

Министерство образования и науки Российской Федерации
Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение
высшего профессионального образования
«Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана»
(МГТУ им. Н.Э. Баумана)

**Всероссийская олимпиада школьников
«Шаг в будущее, Космонавтика»**

1428

регистрационный номер

Создание системы связи вокруг Луны

Специальное машиностроение

название факультета

СМ-1

название кафедры

Автор: Гусева Наталья Анатольевна, МБОУ Школа № 132, класс 11,
г. Самара

Научный руководитель: Старинова О. Л., доктор технических наук,
профессор кафедры «Космического машиностроения» Самарского
национального исследовательского университета имени академика
С.П. Королева

г. Москва

2019 г.

Оглавление

Введение	3
1 Обзор советских космических аппаратов, предназначенных для исследования Луны	3
1.1 Советские программы лунных пилотируемых полетов	3
1.1.1 Пилотируемый облет Луны.....	3
1.1.2 Высадка на Луну	4
1.2 Лунные программы современности	5
1.2.1 Китайский лунный спутник–ретранслятор "Queqiao"	5
1.2.2 Индийская лунная программа.....	5
1.2.3 Японская лунная миссия "Kaguya"	5
1.2.4 Российская лунная программа	6
2 Точки либрации и галоорбиты.....	6
2.1 Определения	6
2.2 Перспективы использования точки L2.....	7
2.3 Обеспечение связи с Землей из точки L2	7
3 Выбор количества и способов размещения спутников–ретрансляторов.....	8
4 Расчеты	8
4.1 Расчет расстояния от Земли до точки L2 в системе Земля–Луна.....	8
4.2 Расчет максимального расстояния от Земли до космического аппарата, находящегося на галоорбите	9
4.3 Расчет мощности, необходимой для функционирования спутника–ретранслятора	9
4.4 Расчет площади солнечных батарей.....	11
5 Проектный облик спутника.....	11
Заключение	11
Литература	12
Приложение	I

Введение

Луна – самое близкое к нам небесное тело. Испокон веков люди мечтали о полетах к ней. Двадцатый век воплотил мечты в реальность. Облет Луны, высадка на ее поверхность – невероятный прорыв человеческой мысли. В двадцать первом веке пора строить обитаемые модули на поверхности Луны. В рамках данной работы будут рассмотрены вопросы построения системы связи с обратной стороной Луны.

1 Обзор советских космических аппаратов, предназначенных для исследования Луны

1.1 Советские программы лунных пилотируемых полетов

В Советском Союзе существовал целый ряд проектов, имевших своей целью пилотируемый облет Луны и высадку на нее[1]. Из-за соперничества между различными конструкторскими бюро (КБ) проекты аналогичного назначения разрабатывались в них одновременно. Так, различные варианты лунного корабля разрабатывались в КБ Сергея Павловича Королева и Владимира Николаевича Челомея, а сверхмощный носитель для полета на Луну – в КБ Королева, Челомея и Михаила Кузьмича Янгеля. Такое положение дел было следствием плохой координации лунной программы и привело к тому, что пилотируемые полеты в СССР так и не состоялись. Ниже кратко описаны лишь те проекты, которые были доведены до стадии летных испытаний.

1.1.1 Пилотируемый облет Луны

Наиболее проработанным был проект КБ Королева (проект Л1), по которому был выполнен ряд беспилотных испытательных полетов[2]. Согласно этому проекту, два космонавта должны были выполнить облет Луны в специально разработанном только для этой цели корабле "Союз-7К-Л1" ("лунный–первый"). Вход в атмосферу при возвращении на Землю планировался над южным полушарием Земли, при этом за счет аэродинамических сил спускаемый аппарат вновь поднимался в космос, а его скорость уменьшалась со второй космической до суборбитальной. Повторный вход в атмосферу проходил уже над территорией Советского Союза.

Корабли "Союз-7К-Л1" (рисунок 1) совершили пять беспилотных испытательных полетов под названиями "Зонд-4-8". При этом корабли "Зонд-5-8" выполнили облет Луны. Еще четыре корабля не удалось вывести в космос вследствие аварий ракеты–носителя "Протон" на этапе выведения. На корабле "Зонд-5" находились черепахи. Они стали первыми живыми существами в истории, возвратившимися на Землю после облета Луны – за три месяца до полета "Аполлона-8".

Последний полет корабля "Союз-7К-Л1" под названием "Зонд-8" состоялся в октябре 1970 года. После этого программа Л1 была остановлена, т.к. беспосадочный облет советскими космонавтами Луны после того, как американцы побывали на ней уже дважды, не имел смысла.

1.1.2 Высадка на Луну

В СССР существовали разнообразные проекты высадки на Луну: несколько запусков и сборка лунного корабля из отсеков на околоземной орбите, прямой полет на Луну (без расстыковки на окололунной орбите). До стадии испытательных запусков был доведен лишь проект конструкторского бюро Королева Н1-Л3[3].

Проект Н1-Л3 в своей основе повторял американский проект "Аполлон". В нем также предусматривался вывод одним запуском на промежуточную орбиту, а затем на траекторию полета к Луне связки из двух кораблей, один из которых должен был остаться на окололунной орбите, а другой – осуществить посадку на Луну. Далее лунный корабль должен был взлететь с Луны и состыковаться с орбитальным кораблем, после чего орбитальный корабль перешел бы на траекторию полета к Земле.

