

Повышение пропускной способности радиосистем дальней космической связи на основе использования сопровождающих космических аппаратов-ретрансляторов

Рассмотрены методики и математические модели для расчета пропускной способности радиосистем дальней космической связи в режимах прямой передачи, а также в режимах ретрансляции через «прозрачный» и регенеративный космические ретрансляторы. Проведены исследования пропускной способности в зависимости от расстояния ретранслятора от целевого аппарата на примере радиосистемы передачи научной информации Марс – Земля в частотном диапазоне K_a . Показана принципиальная возможность получения выигрыша в пропускной способности радиосистем дальней космической связи за счет использования космического ретранслятора. Проанализированы требования к основным параметрам ретранслятора и расстоянию ретранслятора от целевого космического аппарата для различных значений дальности между целевым аппаратом и получателем. Получены оценки областей размещения космического аппарата-ретранслятора, обеспечивающего максимальный выигрыш в пропускной способности.

А.С. ВОЛКОВСКИЙ,

канд. техн. наук,

Н.А. ВАЖЕНИН,

д-р техн. наук,

А.П. ПЛОХИХ,

д-р техн. наук,

Д.Д. БОРИСКИН

(МАИ, Москва)

plokhikh2001@mail.ru

Дальняя космическая связь, космические аппараты, сопровождающие ретрансляторы, «прозрачный» ретранслятор, регенеративный ретранслятор, пропускная способность

В последнее время актуально создание радиосистем дальней космической связи с использованием одного или нескольких ретрансляторов, расположенных на космических аппаратах [1–4]. Цели применения такого сценария связи могут различными: борьба с «засветкой» Солнцем прямого канала между целевым (исследовательским) космическим аппаратом и земной станцией, оптимизация использования полезной нагрузки исследовательского космического аппарата под его целевые задачи, в том числе за счет уменьшения массогабаритных характеристик связного радиооборудования, повышение пропускной способности радиосистем дальней космической связи и др. При этом в существующих работах рассматривалось размещение ретрансляторов либо в точках Лагранжа, либо на орбитах Земли и исследуемых планет. Особенностью данного исследования является рассмотрение проблемы в более общих условиях, которые могут быть реализованы с использованием космического аппарата-ретранслятора, «сопровождающего» целевой космический аппарат по определенной траектории, как это было предложено в работе [5]. С целью формирования исходных данных для построения орбитальных группировок таких ретрансляторов в статье рассматриваются особенности повышения суммарной пропускной способности системы связи за счет выбора оптимального расположения космического аппарата-ретранслятора относительно исследовательского космического аппарата и земной станции. В качестве исследовательских космических аппаратов могут рассматриваться и планетарные летательные аппараты [6].

В данном исследовании пропускная способность радиосистем дальней космической связи определяется как максимально достижимая скорость передачи информации при заданной ее достоверности передачи, количественно оцениваемой вероятностью ошибки на декодированный бит [7].

Далее в качестве приоритетного рассматривается канал передачи целевой научной информации в направлении космический аппарат – земная станция, к которому предъявляются наиболее высокие требования по пропускной способности.

Рассмотрим пропускную способность радиосистем дальней космической связи в режиме прямой передачи.

В этом режиме информация передается непосредственно от целевого космического аппарата к земной станции без использования промежуточной ретрансляции.

Вероятность ошибки в приеме информационного бита p_b при действии аддитивного белого гауссова шума зависит от используемых методов кодирования – декодирования, модуляции – демодуля-

ции (кодowo-модуляционной схемы) и отношения энергии информационного сигнала E_b на длительности бита к односторонней спектральной плотности аддитивного белого гауссова шума N_0 (отношения сигнал – шум) [7], что определяется соотношением

$$p_b = f\left(\frac{E_b}{N_0}\right), \quad (1)$$

где $N_0 = kT_{ш}$, $k = 1,38 \cdot 10^{-23}$ Дж/К – постоянная Больцмана, $T_{ш}$ – эквивалентная шумовая температура приемной системы.

В свою очередь, отношение сигнал – шум может быть записано в следующем виде [6, 7]:

$$\frac{E_b}{N_0} = \frac{\Pi}{L_{и}} T_b = \frac{\Pi}{L_{и} R_b}, \quad (2)$$

где Π – энергетический потенциал радиосистем дальней космической связи; T_b – длительность информационного бита; $R_b = 1/T_b$ – битовая скорость передачи информации; $L_{и}$ – энергетические потери, появляющиеся в случае, когда часть мощности полезного сигнала расходуется на передачу неинформационной компоненты спектра на несущей частоте (модуляция с остаточной несущей).

