РЕФЕРАТ

СПУСК И ПОСАДКА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ (КА)

НА ПЛАНЕТЫ БЕЗ АТМОСФЕРЫ

Изучение Солнечной системы с помощью космических аппаратов вносит большой вклад в развитие естественных наук.

Большое внимание к Солнцу определяется вечно живущим в человеке желанием понять, как устроен мир, в котором он живет. Но если раньше человек мог только наблюдать движение небесных тел и изучать на расстоянии некоторые (зачастую малопонятные) их свойства, то сейчас научно-техническая революция дала возможность достичь ряда небесных тел Солнечной Системы и провести наблюдения и даже активные эксперименты с близкого расстояния в их атмосферах и на поверхностях. Эта возможность детального изучения «на месте» изменяет саму методологию изучения небесных тел, которая уже сей-час широко использует арсенал средств и подходов, применяе-мых в комплексе наук о Земле. На стыке планетной астрофизи-ки и геологии идет формирование новой ветви научного знания - сравнительной планетологии. Параллельно на базе законов электродинамики, атомной физики и физики плазмы идет форми-рование другого подхода к изучению Солнечной системы - кос-мической физики. Все это требует развития методов и средств космических исследований, т.е. разработки, проектирования, изготовления и запуска космических аппаратов.

Главное требование, предъявляемое к КА,- это его на-

* 2 -

дежность. Основными задачами спускаемых и посадочных (ПА) аппаратов являются торможение и сближение с поверхностью планеты, посадка, работа на поверхности, иногда взлет с по-верхности для доставки возвращаемого аппарата на землю. Для обеспечения надежного решения всех этих задач при проекти-ровании СА и ПА необходимо учитывать условия в окрестностях и на поверхности изучаемого тела: ускорение свободного па-дения, наличие или отсутствие атмосферы, а также ее свойс-тва, характеристики рельефа и материала поверхности и т.д. Все эти параметры предъявляют определенные требования к конструкции спускаемого аппарата.

Спуск является очень важным этапом космического полета, так как только успешное его выполнение позволит решить пос-тавленные задачи. При разработке СА и ПА принимаются две принципиально различные схемы спуска:

с использованием аэродинамического торможения (для планет, имеющих атмосферу);

с использованием тормозного ракетного двигателя (для планет и других небесных тел, не имеющих атмосферы).

Участок прохождения плотных слоев атмосферы является решающим, так как именно здесь СА испытывают наиболее ин-тенсивные воздействия, определяющие основные технические решения и основные требования к выбору всей схемы полета.

Отметим наиболее трудоемкие и сложные задачи , решае-

* 3 -

мые при проектировании СА:

исследование проблем баллистического и планирующего спусков в атмосфере;

исследование динамики и устойчивости движения при раз-личных режимах полета с учетом нелинейности аэродинамичес-ких характеристик ;

разработка систем торможения с учетом задач научных измерений в определенных слоях атмосферы, особенностей ком-поновки спускаемого аппарата, его параметров движения и траектории.

Что касается спуска на планеты, лишенные атмосферы (классическим примером здесь является Луна), то в этом слу-чае единственной возможностью является использование тор-мозного двигателя, чаще всего жидкостного (ЖРД). Эта осо-бенность порождает дополнительные (кроме чисто баллистичес-ких) проблемы, связанные с управлением и стабилизацией СА на так называемых активных участках - участках работы ра-кетного двигателя.

Рассмотрим более подробно некоторые из этих проблем. Корни проблемы устойчивости СА на активном участке лежат в существовании обратной связи между колебаниями топлива в баках, корпуса СА и колебаниями исполнительных органов системы стабилизации.

Колебания свободной поверхности топлива, воздействуя

* 4 -

на корпус СА, вызывают его поворот относительно центра масс, что воспринимается чувствительным элементом системы стабилизации, который, в свою очередь, вырабатывает команд-ный сигнал для исполнительных органов.

Задача заключается в том, чтобы колебания замкнутой системы объект - система стабилизации сделать устойчивыми (если нельзя их исключить вовсе). Заметим, что острота этой проблемы зависит от совершенства компоновочной схемы СА, а также от структуры и параметров автомата стабилизации (АС).

Желательно, конечно, этот комплекс вопросов решить уже на стадии эскизного проектирования СА. Трудность здесь, од-нако, в том, что на этом этапе практически нет информации о системе стабилизации объекта, в лучшем случае известна структура автомата стабилизации. Поэтому проводить анализ устойчивости СА на данном этапе невозможно.