Основными частями ракетно-космической системы для высадки на Луну по проекту Н1-Л3 были лунный орбитальный корабль "Союз-7К-ЛОК" (рисунок 2), лунный корабль ЛК (рисунок 3) и мощная ракета-носитель Н1 (рисунок 4).

Экипаж корабля "Союз-7К-ЛОК" состоял из двух человек. Один из них должен был перейти через открытый космос в лунный корабль и совершить посадку на Луну, а второй – дожидаться возвращения своего товарища на окололунной орбите.

Корабль "Союз-7К-ЛОК" был установлен для летных испытаний на носитель Н1 в четвертом (и последнем) его запуске, но из-за аварии носителя так и не был выведен в космос.

Для полета на Луну требовался сверхмощный носитель. Таким носителем в проекте Н1-Л3 была ракета Н1. Из-за отсутствия в СССР мощных ракетных двигателей на ее первой ступени было установлено 30 двигателей.

Ракета Н1 была спроектирована раньше, чем лунные корабли. При проектировании орбитального и посадочного корабля разработчики столкнулись с ограничениями по грузоподъемности носителя. В результате этого проект Н1-Л3 сильно уступал американскому проекту "Аполлон". Лунный корабль (Рисунок 5) был ощутимо меньше и легче американского, в нем находился лишь один космонавт, а набор фото– и киноаппаратуры и комплект научных инструментов был весьма скромным. Переходить из орбитального корабля в лунный и назад пилот должен был через открытый космос, т.к. корабли были снабжены упрощенным стыковочным устройством без переходного люка.

Последний пуск ракеты Н1 состоялся 23 ноября 1972 года – менее чем за месяц до последнего полета на Луну по программе "Аполлон". После этого было решено, что перспектива побывать на Луне намного позже того, как американцы завершили свою лунную программу, не оправдывает затраченных на это сил и средств. В мае 1974 года дальнейшие работы по носителю Н1, а вместе с ними и вся программа Н1-Л3, были окончательно закрыты.

1.2 Лунные программы современности

1.2.1 Китайский лунный спутник–ретранслятор "Queqiao"

По сообщению Китайского космического агентства (China National Space Administration, CNSA) китайский лунный спутник–ретранслятор "Queqiao"[4], запущенный 21 мая 2018 года, после 24–дневного путешествия затормозил в 100 км над поверхностью Луны и вышел на переходную орбиту, с которой отправился в точку Лагранжа L2 системы Земля–Луна. В этой точке космический аппарат способен находиться неподвижно по отношению к Земле и Луне и ему "видны" как Луна, так и Земля, что необходимо для передачи сигналов с миссий на обратной стороне Луны на Землю. Его задача – обеспечивать связь с Землёй посадочной миссии "Chang'e-4", которая впервые в истории космонавтики 3 января 2019 года совершила посадку на загадочную обратную сторону Луны.

После запуска и на пути к Луне Queqiao развернул два микроспутника под названием "Longjiang-1" и "Longjiang-2". Четыре дня спустя, 25 мая, оба спутника должны были совершить тормозной маневр для выхода на лунную орбиту. К сожалению, было подтверждено, что только "Longjiang-2" успешно вышел на орбиту Луны, с перигеем в 350 километров и апогеем в 13700 километров. Его бортовые камеры, разработанные в Саудовской Аравии, начали работу 28 мая и успешно отправили изображения Луны и Земли (Рисунок 6).

1.2.2 Индийская лунная программа

В октябре 2008 года в Индии был запущен зонд "Чандраян"[5], который проработал на орбите Луны девять месяцев, после чего связь с ним прервалась. Космический аппарат передал на Землю тысячи фотографий поверхности и данные о химическом составе Луны.

В 2019 году намечен запуск "Чандраян-2"[6], который будет состоять из орбитального и посадочного аппаратов. Последний также будет нести на себе маленький луноход. На первоначальных этапах разработки миссии предполагалось, что индийский луноход будет доставлен на спутник Земли на российской посадочной платформе "Луна–Ресурс", однако после переноса российской миссии на 2020-е годы от этого плана Индия отказалась. Она самостоятельно занялась разработкой орбитального модуля и посадочного аппарата. На эту работу у Индийского космического агентства ушло около четырех лет. В наследство от совместного проекта осталось намерение совершить посадку вблизи южного полюса Луны.

1.2.3 Японская лунная миссия "Kaguya"

Японский космический аппарат "Kaguya"[7] с вспомогательными спутниками был запущен 14 сентября 2007 года. При нахождении зонда на обратной стороне Луны он становился невидимым с Земли, поэтому для решения этой проблемы и были запущены два дополнительных микроспутника. Цель миссии "Kaguya" заключалась в изучении происхождения Луны и ее геологической эволюции, получение данных о поверхности, а также выполнение ряда радиоэкспериментов. При помощи одного из спутников была составлена карта распределения сил тяжести на обратной стороне Луны.

1.2.4 Российская лунная программа

В 2019 году Россия и США проведут совместный эксперимент по имитации полета международного экипажа на окололунную станцию "DeepSpaceGateway"[8], которая будет создана в середине 2020-х годов.