Энергетический потенциал радиосистем дальней космической связи можно записать в виде [7–9]

$$\Pi = \frac{P_E Q_R}{L_{гТ} L_{гR} L_P L_{пр} k}, \quad (3)$$

где P_E – эквивалентная изотропно излучаемая мощность передатчика; Q_R – добротность приемной системы; $L_{гТ}$, $L_{гR}$ – потери из-за неточности наведения передающей и приемной антенны; L_P – потери на трассе распространения радиоволн; $L_{пр}$ – возможные прочие потери и энергетический запас.

Если задать требуемое значение вероятности битовой ошибки, то из соотношения (1) для него может быть найдено требуемое отношение сигнал – шум

$$\frac{E_b}{N_0} = f^{-1}(p_b), \quad (4)$$

для которого с помощью выражения (2) при рассчитанном энергетическом потенциале (3) можно определить достижимую скорость передачи информации, т. е. пропускную способность радиосистем дальней космической связи:

$$R_b = \frac{\Pi}{L_{и}} \left(\frac{E_b}{N_0} \right)^{-1}. \quad (5)$$

Рассмотрим режим прямой передачи информации с исследовательского космического аппарата, находящегося, например, на орбите Марса, на земную станцию.

Приведем типовые характеристики радиосистем дальней космической связи [3, 10–13].

Целевой космический аппарат: кодово-модуляционная схема – турбокод (1/4, 8920); двоичная фазовая манипуляция с подавленной несущей (2-ФМн); несущая частота передатчика – 32,05 ГГц; мощность передатчика – 35 Вт; диаметр апертуры антенны – 3 м; эквивалентная изотропно излучаемая мощность – 72,448 дБВт; ошибка наведения антенны – 0,1°.

Трасса распространения радиоволн: дополнительные потери – 1,4 дБ.

Земная станция: ошибка наведения антенны – 0,0057°, диаметр апертуры антенны – 34 м; результирующая шумовая температура приемной системы – 100,737 К; добротность приемной системы – 59,063 дБ/К; прочие потери и энергетический запас – 4 дБ; требуемая вероятность битовой ошибки – 10^{-6} .

Для большинства кодово-модуляционных схем, используемых в современных радиосистемах дальней космической связи [13–17], взаимосвязь (1) не может быть описана аналитически, и для расчета p_b используется имитационное моделирование или натурный эксперимент.

В данной работе в качестве кодово-модуляционной схемы рассматривается один из рекомендованных вариантов – сочетание турбокода со скоростью 1/4 и информационной блоковой длиной 8920 и 2-ФМн [13].

Для расчета энергетических потерь из-за ошибок наведения антенн с круглой апертурой в последующих расчетах применяется аппроксимация нормированной к максимуму диаграммы направленности по мощности функцией вида [3]

$$g(\theta) = \left[\frac{2J_1(\sqrt{G}\sin\theta)}{\sqrt{G}\sin\theta} \right]^2, \quad (6)$$

где θ – угловое отклонение от направления максимума излучения; $J_1(\cdot)$ – функция Бесселя первого рода первого порядка.

Тогда энергетические потери из-за неточности наведения могут быть рассчитаны по формуле

$$L_g = g(\theta_A), \quad (7)$$

где θ_A – угловая ошибка наведения антенны.

Для задания атмосферных потерь и температуры внешних шумов здесь и далее используются обобщенные усредненные справочные данные [18–22], не привязанные к определенному местоположению станций связи.

Для приведенных параметров в соответствии с приведенной методикой была рассчитана зависимость пропускной способности радиосистемы дальней космической связи в режиме прямой связи от дальности канала связи целевой космический аппарат – земная станция (рис. 1).