В то же время ясно, что полностью сформированный конс-

труктивный облик СА целиком (или, во всяком случае, в зна-

чительной мере) определяет его динамику - реакцию на возму-

щение в процессе посадки. Следовательно, задача теоретичес-

кого анализа заключается в выборе математического аппарата,

способного выявить эту зависимость на языке, понятном раз-

работчику. Такой аппарат существует, и он опирается на из-

вестные термины «управляемость», «наблюдаемость», «стабили-

зируемость», характеризующие именно свойства СА как объекта

* 5 -

управления в процессе регулирования.

Этот аппарат дает возможность детально изучить зависи-мость «качества» конструктивно-компоновочной схемы СА от его проектных параметров и в конечном счете дать необходи-мые рекомендации по доработке компоновки объекта либо обос-новать направление дальнейших доработок.

Обычно для стабилизации СА кроме изменения компоновки объекта используют также демпферы колебаний топлива, наст-ройку системы стабилизации и изменение ее структуры.

Итак, применительно к рассматриваемой задаче на этапе эскизного проектирования инженеру приходится решать целый комплекс задач по качественному анализу проблемы устойчи-вости в условиях относительной неопределенности в отношении целого ряда параметров. Поскольку рекомендации разработчика должны быть вполне определенными,то единственный выход - работать с математической моделью СА в режиме диалога «ин-женер - ЭВМ».

Рассмотрим другой круг задач проектирования - моделиро-вание процессов ударного взаимодействия посадочного аппара-та с поверхностью планеты.

Многие достижения отечественной и зарубежной космонав-

тики были связаны с применением посадочных аппаратов (ПА)

для непосредственного, контактного, исследования Луны и

планет Солнечной системы. Использование ПА потребовало раз-

* 6 -

работки новых теоретических и экспериментальных методов исследований, так как этап посадки, характеризуемый значи-тельными (по сравнению с другими этапами) действующими наг-рузками, аппаратурными перегрузками и возможностью опроки-дывания аппарата,является критическим для всей экспедиции. такие характеристики процесса посадки объясняются большой энергией, накопленной ПА к моменту посадки, и совокупностью многих неблагоприятных случайных действующих факторов: рельефом и физико-механическими характеристиками места по-садки, начальными характеристиками и ориентацией СА, упру-гостью его конструкции и др.

Очевидно, что в таких условиях полная оценка надежнос-ти всего этапа посадки возможна лишь при глубоком и всесто-роннем аналитическом исследовании характеристик ПА, завися-щем от наличия математических моделей процесса и расчетных (или расчетно-экспериментальных) методов организации расче-тов.

С точки зрения численного решения задача посадки, при

учете всех сторон процесса, характеризуется большим потреб-

ным машинным временем расчета для одной посадочной ситуа-

ции(до 10 с при быстродействии ЭВМ примерно 10 операций в 1

с), большим количеством возможных посадочных ситуаций, ог-

раничениями на шаг интегрирования уравнений движения СА

(резкое изменение величин действующих усилий может вызвать

* 7 -

вычислительную неустойчивость алгоритма). При параметричес-ком исследовании характеристик СА, в ряде случаев проводи-мом автоматизированно, возможно появление так называемых «окон неустойчивости», где расчет динамики аппарата нецеле-сообразен и где используется диалоговый режим работы ЭВМ для исключения из рассмотрения ряда посадочных ситуаций.

При многих инженерных расчетах, ставящих целью выбор оптимального ПА, а также при качественной оценке его харак-теристик, наиболее разумно использовать упрощенные матема-тические модели процесса (например, модель посадки на ров-ную абсолютно жесткую площадку). Потребное машинное время при этом невелико (до десятка минут) и может быть еще уменьшено за счет применения оптимальных методов и шагов интегрирования уравнений движения ПА.

При проектировании ПА многократно возникает необходи-мость оценки влияния незначительных конструктивных измене-ний на характеристики процесса или оперативной обработки результатов испытаний в найденных заранее расчетных случа-ях (критических ситуациях) посадки.