Институт медико-биологических проблем РАН и NASA три года назад заключили соглашение о сотрудничестве в проведении серии экспериментов под названием "SIRIUS". До 2025 года должна пройти серия исследований по подготовке к полетам на Луну. Осенью 2017 года Роскосмос и NASA подписали соглашение о создании на окололунной орбите станции "DeepSpaceGateway".

Космонавтам необходима будет постоянная связь с Землей. Займемся этим.

2 Точки либрации и галоорбиты

2.1 Определения

Точки либрации[9] (точки Лагранжа) или L-точки – это точки в системе из двух массивных тел, в которых третье тело с пренебрежимо малой массой, не испытывающее воздействие никаких других сил, кроме гравитационных, со стороны двух первых тел, может оставаться неподвижным относительно этих тел. Такими системами, к примеру, являются Солнце – Земля, Земля – Луна, Солнце – Юпитер, Марс – Фобос.

Более точно точки Лагранжа представляют собой частный случай при решении так называемой ограниченной задачи трёх тел [10] – когда орбиты всех тел являются круговыми и масса одного из них намного меньше массы любого из двух других. В этом случае можно считать, что два массивных тела обращаются вокруг их общего центра масс с постоянной угловой скоростью. В пространстве вокруг них существуют пять точек, в которых третье тело с пренебрежимо малой массой может оставаться неподвижным во вращающейся системе отсчёта, связанной с массивными телами. В этих точках гравитационные силы, действующие на малое тело, уравниваются центробежной силой.

Точки Лагранжа получили своё название в честь математика Жозефа Луи Лагранжа. Он первым в 1772 году привёл решение математической задачи, из которого следовало существование этих особых точек.

Если бы движение происходило по строго круговым орбитам, и тела не испытывали никакого внешнего воздействия, то в 5 точках силы притяжения двух тел суммируются таким образом, что тело в этих точках вращается вокруг более массивного тела M_1 с той же угловой скоростью, что и вокруг тела M_2 , и космический аппарат, помещённый в любую из этих точек, оставался бы неподвижным относительно этих тел на протяжении долгого периода времени. L_1 , L_2 и L_3 лежат на прямой, соединяющей тела M_1 и M_2 , их также называют коллинеарными точками либрации[11]. Есть еще две точки L_4 и L_5 , которые находятся с двух сторон вне этой линии. Их называют треугольными точками либрации[12]. Все точки показаны на рисунке 7. Это идеализированная картинка.

В реальности планеты вращаются не по круговым, а по эллиптическим орбитам, испытывают гравитационное возмущение от других небесных тел. Поэтому неподвижно зафиксировать космический аппарат в точках либрации не получится, необходимо постоянно поддерживать стабильность его орбиты. Однако поддерживать орбиту вокруг точки либрации не более затратно, чем орбиту вокруг одной из планет. В связи с этим эти точки вызывают интерес у проектировщиков космических миссий.

Галоорбита [13] — периодическая трёхмерная орбита возле точек Лагранжа L_1 , L_2 в задаче трёх тел орбитальной механики. Для каждой точки Лагранжа существует бесконечное множество пар галоорбит, симметричных относительно плоскости вращения системы двух массивных тел. Чтобы удерживать космический аппарат на такой орбите, требуются применение стабилизирующих воздействий, поскольку галоорбиты обычно неустойчивы. Пример галоорбиты показан на рисунке 8.

2.2 Перспективы использования точки L_2

В системе Земля–Луна больше всего интересна точка L_2 , поскольку она находится над обратной стороной Луны. Около половины лунной поверхности мы никогда с Земли не видим. Когда начнётся активное исследование обратной стороны Луны, это может вызвать значительные трудности для установления постоянной связи. Для решения этой проблемы предлагается оборудовать в L_2 систему ретрансляторов.

На рисунке 9 изображена схема использования космического аппарата, движущегося вблизи точки L_2 , для связи между Землей и обратной стороной Луны. На этом рисунке система координат L_2xyz выбрана так, что ось L_2x направлена вдоль луча Земля–Луна, L_2y лежит в плоскости орбиты Луны, а L_2z перпендикулярна плоскости орбиты Луны. Если космический аппарат расположен вблизи плоскости L_2yz , а расстояние от него до L_2 превосходит примерно 3100 км, то он может быть использован для создания непрерывной связи между обратной стороной Луны и любой точкой поверхности Земли.

2.3 Обеспечение связи с Землей из точки L_2

Любая станция, находясь на орбите в окрестностях точки L_1 , имеет возможность непрерывной связи с Землей. Для точки L_2 несколько сложнее. Это связано с тем, что космическая станция при движении в самой точке либрации может оказаться по отношению к Земле, как бы, в тени Луны, и связь тогда невозможна. Но можно построить такую галоорбиту, которая всегда будет иметь возможность связи с Землей.