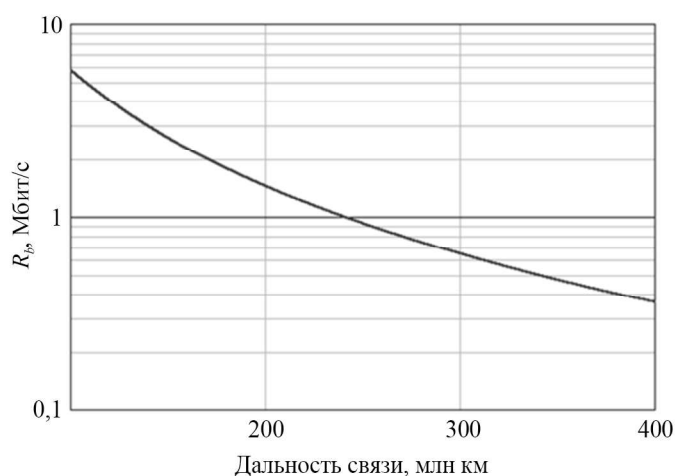


Рис. 1

Для минимальной дальности канала связи Марс – Земля (100 млн км) пропускная способность составила 5,807 Мбит/с, для максимальной дальности (400 млн км) – 0,363 Мбит/с. Эти результаты хорошо согласуются с известными теоретическими и экспериментальными данными для режима прямой передачи современных радиосистем дальней космической связи Марс – Земля в диапазоне K_a [3, 10].

Рассмотрим пропускную способность радиосистемы дальней космической связи в режиме передачи через «прозрачный» ретранслятор.

Простейший «прозрачный» ретранслятор не предполагает какую-либо промежуточную обработку принимаемого сигнала, исключение – возможность переноса сигнала на другую частоту. Из-за простоты технической реализации увеличивается уровень шумов на входе приемника получателя, обусловленный тем, что при такой ретрансляции шумы приемного тракта ретранслятора усиливаются и переизлучаются получателю вместе с полезным сигналом [3, 7, 8].

Результирующий энергетический потенциал радиосистемы дальней космической связи с «прозрачным» ретранслятором (т. е. для сквозного канала целевой космический аппарат – ретранслятор космического аппарата – земная станция) определяется выражением

$$\Pi = \left(\frac{1}{\Pi_1} + \frac{1}{\Pi_2} + \frac{B}{\Pi_1 \Pi_2} \right)^{-1}, \quad (8)$$

где B – эквивалентная шумовая полоса ретранслятора; Π_1, Π_2 – энергетические потенциалы рассматриваемых изолированно радиолиний целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор и космический аппарат-ретранслятор – земная станция:

$$\Pi_1 = \frac{P_{R1}}{N_{01}}; \quad \Pi_2 = \frac{P_{R2}}{N_{02}}, \quad (9)$$

где P_{R1} – мощность полезного сигнала целевого космического аппарата на входе приемника ретранслятора; P_{R2} – мощность ретранслированной смеси полезного сигнала и шумов на входе приемника получателя; N_{01}, N_{02} – спектральные плотности мощности шумов, относящиеся к приемным системам ретранслятора и земной станции.

При заданной вероятности битовой ошибки достижимую скорость передачи информации, т. е. пропускную способность радиосистемы дальней космической связи с «прозрачным» ретранслятором, можно определить аналогично выражению (5) с использованием формул (8), (9).

Для оценки пропускной способности результирующего канала связи будем использовать такие же, как в режиме прямой передачи, характеристики источника (целевого космического аппарата) и получателя (земной станции) информации.

Космический аппарат-ретранслятор описывается следующими характеристиками.

Приемная часть космического аппарата-ретранслятора: ошибка наведения антенны – $0,01^\circ$; диаметр апертуры антенны – 5 м; результирующая шумовая температура приемной системы – 266,751; добротность приемной системы – 37,183 дБ/К; эквивалентная шумовая полоса – 120 МГц; прочие потери и энергетический запас – 2 дБ.

Передающая часть космического аппарата-ретранслятора: несущая частота передатчика – 32,05 ГГц; мощность передатчика – 100 Вт; диаметр апертуры антенны – 5 м; эквивалентная изотропно излучаемая мощность – 81,44 дБВт; ошибка наведения антенны – $0,01^\circ$.

Трасса распространения радиоволн космический аппарат-ретранслятор – земная станция: дополнительные потери – 1,4 дБ; прочие потери и энергетический запас – 4 дБ.

Проведем расчет пропускной способности канала связи с «прозрачным» ретранслятором для наилучшего взаимного расположения целевого космического аппарата, космического аппарата-ретранслятора и земной станции с точки зрения минимальных возможных расстояний между ними, например, когда все три объекта расположены на одной прямой (рис. 2).

