



УДК 654.1:528.7

В. Е. Чеботарев, Д. Н. Шмаков, В. А. Анжина

*ОАО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Россия*

КОНЦЕПЦИЯ ЛУННОЙ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВОЙ СВЯЗИ

Обоснована необходимость создания лунной системы спутниковой связи (ЛССС) длительного функционирования, решающей задачи обеспечения глобальной оперативной связи мобильных транспортных средств на поверхности Луны и вблизи ее с базовой лунной станцией связи на поверхности Луны, а через нее с наземными станциями связи. Проведено исследование различных типов орбитальных группировок ЛССС и принципов организации с их помощью межспутниковой связи и управления. Определены схема и средства выведения спутника на окололунные орбиты, его масса, основные требования к построению и функционированию.

Ключевые слова: спутниковая связь, окололунная орбитальная группировка, спутник связи, мобильные потребители.

V. E. Chebotarev, D. N. Shmakov, V. A. Anzhina

*JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems»,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russia*

THE CONCEPT OF LUNAR SATELLITE COMMUNICATION

There is established the necessity of lunar satellite communication system (LSCS) for long-term operation, which will provide global operational communication for mobile vehicles positioned on the Moon surface and at low altitudes nearby with lunar base station positioned on the Moon surface, and through the base station – with ground communication stations. Different types of LSCS orbital groups were studied, as well as principles of organization of intersatellite link and control system using these orbital groups. There were defined the launch vehicles (LV) to launch and inject the satellite in circumlunar orbits, as well as mass of the satellite, basic design and operation requirements.

Keywords: satellite communication, circumlunar orbital group, communication satellites, mobile users.

На данном этапе исследования Луны решены следующие задачи: картографирование поверхности; измерение гравитационного поля; исследование грунта; определение структуры внутреннего строения.

Последующие этапы планируют промышленное освоение Луны, которое подраз-

умевает организацию транспортных потоков «Земля–Луна–Земля», перемещение по поверхности Луны и вблизи ее поверхности мобильных транспортных средств.

Решение перечисленных задач требует создания на постоянной основе лунной системы спутниковой связи (ЛССС) длительного функционирования, решающей задачи обеспечения глобальной оперативной связи мобильных транспортных средств на по-

верхности Луны и вблизи ее с базовой лунной станцией связи на поверхности Луны (БЛС), а через нее с наземными станциями связи.

1. Варианты архитектуры орбитальной группировки и способы их формирования

Глобальность и оперативность связи определяются структурой орбитальной группировки (ОГ) спутников Луны, наличием межспутниковых линий связи, количеством и размещением базовых лунных станций связи.

Возможность создания лунных ОГ в значительной степени зависит от устойчивости окололунных орбит. Гравитационное поле Луны в отличие от земного имеет менее регулярную структуру, обусловленную наличием на близких от поверхности Луны больших локальных аномалий (масконы), а по мере удаления от поверхности Луны все более существенное влияние на конфигурацию поля возмущений от Земли (в первую очередь), Солнца, планет. Исследования эволюции орбит искусственных спутников Луны показали возможность поддержания периодической коррекцией устойчивости околокруговых орбит с большими полуосьми в интервале 2000...20 000 км (соответствующие высоты ~260...18 260 км) и наклоном около 58°. Периодичность коррекции 150...200 сут, длительность – до 9 сут, затраты характеристической скорости за 3 года 7...10 м/с [1].

Глобальность и непрерывность связи обеспечиваются регулярной структурой ОГ спутников Луны с однократным глобальным покрытием при заданных рабочих углах места (для лунных потребителей можно принять 5°). Это условие обеспечения 100 %-й доступности к системе при отсутствии отказов КА. Учет наличия длительных отказов КА (на период его замены) приводит к задержкам в организации связи или к необходимости построения ОГ с избыточным количеством КА (в пределе – двукратное покрытие).

Были исследованы следующие ОГ в интересах окололунной связи, обеспечивающие 100 %-е однократное покрытие:

- высота орбиты 1000 км, наклонение 90°(58°), количество КА – 18 (15), размещенных равномерно в трех плоскостях;
- высота орбиты 1500 км, наклонение 90°(58°), количество КА – 10 (8), размещенных равномерно в двух плоскостях;

- высота орбиты 4260 км, наклонение 90°(58°), количество КА – 8(6), размещенных равномерно в двух плоскостях.

Наличие нескольких КА в одной плоскости предопределяет целесообразность использования групповой схемы их выведения с одновременным заполнением всей плоскости выведенными КА.

Рассмотрена возможность использования РКН «Союз-2.1Б» и РБ «Фрегат» для выведения КА по следующей схеме:

- РКН выводит головной блок на околоземную круговую опорную орбиту с наклоном 51,6 ° и радиусом 6565 км. В состав головного блока входят разгонный блок и блок КА;
- разгонный блок «Фрегат» обеспечивает перевод головного блока с опорной орбиты на траекторию полета к Луне;
- астроориентация и коррекция перелетной траектории осуществляются с помощью разгонного блока «Фрегат» (существующий РБ «Фрегат» не обеспечивает решения этой задачи, что потребует его модернизации);
- выдача тормозного импульса в перицентре пролетной гиперболической траектории в окрестности Луны осуществляется с помощью двигательной установки РБ «Фрегат».

В результате этого маневра головной блок переходит на окололунную орбиту фазирования. Наклонение этой орбиты и высота перицентра равны наклонению и высоте рабочей орбиты, а высота апоцентра выбирается в соответствии с располагаемым временем на разведение КА в плоскости.

После одновременного отделения КА от РБ «Фрегат» с помощью двигательной установки КА обеспечивается переход с орбиты фазирования в рабочую точку каждого КА.

Расчетное значение массы блока КА после его отделения от РБ будет не менее 1230 кг и практически не зависит от высоты рабочей окололунной орбиты. Масса выводимого КА по групповой схеме определяется из выражения

$$M_{\text{КА}} = \frac{M_{\text{П}} - M_{\text{УО}}}{m_{\text{КА}}}, \quad (1)$$

где $M_{\text{П}}$ – предельная масса полезного груза, выводимого РКН ($M_{\text{П}} = 1230$ кг); $M_{\text{УО}}$ – масса устройства отделения; $m_{\text{КА}}$ – количество одновременно выводимых КА.

Выбор варианта орбитальной группировки проведем ниже, после анализа влияния высоты орбиты на радиотехнические характеристики системы связи.

2. Принципы организации спутниковой связи

Назначение ЛССС – обеспечение глобальной оперативной (используется межспутниковая линия) связи потребителей с БЛС, а через нее с наземной станцией связи. Потребителями услуг ЛССС являются лунные мобильные транспортные средства, лунные стационарные станции и космические потребители, перемещающиеся вблизи поверхности Луны (рис. 1).

Каждому потребителю ЛССС предлагается обеспечить дуплексную связь в режиме многостанционного доступа к КА с информативностью: один канал ТЛФ и один канал ТЛГ при работе на антенну потребителя с усилением 0 дБ (слабонаправленная). Для стационарных потребителей допускается увеличение информативности за счет применения ими направленных антенн.

Минимальное значение пропускной способности КА ЛССС предлагается ограничить нижним уровнем: 10 каналов ТЛФ и 100 каналов ТЛГ в режиме многостанционного доступа к КА.

Необходимо также предусмотреть возможность режима запоминания информации на КА (электронная почта). Расширение функциональных возможностей КА будет рассматриваться исходя из имеющихся на нем ресурсов.

Задачей расчета параметров радиолинии является определение характеристик приемопередающего тракта и антенно-фидерных устройств КА, обеспечивающих требуемые свойства радиоканала по информативности для заданных характеристик аппаратуры потребителя [2; 4].

Геометрические соотношения параметров орбитальной группировки приведены на рис. 2, а расчетные значения – в табл. 1 (расчеты проведены по известным формулам [3; 4] с учетом того что для Луны $\mu_{\text{л}} = 0,49 \cdot 10^4 \text{ км/с}^2$).

Влияние изменения высоты орбиты на потенциал радиолинии для максимального раскрытия диаграммы антенны КА и максимальной дальности оценим по отношению к коэффициенту

$$K_H = \frac{G_a}{G_s} \cdot \frac{D_s^2}{D^2}, \quad (2)$$

где G_a , G_s – коэффициенты усиления антенны КА на текущей и эталонной высоте орбиты; D , D_s – дальность до КА на текущей и эта-

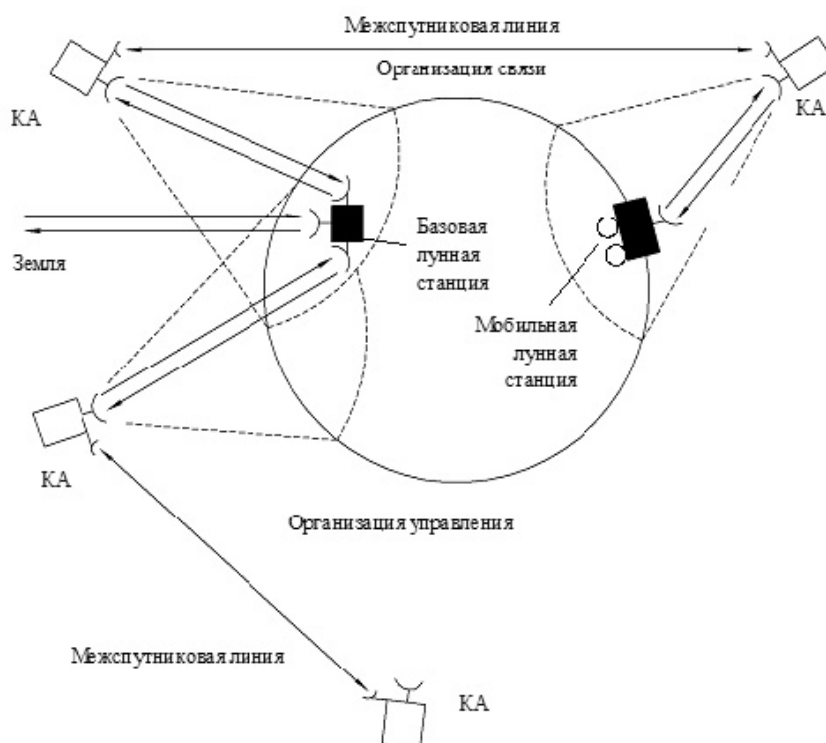


Рис. 1. Функциональная схема ЛССС

Таблица 1

Характеристики орбитальной группировки

h , км	1000	1500	4260
r_n , км	2740	3240	6000
T , час	3,56	4,58	11,54
γ , град	39,24	32,3	16,8
β , град	47,76	52,6	68,2
D , км	1970	2586	5591
$\max D_{KA}$, км	4233	5466	11484
K_D	0,6 (+2,2 дБ)	1	4,4 (-6,4 дБ)
V_{KA} , км/с	2,244	2,064	1,517
δf_d	1,3	1,0	0,4
$n \times m$	$3 \times 6 (i = 90^\circ)$ $3 \times 5 (i = 58^\circ)$	$2 \times 5 (i = 90^\circ)$ $2 \times 4 (i = 58^\circ)$	$2 \times 4 (i = 90^\circ)$ $2 \times 3 (i = 58^\circ)$
M_{KA} , кг	$140 + 6 \times 182$ $140 + 5 \times 218$	$140 + 5 \times 218$ $130 + 4 \times 275$	$130 + 4 \times 275$ $120 + 3 \times 370$
δM	0,66 ($m = 6$) 0,79 ($m = 5$)	0,79 ($m = 5$) 1,0 ($m = 4$)	1,0 ($m = 4$) 1,35 ($m = 3$)
G	9,0	12,9	46
K_n	1,2 (+0,8 дБ)	1	0,76 (-1,2 дБ)

Здесь n – количество плоскостей; m – количество КА в плоскости.

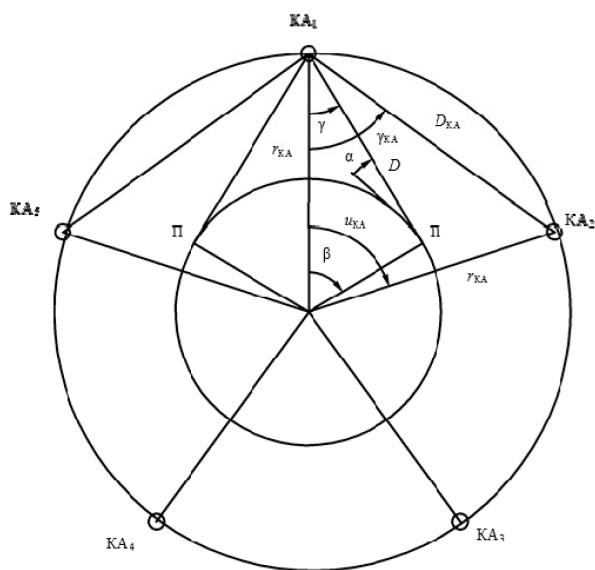


Рис. 2. Расположение КА в орбитальной плоскости

лонной высоте орбиты. За эталонную высоту примем высоту 1500 км.

Анализ данных, приведенных в табл. 1, показывает, что в диапазоне высот более 1500 км зависимость K_n от высоты круговой орбиты слабая. Это связано с тем, что при увеличении высоты орбиты ширина диаграммы антенны 2γ , охватывающей всю поверхность Земли, уменьшается и возрастающее усиление антенны G частично компенсирует увеличение дальности.

$$G = \frac{2}{1 - \cos \gamma}. \quad (3)$$

В результате для высоты орбиты 4260 км потери в потенциале радиолонии для глобальной зоны обзора по сравнению с эталонной составляют 1,2 дБ. Это означает необходимость повышения мощности передатчика КА и потребителя на 30 %.

С увеличением высоты орбиты возрастает дальность в межспутниковой линии связи, максимальное значение которой определяется по формуле

$$\max D_{KA} = 2\sqrt{r_L^2 - R_L^2}, \quad (4)$$

где r_L – радиус круговой орбиты окололунного КА; R_L – радиус Луны.

В то же время за счет уменьшения количества КА в ОГ масса отдельного КА возрастает (параметр δM , определяемый как отношение расчетной массы к эталонной, равной 275 кг), что позволяет компенсировать затраты на увеличение энергетики радиолонии в направлении «КА – потребитель» и «КА–КА».

Увеличение мощности передатчика потребителя в радиолонии «потребитель – КА» можно предотвратить, если учитывать уменьшение ширины полосы приемника КА вследствие доплеровского уширения частоты f_d :

$$\max f_d = f_0 \cdot \frac{V_{KA}}{C} \sin \gamma, \quad =$$

$$V_{KA} = V_L \cdot \sqrt{\frac{R_L}{r_{KA}}}, \quad (5)$$

где f_0 – номинальное значение частоты; V_{KA} – скорость КА на круговой орбите, C – скорость света; V_L – первая космическая скорость для Луны, $V_L = 2,8161$ км/с.

Окончательный эффект относительного доплеровского уширения полосы частоты относительно эталонного значения оценивается выражением

$$\delta f_d = \frac{V_{KA} \cdot \sin \gamma}{V_{KA, \text{Э}} \cdot \sin \gamma_{\text{Э}}}. \quad (6)$$

Анализ представленной в табл. 1 информации позволяет сформулировать предварительную рекомендацию по выбору ОГ в интересах ЛССС: не ниже 1500 км (тип 1) с желательным увеличением высоты до 4260 км (тип 2) при сохранении общего количества КА в плоскостях – 4 КА или 5 КА (в зависимости от требуемой информативности и надежности). За счет увеличения высоты орбиты можно повысить вероятность двукратного покрытия (возможность обслуживания системой при наличии одного отказавшего КА) или расширить допуски на изменения параметров орбиты с соответствующим снижением затрат рабочего тела двигательной установки на коррекцию орбиты.

Выбор диапазона частот в радиолинии связи «потребитель – КА», «КА – КА» и «КА – базовая лунная станция» будем осуществлять исходя из возможности заимствования задела по аналогичным околоземным спутниковым системам связи и условия оптимизации требований к аппаратуре потребителя.

Связь базовой станции на Луне с Землей рассматривается по схеме использования земных станций спутниковой связи типа ВМ-12, имеющих полноповоротную антенную платформу с большим диаметром антенны (12 м).

Частотный план контура связи ЛССС:

- связная радиолиния «Луна–КА» – 1,63 ГГц, «КА–Луна» – 1,53 ГГц;
- межспутниковая радиолиния: 2,2–2,6 ГГц;
- связная радиолиния базовой лунной станции с наземной: «Луна–Земля» – 3,45...4,2 ГГц, «Земля–Луна» – 5,775...6,525 ГГц.

3. Принципы организации контура управления ЛССС

Контур управления ЛССС состоит из спутникового и лунного комплексов управления. Бортовой (спутниковый) комплекс управления должен обеспечивать централизованное управление и контроль с помощью БЦВМ как автономно, так и с привлечением средств лунного комплекса управления в штатном режиме, а также аппаратными средствами при нештатных ситуациях.

Средства лунного комплекса управления решают задачи управления, телеметрического контроля, синхронизации времени и измерения орбиты КА как с использованием командной радиолинии при непосредственной работе с КА в зоне радиовидимости, так и с привлечением межспутниковой радиолинии связи для управления КА вне зоны радиовидимости (рис. 1).