На практике полеты по галоорбитам были реализованы в США по проекту ARTEMIS[9] в 2011 году. Два космических аппарата летали в окрестностях точек L_1 и L_2 с поддержанием соответствующих орбит. Один аппарат совершил перелет из точки L_2 в точку L_1 . Понадобилось полтора года, более 90 импульсов скорости и множество гравитационных маневров, но зато совсем немного топлива, чтобы поместить их в нужные точки около Луны. На сегодняшний

день только китайский лунный спутник–ретранслятор Queqiao находится в точке Лагранжа L2 системы Земля–Луна. Хотелось, чтобы и Россия участвовала в освоении этих полезных точек.

3 Выбор количества и способов размещения спутников–ретрансляторов

Предположим, что на обратной стороне Луны размещена обитаемая лунная станция. Связь с Землей космонавтам должна быть обеспечена постоянно. Но при нахождении космического аппарата на участке АВ или CD (рисунок 11), когда Луна находится в тени Земли, необходимо вывести на галоорбиту точки L2 не менее двух спутников. В условиях затратности строительства спутников–ретрансляторов предлагается вывести ровно два спутника и расположить их на галоорбите точки L2 таким образом, чтобы при прерывании сигнала одного ретранслятора сигнал на другом – не был прерван.

4 Расчеты

4.1 Расчет расстояния от Земли до точки L2 в системе Земля–Луна

Сферой Хилла[14] является пространство вокруг астрономического объекта, например, планеты, в котором он способен удерживать свой спутник, несмотря на притяжение объекта вокруг которого обращается сам, например, звезды. В свою очередь, у спутника есть собственная сфера Хилла, и любой объект в её пределах будет стремиться стать спутником спутника, а не планеты. Таким образом, сфера Хилла описывает сферу гравитационного влияния тела на более мелкие тела с учётом изменений, возникающих под воздействием более массивного тела.

Сфера Хилла располагается между точками Лагранжа L1 и L2, лежащими на прямой, соединяющей центры двух тел. В этом направлении область гравитационного влияния подчинённого тела меньше всего, и это ограничивает размер сферы Хилла. За пределами этого расстояния орбита любого третьего тела, обращающегося вокруг подчинённого тела, будет частично пролегать за пределами сферы Хилла, и поэтому будет всё больше и больше подвергаться возмущению приливными силами центрального тела. В конечном итоге подчинённый объект перейдёт на орбиту центрального тела.

Пусть $M_1 = 5,9736 \times 10^{24}$ кг – масса Земли; $M_2 = 7,3477 \times 10^{22}$ кг – масса Луны.

Так как M_2 намного меньше по массе, чем M_1 , то точки L1 и L2 находятся примерно на одинаковом расстоянии r от тела M_2 , равном радиусу сферы Хилла:

$$r = R \cdot \sqrt[3]{\frac{M_2}{3(M_1 + M_2)}}, \text{ где } R \text{ — расстояние между компонентами системы.}$$

В таблице 1 приведен расчет радиуса сферы Хилла в системе Земля–Луна.

Таблица 1. Расчет радиуса сферы Хилла

Расположение Луны относительно Земли	R, км	r, км
Луна в перигее	363 104,0	57 879,7
Луна в апогее	406 696,0	64 828,3
Среднее расстояние	385 692,5	61 480,3

4.2 Расчет максимального расстояния от Земли до космического аппарата, находящегося на галоорбите

В работе В.В. Купцова "Моделирование селеноцентрического движения космического аппарата с электроракетными двигателями" [15] были рассчитаны координаты и скорости космического аппарата относительно точки либрации L2, которые обеспечивают формирование галоорбит, показанных на рисунке 10. Воспользуемся рассчитанными координатами и скоростью (таблица 2) для определения наибольшего расстояния между спутником, находящимся на галоорбите и центром Земли.

Таблица 2. Решения нелинеаризованных движений космического аппарата в окрестности точки либрации L2

Расчёт	Матрицы				
Параметры	Y01	Y02	Y03	Y04	Y05
t	3,2	3,4	3,6	4,3	4,9
x	1,1656	1,1756	1,1956	1,2156	1,2356
Vy	-0,0565	-0,1193	-0,2801	-0,4125	-0,4682

Здесь t – период (в сутках) движения на галоорбите; x – начальное расстояние от космического аппарата до Земли, выраженное в расстоянии от Земли до Луны (385 692,5 км); Vy – начальная скорость космического аппарата относительно Земли, выраженная через скорость Луны.

Наибольшее расстояние от Земли (центра координат) до местоположения спутника на галоорбите можно рассчитать по теореме Пифагора: $r = \sqrt{x^2 + y^2}$.

Таблица 3. Расчет расстояния от Земли до космического аппарата

x	y	r, км
1	0,32	404 958,8
1,15	0,25	453 506,2
1,2356	0	476 561,7

В Таблице 3 x,y – текущие значения координат на галоорбите Y05, выраженные в безразмерном виде через расстояние между центрами Земли и Луны (385692,5 км);

r – расстояние от космического аппарата до Земли.

Проведя анализ данных графика (рисунок 10) для галоорбиты Y05, которая наиболее удалена от точки L2, определим максимальное расстояние от Земли до космического аппарата: $r_{\max} \approx 477000$ км.