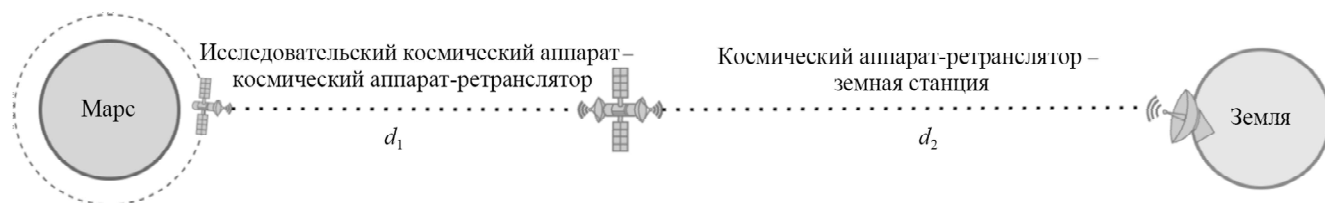


Рис. 2

Приведем рассчитанные зависимости пропускной способности радиосистем дальней космической связи с «прозрачной» ретрансляцией от дальности связи между целевым космическим аппаратом и космическим аппаратом-ретранслятором для разных дальностей удаления целевого космического аппарата от Земли.

Зависимость скорости передачи информации в радиосистеме дальней космической связи с «прозрачным» ретранслятором от дальности целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор для максимальной дальности целевой космический аппарат – земная станция (400 млн км) представлена на рис. 3, для минимальной дальности (100 млн км) – на рис. 4.

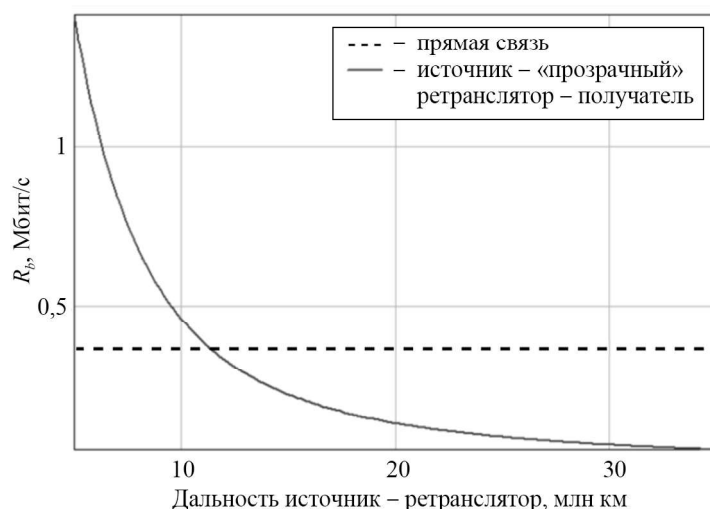


Рис. 3

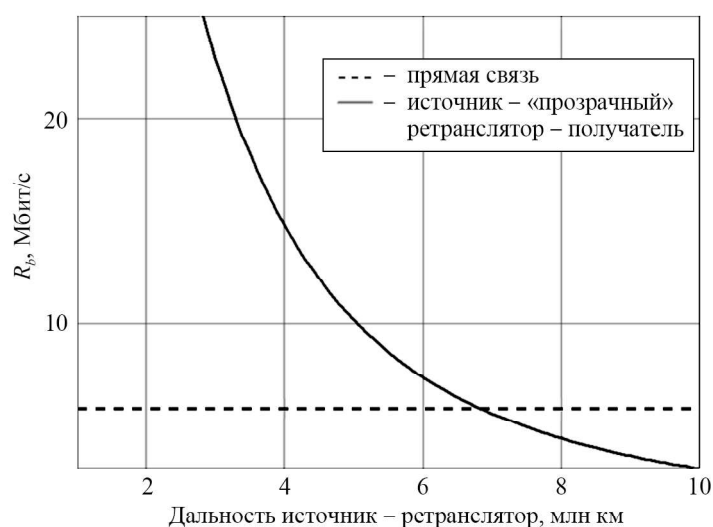


Рис. 4

При выбранных параметрах радиооборудования для случая «прозрачного» ретранслятора пропускная способность сквозного канала целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор – земная станция монотонно падает с увеличением расстояния d_1 (см. рис. 3, 4), при этом существует пороговое значение расстояния d_1 , из-за превышения которого использование «прозрачного» ретранслятора становится неэффективным. В этом случае пропускная способность сквозного канала становится меньше пропускной способности режима прямой передачи целевой космический аппарат – земная станция. Таким образом, значения d_1 меньше порогового уровня можно назвать областью эффективного использования «прозрачной» ретрансляции, позволяющей повысить пропускную способность рассматриваемого канала связи. В рассматриваемом случае для максимальной дальности целевой космический аппарат – земная станция это пороговое значение составляет около 11,3 млн км (см. рис. 3), для минимальной – примерно 6,8 млн км (см. рис. 4).

Рассмотрим пропускную способность радиосистем дальней космической связи в режиме передачи через регенеративный ретранслятор.

В отличие от «прозрачного», регенеративный ретранслятор осуществляет полную обработку принимаемого от целевого космического аппарата сигнала, включая демодуляцию и декодирование и последующие кодирование и модуляцию, причем кодово-модуляционные схемы в каналах приема и передачи в общем случае могут быть разные [3, 7]. В результате каналы передачи целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор и космический аппарат-ретранслятор – земная станция характеризуются независимыми энергетическими потенциалами вида (9).

Далее для каждого парциального канала передачи могут быть введены аналогично выражению (2) независимые друг от друга отношения сигнал – шум в информационном бите:

$$\frac{E_{b1}}{N_{01}} = \frac{\Pi_1}{L_{н1} R_{b1}}; \quad \frac{E_{b2}}{N_{02}} = \frac{\Pi_2}{L_{н2} R_{b2}}. \quad (10)$$

В свою очередь, вероятности битовой ошибки для заданных кодово-модуляционных схем определяются выражениями

$$p_{b1} = f_1\left(\frac{E_{b1}}{N_{01}}\right); \quad p_{b2} = f_2\left(\frac{E_{b2}}{N_{02}}\right), \quad (11)$$

где индексы «1» и «2» относятся к каналам целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор и космический аппарат-ретранслятор – земная станция.

Результирующая вероятность битовой ошибки в сквозном канале целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор – земная станция может быть рассчитана по правилам теории вероятностей [3, 7]:

$$p_b = 1 - [(1 - p_{b1})(1 - p_{b2}) + p_{b1}p_{b2}] = p_{b1} + p_{b2} - 2p_{b1}p_{b2}. \quad (12)$$

При заданной результирующей вероятности битовой ошибки на основе выражения (12) можно задать требования к парциальным вероятностям ошибок в каналах целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор и космический аппарат-ретранслятор – земная станция, для которых из выражения (11) определяются требования к парциальным отношениям сигнал – шум:

$$\frac{E_{b1}}{N_{01}} = f_1^{-1}(p_{b1}); \quad \frac{E_{b2}}{N_{02}} = f_2^{-1}(p_{b2}). \quad (13)$$

Затем из выражения (10) находится достижимая пропускная способность информации в каждом канале:

$$R_{b1} = \frac{\Pi_1}{L_{н1}} \left(\frac{E_{b1}}{N_{01}}\right)^{-1}; \quad R_{b2} = \frac{\Pi_2}{L_{н2}} \left(\frac{E_{b2}}{N_{02}}\right)^{-1}. \quad (14)$$

Результирующая пропускная способность радиосистем дальней космической связи, очевидно, будет определяться минимальной из парциальных (14):

$$R_b = \min\{R_{b1}, R_{b2}\}. \quad (15)$$

Оценим эффективность использования регенеративного ретранслятора со следующими характеристиками.

Приемная часть ретранслятора: ошибка наведения антенны – 0,01°; диаметр апертуры антенны – 5 м; результирующая шумовая температура приемной системы – 266,751 К; добротность приемной системы – 37,183 дБ/К; прочие потери и энергетический запас в канале (целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор) – 4 дБ; требуемая вероятность битовой ошибки в канале (целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор) – $9 \cdot 10^{-7}$.

Передающая часть ретранслятора: кодово-модуляционная схема – турбокод (1/4, 8920); 2-ФМн; несущая частота передатчика – 32,05 ГГц; мощность передатчика – 100 Вт; диаметр апертуры антенны – 5 м; эквивалентная изотропно излучаемая мощность – 81,444 дБВт; ошибка наведения антенны – 0,01°.

Трасса распространения радиоволн космический аппарат-ретранслятор – земная станция: дополнительные потери – 1,4 дБ; прочие потери и энергетический запас – 4 дБ.

Земная станция: требуемая вероятность битовой ошибки в канале космический аппарат-ретранслятор – земная станция – 10^{-7} ; требуемая вероятность битовой ошибки в сквозном канале целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор – земная станция – 10^{-6} .

Характеристики источника (целевого космического аппарата) и получателя информации (земной станции) такие же, как в режиме прямой передачи.

Приведем рассчитанные в соответствии с рассмотренной методикой зависимости пропускной способности радиосистем дальней космической связи с регенеративной ретрансляцией от дальности связи между целевым космическим аппаратом и космическим аппаратом-ретранслятором.

Зависимость скорости передачи информации в радиосистеме дальней космической связи с регенеративным ретранслятором от дальности целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор для максимальной дальности целевой космический аппарат – земная станция (400 млн км) представлена на рис. 5, для минимальной дальности (100 млн км) – на рис. 6. Рассматривался наилучший случай взаимного расположения целевого космического аппарата, ретранслятора космического аппарата и земной станции с точки зрения минимальных возможных расстояний (см. рис. 2).

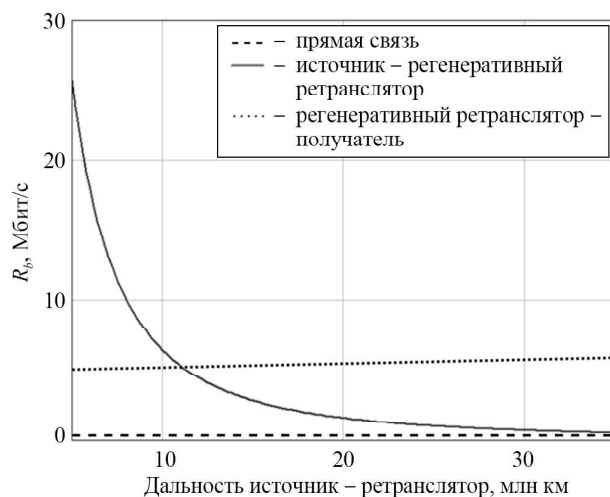


Рис. 5

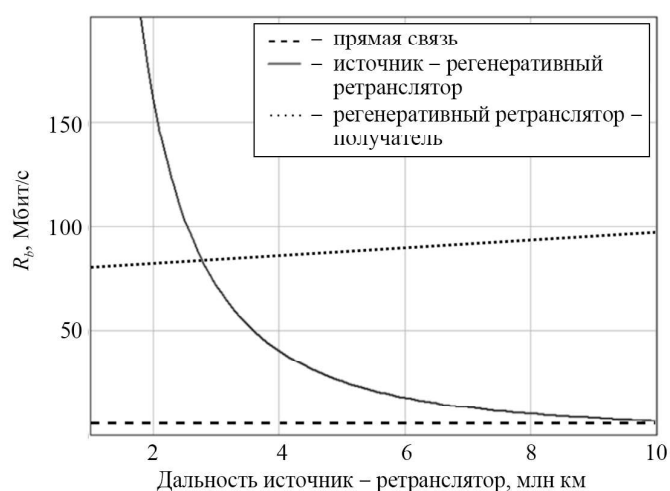


Рис. 6

Согласно зависимостям (см. рис. 5, 6) при увеличении расстояния целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор d_1 (соответственно, уменьшении расстояния космический аппарат-

ретранслятор – земная станция d_2) пропускная способность канала целевой космический аппарат – регенеративный ретранслятор ожидаемо уменьшается, а способность канала регенеративный ретранслятор – земная станция увеличивается (см. рис. 5, 6). Таким образом, для каждого значения расстояния целевой космический аппарат – земная станция d существует такое оптимальное местоположение регенеративного ретранслятора d_1 , при котором указанные парциальные пропускные способности (14) одинаковы (см. рис. 5, 6). На меньших расстояниях ограничивающим каналом является канал космический аппарат-ретранслятор – земная станция, на больших – целевой космический аппарат – космический аппарат-ретранслятор. Одна из возможностей повышения пропускной способности такой конфигурации – использование крупногабаритных антенных систем на космическом аппарате-ретрансляторе [23].

Таким образом, рассмотрены возможности использования сопровождающих космических аппаратов-ретрансляторов с точки зрения повышения пропускной способности канала связи целевого космического аппарата с земной станцией. Проведено сравнение эффективности использования «прозрачного» и регенеративного ретрансляторов.

Показано, что для регенеративного ретранслятора оптимальное местоположение d_1 , при котором парциальные пропускные способности двух каналов одинаковы, составляет примерно 11 млн км для максимальной дальности целевой космический аппарат – земная станция (400 млн км) и 2,8 млн км минимальной дальности целевой космический аппарат – земная станция (100 млн км).

«Прозрачный» ретранслятор обеспечивает меньший выигрыш в пропускной способности по сравнению с прямым режимом – 0,4 и 25 Мбит/с для максимального и минимального расстояния целевой космический аппарат – земная станция. Эффективность «прозрачного» ретранслятора можно повысить, приблизив космический аппарат-ретранслятор к целевому космическому аппарату, однако из-за требований по выполнению данных условий значительно усложняется решение баллистической задачи сопровождения.

Отметим, что рассмотренная в статье геометрия задачи является вырожденным случаем, в реальных условиях положение целевого космического аппарата, земной станции и ретранслятора космического аппарата будут определяться законами небесной механики. Однако представленные в статье методики позволяют рассчитать пропускную способность для произвольного случая.

Исследование выполнено при поддержке гранта Российского научного фонда № 23-19-00515, <https://rscf.ru/project/23-19-00515/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Miftahur Rahman, Monirul Islam, Rashedul Huq. Deep Space Communication and Exploration of Solar System through Inter-Lagrangian Data Relay Satellite Constellation // Proc. of the 8th Interplanetary CubeSat Workshop, May 28–29, 2019, Milan, Italy. P. 1–19.
2. Zhuoyuan Liu. Modeling of a Planetary Relay Station in Improving Deep-Space Probe Telecommunication Performance // Journal of Physics: Conference Series. 2022. Vol. 2386. Article № 012029.
3. Modenini D. et al. Two-Leg Deep-Space Relay Architectures: Performance, Challenges, and Perspectives // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2022. Vol. 58. № 5. P. 3840–3858.
4. Betriu P. et al. An Assessment of Different Relay Network Topologies to Improve Earth–Mars Communications // Acta Astronautica. 2023. Vol. 206. P. 72–88.
5. Плохих А.П., Синуцын А.А. Исследование возможности использования сопровождающих КА-ретрансляторов в задачах обеспечения связи с КА дальнего космоса // Космические исследования. 2023. № 6. С. 520–529.
6. Карпович Е.А., Гуереш Д. Беспилотный самолет нормальной схемы на солнечных батареях для исследования Марса: параметрические исследования // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 1. С. 4–10.
7. Скляр Б. Цифровая связь: теоретические основы и практическое применение. М.: Вильямс, 2016. 1099 с.
8. Архангельский В.А. и др. Радиосистемы и комплексы управления. М.: Вузовская книга, 2017. 572 с.
9. Deep Space Communications / Ed. J. Taylor. John Wiley & Sons, 2016. 592 p.
10. Taylor J., Lee D.K., Shambayati S. Mars Reconnaissance Orbiter Telecommunications. DESCANSO Design and Performance Summary Series [Electronical Resource]. URL: https://descanso.jpl.nasa.gov/DPSummary/MRO_092106.pdf (дата обращения: 1.06.2024).
11. Telecommunications Link Design Handbook [Electronical Resource]. URL: <https://deepspace.jpl.nasa.gov/dsndocs/810-005/> (дата обращения: 1.06.2024).
12. Рекомендация МСЭ-R SA.1014-3. Требования к радиосвязи для пилотируемых и беспилотных исследований в глубоком космосе [Электронный ресурс]. URL: https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/sa/R-REC-SA.1014-3-201707-S!!PDF-R.pdf (дата обращения: 1.06.2024).

13. Report Concerning Space Data System Standards. TM Synchronization and Channel Coding – Summary of Concept and Rationale. Informational Report CCSDS 130.1-G-3 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/130x1g3e1.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
14. Recommendations for Space Data System Standards. Variable Coded Modulation Protocol. Recommended Standard CCSDS 431.1-B-1 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/431x0b1e1c1.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
15. Recommendations for Space Data System Standards. TM Synchronization and Channel Coding. Recommended Standard CCSDS 131.0-B-5 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/131x0b5.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
16. Recommendations for Space Data System Standards. Flexible Advanced Coding and Modulation Scheme for High Rate Telemetry Applications. Recommended Standard CCSDS 131.2-B-2 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/131x2b2.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
17. Recommendations for Space Data System Standards. CCSDS Space Link Protocols over ETSI DVB-S2 Standard. