

Программа учебной дисциплины

Название дисциплины	Небесная Механика
Автор программы	Эйсмонт Натан Андреевич
Курс	1 курс магистратуры
Модули	
Объём курса	1 лекция + 1 семинар в неделю
Элементы контроля	еженедельные домашние работы, зачет с оценкой

Программа курса «Небесная механика»

Аннотация курса

Задачей курса является формирование базовых представлений в области знаний, относящихся к небесной механике в той ее части, которая включает в себя вопросы проектирования научных космических миссий и обработки получаемой информации в ходе реализации выполняемых на борту космических аппаратов экспериментов. Предполагается, что полученные в ходе изучения включенных в состав курса материалов знания позволят оценивать пределы возможностей реализации миссий в рамках существующих и разрабатываемых технологий, а также формулировать требования к характеристикам и системам космических аппаратов на всех этапах их проектирования и эксплуатации.

Введение

В качестве вводной части курса планируется изложение истории небесной механики в общем виде и ее части, относящейся к фазе развития в ее современном виде, когда космические полеты стали повседневной реальностью и, таким образом, небесная механика стала частью физических экспериментов, а космическое пространство – лабораторией для их выполнения. Поэтому содержащаяся в этом разделе информация включает в себя изложение этапов развития ракетной техники и направления индустрии, включающей в себя отрасли, необходимые для разработки и создания космических комплексов, в которые входят не только космические аппараты, но и необходимые для их функционирования наземные комплексы. В этой части курса на примерах реальных событий показывается, как развитие технологий расширяло возможности космических экспериментов и какие перспективы в этом плане ожидаются в обозримом будущем.

Ракетно-космическая техника

Отдельная часть посвящена описанию ракетно-космической техники. Сюда включены составляющие комплекса, такие как ракеты-носители, стартовые комплексы для них, даются их характеристики и состав ограничений при эксплуатации. Приводятся разъяснения по системам ракет-носителей, в том числе двигательным установкам, системам управления движением, телеметрическим и командным системам, комплексам траекторных измерений, как бортовым, так и наземным. Аналогичный состав сведений приводится для космических аппаратов в зависимости от задач, которые планируется решать с помощью устанавливаемых на них приборов. Рассматривается задача выведения полезной нагрузки на орбиту искусственного спутника Земли и далее. На основании формулы Циолковского излагаются методы оценки выводимого полезного груза в зависимости от конструктивных характеристик ракеты и эффективности ее двигателя, топлива и параметров орбиты. Анализируются различные типы двигателей: химические, электроракетные, газореактивные и с ядерным источником энергии с точки зрения наиболее эффективных областей их применения. Рассматриваются устройства для управления ориентацией космических аппаратов в зависимости от назначения и областей применения.

Задачи околоземных полетов

Миссии в околоземном пространстве анализируются в плане их оптимального выбора по способам доставки на требуемую орбиту и последующего поддержания полета на этой орбите. В этой связи рассматриваются низкие почти круговые орбиты, в том числе, орбиты для пилотируемых полетов, относящиеся к так называемым почти круговым орбитам. Рассматривается эволюция параметров этих орбит под влиянием отклонения гравитационного поля Земли от центрального, а также в силу воздействия притяжения Солнца, Луны и аэродинамических сил со стороны атмосферы. Специально анализируются случаи движения по солнечно-синхронным орбитам, экваториальным геостационарным и орбитам, используемым для задач навигации (Глонасс и GPS). Излагаются приближенные методы расчетов движения по почти круговым орбитам для случаев проектных оценок, в том числе для определения необходимых затрат топлива для оптимального поддержания орбиты. В рамках решения аналогичной задачи даются подходы к описанию относительного движения группы аппаратов на низких околокруговых орбитах, в том числе для управления сближением и стыковкой аппаратов или проектирования маневров уклонения от их столкновения. В составе описания картины воздействующих на аппарат сил приводятся используемые модели атмосферы Земли с характеристиками их точности и пределов применимости для прогноза движения спутника. Приводятся методы оценки времени существования спутника на орбите вплоть до его входа в ее плотные слои и алгоритмы для расчета необходимых корректирующих маневров с целью удержания аппарата на орбите.

Почти круговые и высокоэллиптические орбиты

В составе решения задач движения по низким почти круговым околоземным орбитам рассматривается задача предотвращения засорения космического пространства. В этой связи анализируются требуемые международными правилами технологии запуска аппаратов в космическое пространство. Излагаются методы планирования выведения космических аппаратов на орбиту с учетом всего цикла их жизни, т.е. обеспечения их безопасного возвращения на Землю по окончании эксплуатации. Аналогичные подходы описываются для высокоэллиптических орбит спутников Земли с учетом того, что в этих случаях доминирующую роль в эволюции их орбит играют возмущения со стороны гравитационного поля Луны и Солнца. Излагаются методы проектирования высокоэллиптических орбит с заданным временем баллистического существования и эволюции их параметров в приемлемых для экспериментов пределах. В качестве инструмента для проведения необходимого анализа и планирования операций управления приводятся приближенные законы движения аппаратов, позволяющие проводить быстрые оценки пределов допустимых начальных параметров их движения. Кроме того, предлагаются алгоритмы и соответствующие математические программы для аккуратных оценок допустимых значений начальных параметров орбит и последующих операций управления. Для наглядности приводятся данные по такого рода операциям для реализуемых в настоящее время миссий, таких как Радиоастрон и ИНТЕГРАЛ.