При проведении таких расчетных работ, доля которых в

общем объеме велика, наиболее выгодно использовать ПЭВМ,

обладающие такими (по сравнению с ЭВМ) преимуществами, как

доступность и оперативность. Применение ЭВМ в таких случаях

нерентабельно, так как в силу их большого быстродействия,

* 8 -

значительная часть дорогостоящего машинного времени расхо-дуется уже не на расчет, а на подготовительные операции при вводе-выводе информации или изменении начальных условий процесса. Применение ПЭВМ выгодно также при отладке сложных программ контактной динамики, предназначенных для серийных расчетов на больших ЭВМ. Время отладки таких программ, в силу их объема и структуры, зачастую превышает время их на-писания, а оперативная и постоянная отладка программ на ЭВМ в диалоговом режиме работы нежелательна из-за большого вре-мени их компиляции и неэкономичного режима работы ЭВМ.

Так как в настоящее время не происходит значительного усложнения структуры моделей процесса посадки, то одновре-менное увеличение быстродействия ПЭВМ вызывает широкое внедрение последних в расчетную инженерную практику.

# ТИПИЧНЫЕ СХЕМЫ СПУСКА.

Посадка космических аппаратов на поверхность безатмос-ферной планеты (например,Луны) обычно производится по схеме полета, предусматривающей предварительный перевод КА на планетоцентрическую орбиту ожидания (окололунную орбиту).

Перспективность и преимущество такой схемы посадки опреде-

ляются следующими обстоятельствами: свобода в выборе места

посадки; возможность проверки системы управления непосредс-

* 9 -

твенно перед спуском; возможность уменьшения массы СА, так как часть массы можно оставить на орбите ожидания (напри-мер, топливо или прочный термозащитный отсек для посадки на Землю при возвращении).

После проведения на промежуточной орбите необходимых операций подготовки к спуску включается тормозной двига-тель, и спускаемый аппарат переводится с орбиты ожидания на переходную орбиту - эллипс траектории спуска (рис.1) с пе-рицентром вблизи предполагаемого места посадки. В опреде-ленной точке переходной орбиты вновь включается двигатель и начинается участок основного торможения,на котором решается задача эффективного гашения горизонтальной составляющей вектора скорости СА.

Управление на этом участке производится по программе, обеспечивающей заданные значения координат в конце участка при минимальном расходе топлива; информация при этом посту-пает с инерциальных датчиков.

Заданные конечные значения координат определяют вид но-минальной траектории спуска на последующем участке конечно-го спуска («прецизионном» участке); спуск может осущест-вляться по вертикальной или наклонной траектории.

Типичные траектории полета на основном участке основ-

ного торможения представлены на рис.2. Кривая 1 заканчива-

ется наклонной траекторией конечного спуска, кривая 2 -

* 10 -

вертикальной траекторией.Стрелками показаны направления вектора тяги ракетного двигателя, совпадающие с продольной осью СА. На рис.3 представлена (в увеличенном масштабе) наклонная траектория полета на участке (А,О) конечного спуска.

На участке конечного спуска, измерение фазовых коорди-нат объекта производится радиолокационным дальномером и из-мерителем скорости (доплеровским локатором).

К началу этого участка могут накопиться значительные отклонения (от программных значений) координат, характери-зующих процесс спуска. Причиной этого являются случайные погрешности определения параметров орбиты ожидания, погреш-ность отработки тормозного импульса, недостоверность сведе-ний о гравитационном поле планеты, закладываемых в расчет траектории спуска.

Кроме того, полет на всех участках подвержен действию случайных возмущений - неопределенности величины массы СА, отклонения от номинала тяги тормозного двигателя и т.д. Все это в сочетании с неточностью априорного знания рельефа по-верхности в районе посадки, делает необходимым терминальное управление мягкой посадкой. В качестве исходной информации используются результаты измерения высоты и скорости сниже-ния. Система управления мягкой посадкой должна обеспечить заданную точность посадки при минимальных затратах топлива.

* 11 -

На завершающем участке спуска (см. рис.3) - «верньер-ном» участке (В,О) происходит обычно вертикальный полет СА с глубоким дросселированием тяги тормозного двигателя. Верньерный участок вводится для того, чтобы повысить конеч-ную точность посадки, так как влияние погрешностей опреде-ления параметров траектории на точность посадки СА снижает-ся при уменьшении величины отрицательного ускорения. Кроме того, если тяга непосредственно перед посадкой мала, то уменьшается возможность выброса породы под действием газо-вой струи и уменьшается опрокидывающее воздейсвие на СА от-раженной от поверхности планеты реактивной струи.