4.3 Расчет мощности, необходимой для функционирования спутника–ретранслятора

Для системы активной ретрансляции через Луну необходимая мощность излучения передатчика ретранслятора P_t [16] может быть рассчитана по формуле:

$$P_t = Q_{\text{вч}} \cdot k \cdot T_{\text{эфф}} \cdot \Pi_0 \cdot \frac{16 \cdot R^2 \cdot \Gamma_1 \cdot N_1}{G_1 \cdot \eta \cdot D_2^2},$$

где P_t – необходимая мощность излучения передатчика ретранслятора; $Q_{\text{вч}}$ – отношение сигнал/шум в приемнике на радиочастоте; k – постоянная Больцмана; $T_{\text{эфф}}$ – эффективная температура шумов на входе приемника; Π_0 – ширина полосы пропускания приемника на

радиочастоте; G – коэффициент усиления передающей антенны; D_2 – диаметр земной приемной антенны; R – наклонная дальность между точками ретранслятор – корреспондент на Земле; Γ_1 – коэффициент запаса, учитывающий поглощение и замирания в ионосфере, поглощение в тропосфере; Π – коэффициент использования площади антенны; N_1 – запас на потери из-за диаграммы направленности, поляризационные потери, потери в антенно-фидерном тракте.

Рассчитаем оптимальные длины волн на радиолинии Луна–Земля для частотно-модуляционного телевидения.

Таблица 4. Расчет длины волн на радиолинии Луна–Земля.

Шумовая температура приемника, T_0 , К	Оптимальная длина волны ЧМ телевидения, см $\lambda_{\text{опт при } P_0 = 94 \text{ МГц}}$
50	15
100	15
300	15
600	15
1500	15

Таблица 5. Вычисление диаметра передающей антенны при оптимальной длине волны $\lambda = \lambda_{\text{опт}}$

Шумовая температура приемника T_0 , К	Диаметр передающей антенны, м
	Телевидение
	при $\varphi_{0,5} = 12$ град
50	1,3
100	1,3
300	1,3
600	1,3
1500	1,3

Следовательно, диаметр передающей антенны $D_1 = 1,3$ м

Пусть $Q_{\text{вч}} = 16$; $P_0 = 94$ МГц; $\Delta F = 5$ МГц; $q = 8,4$; $Q_{\text{нч}} = 10^4$; $\gamma_{\text{нест}} = 10^{-4}$; $D_2 = 20$ м; $\Pi = 0,5$;

$$\varphi_{0,5} = 12; k = 1,38 \cdot 10^{-23} \text{ Дж/К}.$$

В Таблице 6 рассчитана необходимая мощность излучения лунного ретранслятора для наибольшего расстояния от Земли до Луны (апогей), приблизительно равного 406 696 км.

Таблица 6. Расчет мощности излучения лунного ретранслятора

Шумовая температура приемника T_0 , К	Мощность излучения лунного ретранслятора P_t , Вт
	ЧМ телевидение
	при $\varphi_{0,5} = 12$ град
50	$2,4 \cdot 10^3$
100	$2,8 \cdot 10^3$
300	$4,4 \cdot 10^3$
600	$6,8 \cdot 10^3$
1500	$1,4 \cdot 10^4$

Так как максимальное расстояние от Земли до космического аппарата, находящегося на галоорбите Y05 точки либрации L2, немного отличается от максимального расстояния от Земли до Луны в апогее, то вычислим коэффициент пропорциональности этих величин.

$$\alpha = \frac{R_{\text{max L 2}}}{R_{\text{max 3-Л}}} = \frac{477\,000}{406\,696} = 1,173$$

Следовательно, максимальную мощность излучения ретранслятора находим по формуле:

$$P_{maxL2} = P_{max3-L} \cdot \alpha^2$$

$$P_{maxL2} = 1,4 \cdot 10^4 \cdot 1,173^2 = 19,263 \text{ (кВт)}$$

4.4 Расчет площади солнечных батарей

Мощность солнечной батареи космического аппарата рассчитывается по формуле:

$$W_{CB} = W_{0S} \cdot S_{CB} \cdot \eta_{CB}$$

Для нормального функционирования мощность солнечной батареи должна быть больше мощности, потребляемой ретранслятором: $W_{CB} > P_{maxL2}; W_{0S} \cdot S_{CB} \cdot \eta_{CB} > P_{maxL2}$

Из данного неравенства получаем, что: $S_{CB} > \frac{P_{maxL2}}{W_{0S} \eta_{CB}}$, где $W_{0S} = 1367 \text{ Вт/м}^2$ – удельная мощность излучения Солнца; $\eta_{CB} = 28\%$ – КПД солнечной батареи.

В итоге: площадь солнечной батареи $S_{CB} > 50,33 \text{ м}^2$.

5 Проектный облик спутника.

С помощью программы SolidWorks выполнено моделирование проектного облика космического аппарата (рисунок 12). Вывод двух таких спутников на галоорбиту точки L2 обеспечит устойчивую систему связи между станцией, расположенной на обратной стороне Луны, и Землей.

На рисунке 13 представлен результат проведенного моделирования в пакете Delphi движения космического аппарата в окрестности точки L2.

Заключение

Выполнен краткий обзор советской лунной программы и лунных программ современности. Изучены перспективы использования точек либрации системы Земля–Луна в целях обеспечения бесперебойной связи с обратной стороной Луны. На основе уравнения связи для активной ретрансляции рассчитана мощность спутника–ретранслятора. Рассчитана площадь солнечных батарей, необходимых для функционирования космического аппарата. Выполнено 3d моделирование космического аппарата. Проведено моделирование траекторий движений космического аппарата по галоорбите точки либрации L2 системы Земля–Луна.

