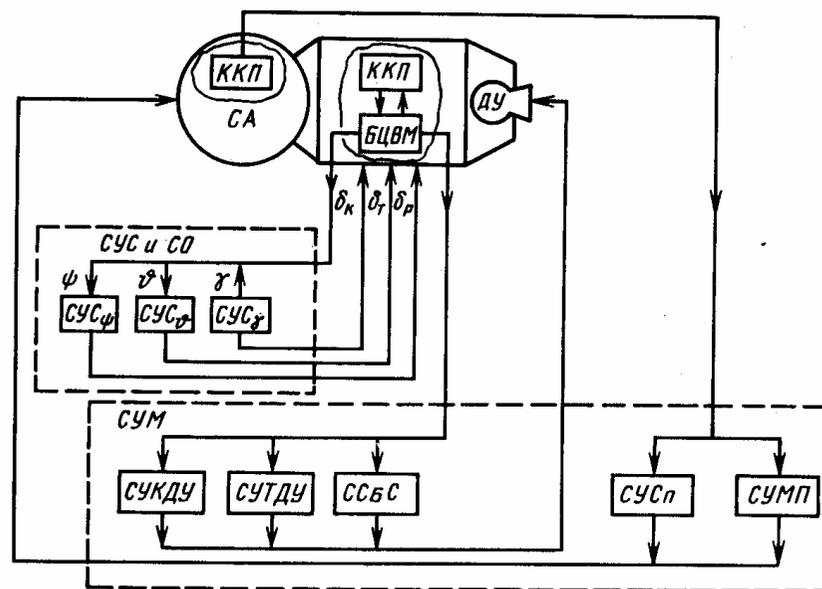


Рис. 3. Структурная схема системы управления КА

Решение многих функциональных задач, а также управляемое движение центра масс КА возможны только в том случае, если оси связанной системы координат требуемым образом выставлены относительно осей базовой системы координат и удерживаются в таком положении с заданной точностью. Эти задачи решаются СУС и системой ориентации (СО), создающими управляющие воздействия, пропорциональные углам δ_p , δ_T , δ_k , где δ_k – угол поворота ИО, регулирующего угол крена γ .

Для выполнения маневров необходимо знать положение КА относительно его центра масс, чтобы можно было выполнить пространственную стабилизацию и ориентацию вектора тяги ДУ. Система управления маневром (СУМ) или систем управления движением центра масс решают эти задачи.

Система управления корректирующей двигательной установкой (СУКДУ) и система управления тормозной двигательной установкой (СУТДУ) близки по своей структуре. Принципиально они могут иметь общую ДУ, способную работать при многократных включениях. Однако на ранней стадии развития космонавтики стремление повысить надежность этих ответственных маневров приводило к необходимости установки на КА двух очень близких по функциональному назначению и структуре систем управления движением ц.м.

Система сближения и стыковки (ССбС) устанавливается на КА, предназначенных, например, для инспекции других КА или доставки на них различных грузов.

Спускаемый аппарат (СА) после отделения должен управляться на участке спуска с помощью системы управления спуском (СУСп), а при мягкой посадке с помощью системы мягкой посадки (СУМП). Очевидно, что управляемое движение возможно только в том случае, если в систему управления СА входят собственные командные датчики.