## ЗАДАЧИ, РЕШАЕМЫЕ СИСТЕМОЙ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ СА.

Таким образом, основное назначение системы управления полетом СА - компенсация возмущений, возникающих в полете или являющихся результатом неточности выведения СА на орби-ту ожидания. СА стартует обычно с орбиты ожидания, поэтому задачи управления естественно разделить на следующие груп-пы:

1.управление на участке предварительного торможения;

2.управление на пассивном участке;

3.управление на участке основного торможения;

* 12 -

4.управление на «верньерном» участке;

Более удобна классификация задач по функциональному назначению (рис.4).

Основной навигационной задачей является (рис.5) изме-рение навигационных параметров и определение по ним текущих кинематических параметров движения (координат и скорости), характеризующих возмущенную траекторию (орбиту) движения СА.

В задачу наведения входит определение потребных управ-ляющих воздействий, которые обеспечивают приведение СА в заданную точку пространсва с заданной скоростью и в требуе-мый момент времени, с учетом текущих кинематическихпарамет-ров движения, определенных с помощью решения навигационной задачи, заданных ограничений и характеристик объекта управ-ления.

Задачу управления можно проиллюстрировать примером -

алгоритмом управления мягкой посадкой СА на Луну. Структур-

ная схема соответствующей системы управления представлена

на рис.6

Радиодальномер измеряет расстояние r до лунной поверх-

ностивдоль определенного направления, обычно совпадающего с

направлением продольной оси СА. Доплеровский локатор дает

информацию о текущем векторе скорости снижения V, инерци-

альные датчики измеряют вектор Q углового положения СА, а

* 13 -

также вектор кажущегося ускорения V.

Результаты измерений поступают на выход управляющего устройства, в котором составляются оценки координат, харак-теризующих процесс спуска (в частности, высоты СА над по-верхностью Луны), и формируются на их основе управляющие сигналы U , U , U , обеспечивающие терминальное управление мягкой посадкой (O - связанная система координат СА). При этом U , U задают ориентацию продольной оси СА (и, следова-тельно, тяги двигателя) и используюся как уставки для рабо-ты системы стабилизации, а управляющий сигнал U задает те-кущее значение тяги тормозного двигателя.

В результате обработки сигналов U , U , U , тормозным двигателем и системой стабилизации полет СА корректируется таким образом, чтобы обеспечить выполнение заданных терми-нальных условий мягкой посадки. Конечная точность поссадки считается удовлетворительной, если величина вертикальной составляющей скорости в момент контакта с поверхностью пла-неты не вызывает допустимой деформации конструкции СА, а горизонтальная составляющая скорости не приводит к опроки-дыванию аппарата.

Задачи ориентации и стабилизации как задачи управления СА относительно центра масс формулируется следующим обра-зом:

1.совмещение осей спускаемого аппарата (или одной оси) с

* 14 -

осями (или осью) некоторой системы координат, называемой базовой системой отсчета, движение которой в пространстве известно (задача ориентации);

2.устранение неизбежно возникающих в полете малых угло-вых отклонений осей космического аппарата от соответствую-щих осей базовой системы отсчета (задача стабилизации).

Заметим, что весь полет СА разбивается, по существу, на два участка: активный (при работе маршевого двигателя); пассивный (при действии на СА только сил гравитационного характера).

Решения перечисленных задач (навигации и наведения, ориентации и стабилизации) на активных и пассивных участках имеют свою специфику.

Например, процесс управления полетом на пассивных участках характеризуется , как правило, относительной мед-ленностью и большой дискретностью приложения управляющих воздействий.

Совершенно иным является процесс управления полетом на активном участке, например, при посадке на Луну. Непрерыв-но, начиная с момента включения тормозного двигателя,на борту решается навигационная задача: определяются текущие координаты СА и прогнозируются кинематические параметры движения на момент выключения двигателя.

Так же непрерывно вычисляются и реализуются необходи-

* 15 -

мые управляющие воздействия (момент силы) в продольной и поперечной плоскости наведения. Процесс управления на этом этапе характеризуется большой динамичностью и,как правило, непрерывностью. В некоторых случаях задача наведения может решаться дискретно,причем интервал квантования по времени определяется требованиями к динамике и точности наведения.

Для решения перечисленных задач система управления по-летом СА последовательно (или параллельно) работает в режи-мах ориентации, стабилизации, навигации и наведения. Приборы и устройства, обеспечивающие выполнение того или иного режима управления и составляющие часть всего аппара-турного комплекса системы управления, обычно называют сис-темами навигакции, наведения, ориентации и стабилизации.

Наиболее часто на практике системы, управляющие движе-нием центра масс космического корабля, называют системами навигации и наведения, а системы, управляющие движением космического корабля относительно центра масс,- системами ориентации и стабилизации.

### КОМПОНОВОЧНАЯ СХЕМА И УСТОЙЧИВОСТЬ СА.

Устойчивость - важнейшее свойство, которым должен об-ладать СА во время всех эволюций при посадке на планету.

Проблема обеспечения устойчивости, как известно, общая

* 16 -

проблема для всех движущихся объектов, в каждом конкретном случае решаемая, однако, по-разному. И в данном случае, применительно к СА, она также имеет свою специфику.

Дело в том, что жидкое топливо, питающее ракетный дви-гатель во время его работы, колеблется (в силу наличия слу-чайных возмущений). Воздействуя на корпус СА, эти колебания порождают колебания СА в целом.

Чувствительные элементы(гироскопы) реагируют на коле-бания корпуса и включают, в свою очередь соответствующие исполнительные органы (рули), тем самым формируя замкнутую колебательную систему спускаемый аппарат - автомат стабили-зации (СА - АС).

При определенных условиях, в значительной степени за-висящих от « совершенства» компоновки СА, могут возникнуть нарастающие колебания корпуса СА, приводящие в конечном счете к его разрушению.

Характерным здесь является то, что корни неустойчивос-ти лежат именно в особенностях компоновочной схемы СА, что влечет за собой необходимость самого тщательного исследова-ния этих особенностей (рис.7).

Использование жидкостного ракетного двигателя для обеспечения мягкой посадки СА порождает, как видно, ряд проблем, связанных с обеспечением его устойчивости.

Займемся одной из них, а именно - исследованием роли

* 17 -

конструктивных параметров компоновочной схемы СА в формиро-вании динамических свойств СА как управляемой системы.

Управление СА относительно центра масс в плоскостях тангажа и рыскания осуществляется специальным автоматом стабилизации путем создания управляющих моментов при целе-направленном включении управляющих двигателей. Возможны и другие схемы управления, например, путем перераспределения тяг управляющих двигателей или отклонения маршевого двига-теля (газового руля).

Что касается топливных баков, то они обычно выполняют-ся в виде тонкостенных оболочек различной геометрической конфигурации (обычно осесимметричной) и размещены внутри СА.

Какими параметрами желательно характеризовать ту или иную компоновочную схему с тем, чтобы формализовать даль-нейший анализ? С точки зрения динамики представляют инте-рес те, которые в первую очередь характеризуют: форму и расположение топливных баков; положение центра масс СА; по-ложение и тип управляющих органов; соотношение плотностей компонентов топлива; «удлинение» (т.е. отношение высоты к диаметру) СА.

Будем предполагать, что траектория посадки СА выбрана

(и является оптимальной в том или ином смысле). Есть также

(или формируется в процессе полета) программа работы марше-

* 18 -

вого двигателя. Все это однозначно определяет упомянутые выше параметры компоновочной схемы СА в каждый момент вре-мени активного участка.

Этих предположений достаточно для формализации обсуж-даемой проблемы - исследования влияния особенностей компо-новки СА на его устойчивость.

Однако задача стабилизации СА при посадке на планеты, лишенные атмосферы, включающая в себя анализ динамики объ-екта, исследование причины неустойчивости и методов ее устранения, не допускает полной формализации и требует прив-лечения диалоговой технологии исследования.

Для построения такой технологии необходимо начать с анализа основных факторов, определяющих в конечном счете структуру диалога «человек - ЭВМ», а именно: особенностей СА как механической системы; особенностей его математичес-ких моделей; своеобразия методов исследования этих моделей.

Спускаемый аппарат как механическая система представ-ляет собой тонкостенную (частично ферменную) конструкцию, снабженную тормозным устройством - жидкостным ракетным дви-гателем - и необходимой системой стабилизации.

Важной особенностью компоновочной схемы СА является наличие в конструкции топливных отсеков (с горючим и окис-лителем) различной геометрической конфигурации.

Стабилизация СА относительно центра масс осуществляет-

* 19 -

ся специальным автоматом стабилизации путем создания управ-ляющих моментов за счет отклонения управляющих двигателей, маршевого двигателя или газовых рулей.

В процессе движения СА жидкость в отсеках колеблется, корпус аппарата испытывает упругие деформации, все это по-рождает колебания объекта в целом.

Чувствительные элементы (гироскопы) и исполнительные элементы (рули) замыкают колебательную систему спускаемый аппарат - автомат стабилизации и рождают весь комплекс воп-росов, связанный с обеспечением устойчивости системы в це-лом.

Движение СА мы представляем себе как «возмущенное» движение, наложенное на программную траекторию. Термин «ус-тойчивость» относится именно к этому возмущенному движению.

Уместно заметить, что выбор модели представляет собой хороший пример неформализуемой процедуры: без участия разработчика он в принципе невозможен.

Какими соображениями руководствуется инженер при выбо-ре моделей?

Прежде всего ясно, что не имеет смысла перегружать расчетную модель различными подробностями, делая ее неоп-равданно сложной. Поэтому представляются разумными следую-щие соображения.

Для анализа запасов статистической устойчивости объек-

* 20 -

та можно ограничиться моделью твердого жесткого тела.

При выборе же характеристик устройств, ограничивающих подвижность жидкости в отсеках, необходимо уже учитывать волновые движения на свободной поверхности жидкости как ис-точник возмущающих моментов.

Выбор рационального размещения датчиков системы стаби-лизации объекта приходится делать с учетом упругости.

Некоторые методы, используемые при анализе процессов стабилизации, связаны с анализом динамических свойств объ-екта в некоторый фиксированный момент времени. Для получе-ния интегральных характеристик объекта в течение небольшого интервала времени или на всем исследуемом участке использу-ются геометрические методы, связанные с построением в пространстве областей устойчивости, стабилизируемости спе-циальным образом выбранных параметров (как безразмерных, так и размерных). Эти методы также позволяют длать ответ на вопрос, насколько велик запас устойчивости или стабилизиру-емости, и помогают выяснить причины возникновения неустой-чивости.

Существует еще группа методов обеспечения устойчивости СА, включающая в себя:

1) рациональный выбор структуры и параметров автомата стабилизации ;

2) демпфирование колебаний жидкости в отсеках с по-

* 21 -

мощью установки специальных устройств;

3) рациональный выбор компоновочной схемы объекта (пе-рекомпоновка), с одновременной настройкой параметров АС или с принципиальным изменением его структуры.

Обратимся теперь собственно к термину «технология ре-шения» проблемы. Под этим термином мы будем понимать набор комплексов отдельных подзадач, на которые разбивается об-суждаемоая задача, математических методов и соответствующих технических средств для их реализации, процедур, регламен-тирующих порядок использования этих средств и обеспечивающих решение задачи в целом.

Конечной целью проектных разработок по динамике СА яв-ляется обеспечение его устойчивости на участке посадки. Этой задаче подчинены все другие, в том числе и задача ана-лиза структурных свойств СА как объекта регулирования (по управляемости, наблюдаемости, стабилизируемости).

Так как устойчивость - это то, что в конечном счете

интересует разработчиков (и заказчиков), то с этой задачи

(в плане предварительной оценки) приходится начинать в про-

цессе исследования, ею же приходится и завершать все разра-

ботки при окончательной доводке параметров системы стабили-

зации. При этом меняется лишь глубина проработки этого воп-

роса: на первом этапе используются сравнительно грубые мо-

дели как объекта регулирования, так и регулятора. На конеч-

* 22 -

ном этапе, после того как проведен комплекс исследований, проводится детальный анализ устойчивости и качества процес-сов регулирования объекта.

Итак, следует руководствоваться следующим принципом:

занимаясь анализом динамики объекта, начав с оценки устой-чивости, время от времени надо возвращаться к ней, проверяя все идеи и рекомендации, полученные в процессе анализа на замкнутой системе объект - регулятор, используя (по обста-новке) грубые или уточненные модели как объекта, так и ре-гулятора.

Этот принцип и лежит в основе комплекса процедур, рег-ламентирующих порядок использования моделей СА, методов анализа этих моделей, обеспечивающих решение задачи устой-чивости СА в целом.

#### ЛИТЕРАТУРА

1. «Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов» под редакцией члена-корреспондента АН СССР В.М.Ковтуненко. М.:

Машиностроение, 1985.

2. Баженов В.И., Осин М.С. Посадка космических аппаратов на планеты. М.: Машиностроение, 1978.