Литература

1. Маринин И.А., Шамсутдинов С.Х. Земля и Вселенная, 1993, №№ 4,5 Оригинальный текст статьи (по состоянию на 01 февраля 1993 года) предоставлен авторами, размещен с их разрешения и отличается от журнальной версии.<http://astronaut.ru/bookcase/article/ar11.htm>
2. Тяпченко Ю.А. Система отображения информации пилотируемых проектов космических кораблей лунных программ. <http://kniga.seluk.ru/k-tehnicheskie/1285322-1-page-sistemi-otobrazheniya-informacii-pilotiruemih-kosmicheskikh-korabley-lunnih-programm-tyapchenko-e-mail-typhenk.php>
3. И. А. МАРИНИН, С. Х. ШАМСУТДИНОВ ТО «Видеокосмос» Советские программы пилотируемых полетов к Луне.<http://epizodsspace.airbase.ru/bibl/ziv/1993/5/sov-pp.html>
4. <https://aboutspacejournal.net/2018/10/18/китайский-спутник-ретранслятор-queqiao-нап/>
5. <http://galspace.spb.ru/index161.html>Индийскийспутник«Chandrayaan-1»
6. <http://kosmolenta.com/index.php/1148-2017-12-11-chandrayaan-2>
7. <http://stella-sol.info/kagujya-izuchenie-luny/>
8. <https://habr.com/post/402701/>Лунная станция DeepSpaceGateway: подготовка к полёту на Марс.
9. Точки Лагранжа, перспективы их использования в космической деятельности <https://gagarin.energia.ru/past-future/174-tochki-lagranzha-perspektivy-ikh-ispolzovaniya-v-kosmicheskoy-deyatelnosti.html>
10. Маршал К. Задача трёх тел. М.-Ижевск, 2004 г. Стр. 25
11. Маршал К. Задача трёх тел. М.-Ижевск, 2004 г. Стр.279
12. Маршал К. Задача трёх тел. М.-Ижевск, 2004 г. Стр.72
13. Маршал К. Задача трёх тел. М.-Ижевск, 2004 г. Стр.75
14. <http://www.gprox.com/http://www.asterism.org/tutorials/tut22-1.htm>
15. [Halo-orbit formation in the Earth-Moon system by the electric propulsion spacecraft Olga Starinova, VyacheslavKupczov, ChangshengGao, Yudon Hu, Maksim Fain, and Roman Khabibullin Citation: AIP Conference Proceedings 2046, 020059 \(2018\); doi: 10.1063/1.5081579 View online: https://doi.org/10.1063/1.5081579 View Table of Contents: http://aip.scitation.org/toc/apc/2046/1 Published by the American Institute of Physicsv](https://doi.org/10.1063/1.5081579)
16. Петрович Н.Т., Каменев Е.Ф., Каблукова М.В. Космическая радиосвязь. –М.:Сов. Радио,1979 г. Стр.218-223

Приложение



Рис. 1. Космический корабль "Союз-7К-Л1"

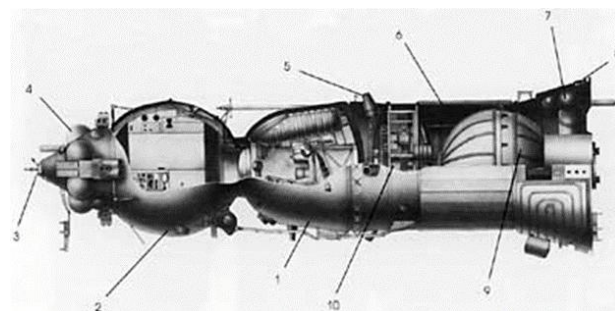


Рис. 2. Лунный орбитальный корабль "Союз-7К-ЛОК":

- 1 - спускаемый аппарат,
- 2 - бытовой отсек,
- 3 - стыковочный узел,
- 4 - отсек двигателей ориентации и причаливания,
- 5 - двигатели причаливания,
- 6 - агрегатный отсек,
- 7 - энергетический отсек,
- 8 - двигатели ориентации,
- 9 - ракетный блок "И",
- 10 - приборный отсек

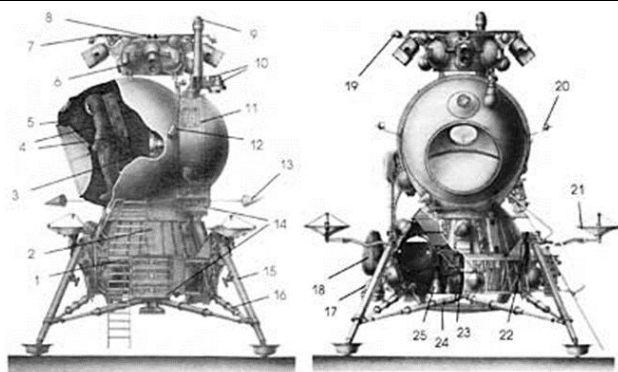


Рис. 3. Лунный корабль "ЛК":