Предлагается также использовать радиолинию связи в контуре управления средствами базовой лунной станции в режимах штатной ориентации КА, что предполагает территориальное совмещение лунного комплекса управления с базовой лунной станцией.

Чтобы лунный комплекс управления был один, его необходимо размещать на видимой стороне Луны подальше от экватора, чтобы обеспечить одновременную видимость по одному КА из всех плоскостей орбит. Оптимальная широта БЛС совпадает с величиной наклона орбиты.

Частотный план контура управления:

«Луна – КА» – 5,7 ГГц, «КА – Луна» – 3,4 ГГц.

Радиолиния выдачи команд должна быть защищена от несанкционированного использования. Темп выдачи команд – ежесекундный. Скорость съема и передачи информации – 1 кбит/с.

4. Принципы построения и функционирования КА ЛССС

Исходя из общего построения и функционирования ЛССС КА должен:

- 1) решать задачи связи в контуре «КА – БЛС», «КА – потребитель», «КА – КА»;
- 2) обеспечивать межспутниковую связь;
- 3) решать задачи управления, контроля и баллистического обеспечения совместно со средствами БЛС;
- 4) проводить коррекцию орбиты приведения и удержания;

- 5) обеспечивать ориентацию КА в штатных режимах связи, управления и при прогнозировании коррекции орбиты, а также специальную ориентацию в аварийных режимах;
- 6) поддерживать штатное функционирование в течение всего срока активного существования, величина которого должна быть максимально достижимой (не менее 10 лет) в условиях воздействия факторов окололунного космического пространства (соответствуют уровню геостационарных орбит);
- 7) размещаться в зоне полезного груза РКН в составе блока КА и обеспечивать функционирование поля воздействия механических нагрузок в процессе работы РКН и последующего пребывания на участке перелета в составе блока КА в течение не менее 3 сут.

В процессе проектирования КА необходимо решить оптимизационную задачу по выбору высоты орбиты (тип 1 или 2) путем исследования ее влияния на параметры радиотехнического комплекса и массу КА.

При этом необходимо осуществить выбор типоразмера космической платформы используемых для информационных КА разработки ОАО «ИСС», на базе которой должен быть разработан лунный КА связи.

При проектировании КА также необходимо учитывать следующую особенность прохождения теневых зон от Луны и Земли:

1. Циклы теневых зон от Луны повторяются два раза в год.
Для орбиты ИСЛ высотой 1500 км длительность цикла 65,9 сут при максимальной длительности теневой зоны 0,83 ч, а для орбиты ИСЛ высотой 4260 км длительность цикла 34,2 сут при максимальной длительности теневой зоны 1,1 ч.
2. Теневые и полутеневые зоны от Земли на орбите ИСЛ могут возникать с периодичностью не более двух раз в году с возможным одновременным появлением теневых

зон от Луны (с разнесением по фазе или с наложением друг на друга).

Коэффициент полного затенения орбиты высотой 1500 км может составить 0,735. Для орбиты высотой 4260 км коэффициент полного затенения орбиты может составить 0,32, а частичного 0,194.

В заключение делаем выводы, что проект лунной спутниковой системы связи актуален и реализуем при существующих космических технологиях, а доставка спутников на окололунную орбиту возможна с помощью РКН «Союз-2.1б» и доработанного РБ «Фрегат». Орбитальная группировка спутника системы связи должна быть двухплоскостной, содержащей 4–5 КА в каждой плоскости на круговых наклонных орбитах высотой от 1500 до 4200 км.

Базовая лунная станция должна строиться на принципе объединения функций связи и управления спутниками системы, а также отдельного контура связи с наземными станциями связи. Все это позволит лунному КА решать задачи связи потребителей с базовой лунной станцией как непосредственно в зоне радиовидимости, так и глобально с использованием межспутниковой линии связи.

Библиографические ссылки

1. Кресснер Г. Н., Михаелс Д. В. Введение в системы космической связи. М. : Связь, 1967. 392 с.
2. Фортушенко А. Д., Аскенази Г. Б., Быков В. Л., Крапотин О. С. Основы технического проектирования систем связи через ИСЗ. М. : Связь, 1970. 331 с.
3. Чернявский Г. М., Бартенев В. А. Орбиты спутников. М. : Связь, 1978. 240 с.
4. Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с., [24] с ил.

*Статья поступила в редакцию
09.01.2014 г.*