Математические модели движения в Солнечной системе

В качестве универсального инструмента для проведения проектирования и анализа космических миссий предлагается математическая модель движения тел солнечной системы, включая космический аппарат. Тела солнечной системы в этой модели движения описываются моделью, основанной на обработке огромных массивов наблюдательной информации, обработанной с привлечением численного интегрирования дифференциальных уравнений их движения. Для космического аппарата в дифференциальные уравнения включается требуемое приемлемой точностью число гравитирующих тел системы. Для описания этой модели даются объяснения используемых систем координат и отсчета времени. Планируется проведение семинарских занятий с целью освоения указанного инструмента. В качестве удобного учебного примера предлагается задача проектирования траекторий космического аппарата в окрестности коллинеарных солнечно-земных точек либрации L1 и L2. Этот пример выбран в связи приближением даты старта реального проекта Спектр-Рентген-Гамма. Планируется в рамках этого проекта изучить состав требований к траектории космического аппарата и операциям по управлению его орбитальным движением и ориентацией и оптимальные варианты его выведения на орбиту, удовлетворяющую эти требования на интервалах возможных дат старта. Одновременно планируется изучить особенности орбит в окрестности коллинеарных точек либрации.

Алгоритмы и программное обеспечение

Алгоритмы и программное обеспечение решения прикладных задач небесной механики. Расчеты орбитального движения опираются на численное интегрирование дифференциальных уравнений движения, соответствующие параграфы излагаются в

курсе с учетом особенностей моделей солнечной системы и различных фаз выполнения миссий с учетом требований по требуемой точности расчета параметров траекторий и быстродействия алгоритмов. Рассматриваются типичные случаи вычислений геометрических и кинематических параметров полета, таких как условия видимости аппаратов, относительное положение других небесных объектов, направление и величина скорости в относительном движении, условия по затенению космических аппаратов. Излагаются методы проектирования орбит и маневров для выполнения геометрических и кинематических условий полета. Даются рекомендации по выбору готовых общедоступных алгоритмов, математических программ и баз данных, таких как, например, GMAT и SPICE.

Проектирование миссий по исследованию планет и их спутников.

Рассматриваются различные фазы полета при решении задач соответствующих экспериментов, начиная с этапа выведения на перелетную орбиту. При этом используется как идеальный случай перелет по орбите Гомана. Как следующий этап излагается решения задачи Ламберта. Примеры решения этой задачи планируется выполнить в течение семинарских занятий для различных планет Солнечной системы. При этом выбор траекторий предполагается в рамках оптимизации импульсов скорости при старте с Земли и маневре перехода на орбиту спутника планеты. Рассматривается также задача маневров в окрестности планеты назначения, в том числе задача гравитационных маневров, включая многократные, с использованием облетов спутников планеты. Приводятся описания таких многократных маневров, реализованных к настоящему времени и планируемых у Луны и спутников Юпитера и Сатурна, а также у самих планет Солнечной системы, включая Землю. Как пример описывается проект полета аппарата на близкое к Солнцу расстояние, достигаемое на значительном эклиптическом наклонении за счет использования злектро ракетного двигателя и многократных гравитационных маневров у Венеры. В качестве более сложной задачи излагается проблема возвращения на Землю образцов грунта спутников Марса.

Задачи входа в атмосферу

Как отдельная задача рассматривается проблема входа космического аппарата в атмосферу планеты с целью достижения ее поверхности или перехода на орбиту спутника планеты за счет аэродинамического торможения атмосферой в случаях прямого захвата, а также для варианта понижения апоцентра орбиты спутника касательными проходами верхних слоев атмосферы.

Комплексные миссии к планетам

Как миссия, в которой планируется доставка к планете одним перелетным аппаратом целой группировки, включающей в себя аппараты различного назначения для проведения экспериментов на орбите, в атмосфере и в разных точках поверхности, в настоящее время рассматривается проект «Венера-Д». Небесно-механические задачи этой миссии включаются в состав курса.

Исследования малых тел солнечной системы и управление астероидами

Исследования малых тел Солнечной системы и астероидно-кометная опасность излагаются с позиции постановки задачи поиска способов предотвращения столкновения с Землей опасных небесных тел. В качестве одного из возможных подходов предлагается метод, включающий в себя посадку на малый астероид космического аппарата. Далее аппарат, используя двигательную установку и гравитационный маневр у Земли, переводит астероид или его часть на орбиту столкновения с опасным астероидом и тем самым предотвращает встречу последнего с Землей. В курсе исследуются возможности реализации такого сценария, а также сценария по доставке фрагмента астероида на орбиту спутника Земли. Описываются также альтернативные сценарии отклонения опасных небесных объектов от траектории столкновения с Землей, включая изменение отражательных характеристик поверхности астероида и применения лазерных установок для испарения его массы и создания таким образом реактивной силы.

Навигация космических аппаратов и определение орбит естественных небесных тел

Навигация космических аппаратов требует применения специальных систем на Земле и на борту, описание которых входит в состав курса, как и изложение методов обработки выполняемых этими системами траекторных измерений. Рассматривается задача оптимизации планирования этих измерений по достигаемой точности определяемых параметров. Вводится понятие наблюдаемости системы по проводимым измерениям. В проектировании космических миссий входит и определение параметров движения небесных тел, которые являются целью миссий или представляют самостоятельный интерес. В этой связи рассматриваются методы, позволяющие проводить операции по уточнению эфемерид таких тел, а также определять другие их характеристики, как, например массу и размеры астероидов. Излагаются способы обнаружения и определения орбит экзопланет.

Маневры коррекции параметров движения

Маневры коррекции орбитальных параметров движения рассматриваются в плане описания методов оптимизации сценариев их исполнения при учете технических ограничений, накладываемых характеристиками используемых систем управления и двигательных установок. Особое внимание уделяется проблеме постановки задачи коррекции параметров, исходя из требований научных экспериментов. В качестве примера рассматривается задача поддержания движения космического аппарата на орбитах в окрестности коллинеарных точек либрации.

Солнечный парус как средство управления орбитальным движением

Рассматриваются задачи применения солнечного паруса в качестве инструмента реализации орбитальных маневров, в том числе для изменения параметров орбиты при движении аппарата в окрестности коллинеарных солнечно-земных точек либрации. В качестве целей таких маневров выбраны такие, как удержание аппарата на траектории около точек либрации и изменения амплитуд орбиты. Оцениваются необходимые

размеры паруса и способы управления его характеристиками. Анализируются способы использования паруса при миссиях в составе группировок. Исследуются экзотические предложения по применению паруса для полетов к звездам. Анализируется влияние давления солнечного света, а также переизлучений фотонов в силу работы собственных энергосистем космических аппаратов на траектории их движения. Эффект Ярковского в движении астероидов и результаты воздействия солнечного излучения на движение комет.

Различия в движении материальной точки и физического тела с размерами

Анализируется влияние размеров физического тела на параметры его траектории. Как пример рассматривается движение Луны, а также искусственных космических тел, таких как, например, Международная Космическая Станция (МКС). В последнем случае оцениваются уровни микрогравитации. Описываются соответствующие потенциально возможные эксперименты в области механики космического полета на борту МКС. Анализируется реализуемость так называемой «гравицапы», т.е. аппарата, на котором создается тяга без отброса массы. Описываются тросовые системы, предназначенные для решения такого рода задач.

Луна как инструмент для управления движением естественных и искусственных небесных тел

Излагаются задачи использования гравитационных маневров у Луны для изменения параметров орбит космических аппаратов. Как пример описывается миссия ISEE-3, в которой за счет гравитационных маневров у Луны аппарат был направлен к комете Джакобини-Зиннера. Рассматриваются также миссии, в которых облет Луны использовался для уменьшения амплитуд космических аппаратов, направляемых в окрестность коллинеарных солнечно-земных точек либрации. Описываются проекты, предполагающие захват с помощью многократных маневров у Луны околоземных астероидов с размещением их на ретроградной орбите спутника Земли.

Ориентация и движение около центра масс

Определение ориентации и управление движением около центра масс космических аппаратов и анализ возможностей систем ориентации излагаются для различных классов аппаратов. Рассматриваются пассивные, промежуточные и активные системы, включая варианты, не требующие использования ракетных двигателей. Даются описания математических моделей движения около центра масс, применимых для обработки измерений датчиков различных типов с целью определения параметров движения. Рассказывается о построении систем управления с применением в качестве исполнительных элементов маховиков, электромагнитных катушек, гравитационных штанг, создающих моменты, порождаемых градиентом силы тяжести, а также с использованием солнечного паруса с изменяемыми силами светового давления. Рассматриваются способы создания демпфирующих моментов в пассивных системах ориентации. Планируются семинарские занятия по решению соответствующих задач

обработки измерительных данных, в частности, для вариантов построения системы управления ориентацией с помощью стабилизации аппарата вращением.

Литература

В.И. Левантовский. Механика космического полета в элементарном изложении. М., Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1980.

П.Е. Эльясберг. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. М., Наука, 1965.

Д.Е. Охоцимский, Ю.Г. Сихарулидзе. Основы механики космического полета. М., Наука. Главная редакция физико-математической литературы. 1990.

Д.У. Данхэм, Р.Р. Назиров, Р.У. Фаркуар, Е.Н. Чумаченко, Н.А. Эйсмонт, А.В. Симонов. Космические миссии и планетарная защита. М., Физматлит. 2013.