- 1 - лунный посадочный агрегат,
- 2 - ракетный блок "Е",
- 3 - кабина космонавта,
- 4 - блоки системы жизнедеятельности,
- 5 - прибор наблюдения при посадке,
- 6 - блок двигателей ориентации,
- 7 - радиатор системы терморегулирования,
- 8 - стыковочный узел,
- 9 - датчик прицеливания,
- 10 - юстировочные датчики,
- 11 - приборный отсек,
- 12 - телевизионная камера,
- 13 - всенаправленные антенны,
- 14 - источники питания,
- 15 - опорная стойка с амортизатором,
- 16 - подкос с амортизатором,
- 17 - посадочный радиолокатор,
- 18 - навесной приборный отсек,
- 19 - слабонаправленные антенны,
- 20 - антенны системы сближения,
- 21 - телевизионные антенны,
- 22 - двигатель прижатия,
- 23 - основной двигатель,
- 24 - отражатель,
- 25 - резервный двигатель



Рис. 4. Ракета-носитель "Н-1"

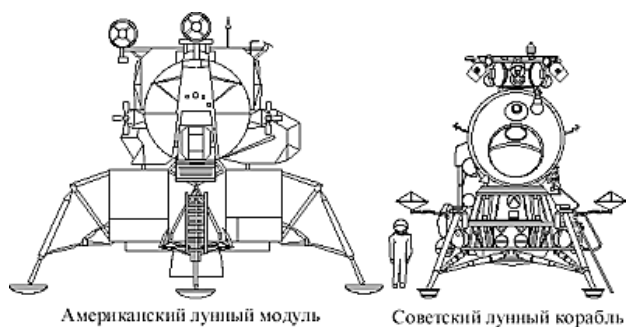


Рис. 5. Лунные корабли – американский и советский



Рис. 6. Изображение Земли и Луны со спутника Longjiang-2

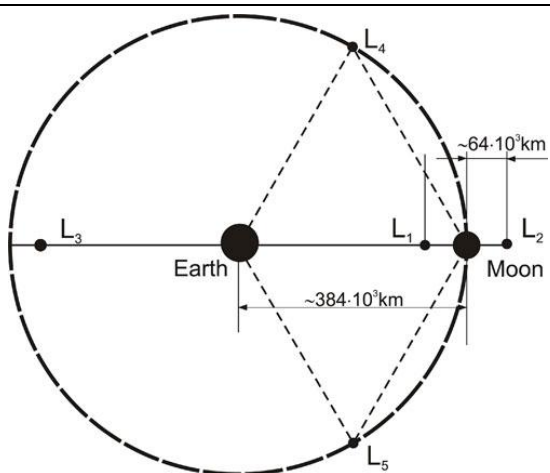


Рис. 7. Точки либрации системы Земля–Луна

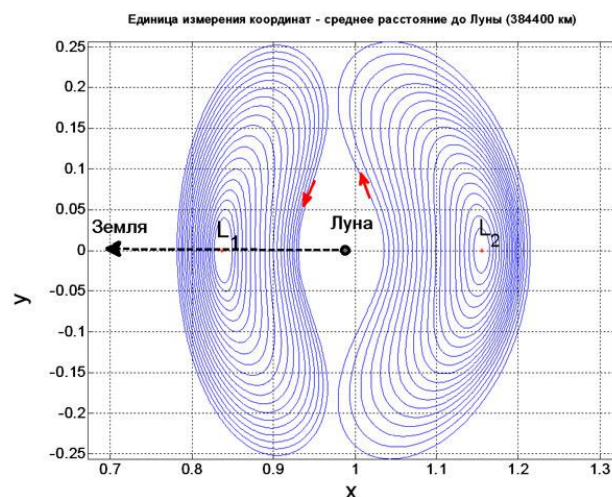


Рис. 8. Гало-орбиты системы Земля–Луна

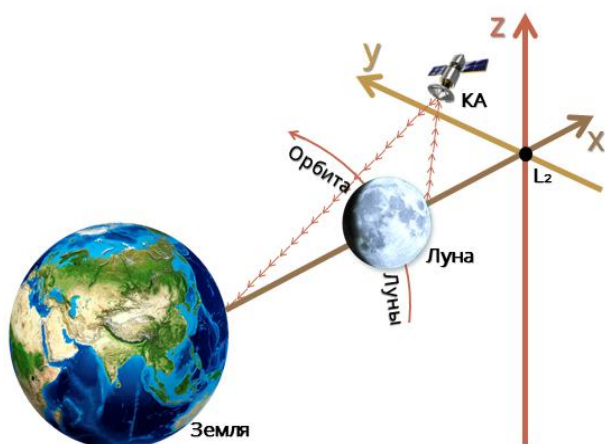


Рис. 9. Расположение спутника связи вблизи точки либрации L_2

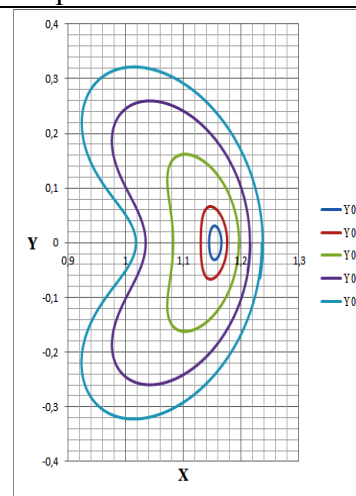


Рис. 10. Моделирование нелинеаризованного движения космического аппарата в окрестности точки либрации L_2

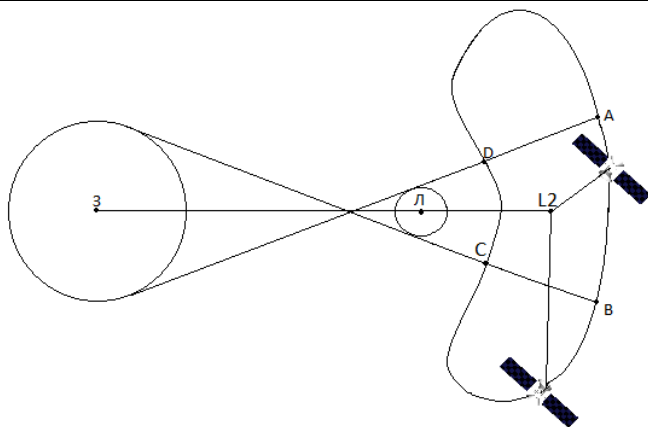


Рис. 11. Расположение системы спутников – ретрансляторов

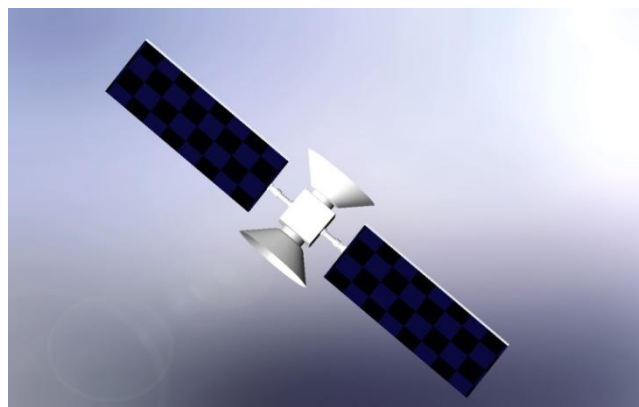


Рис. 12. Модель космического аппарата

In the surrounding L2

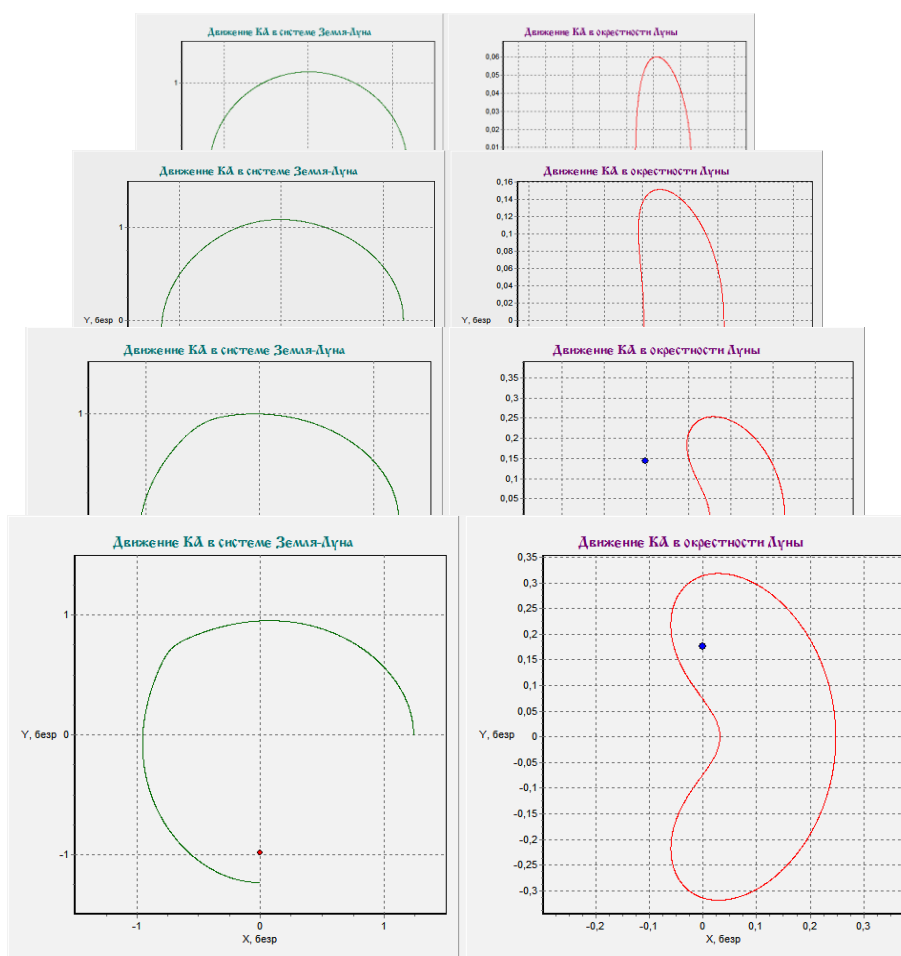


Рис. 13. Результат моделирования движения космического аппарата в окрестности точки L2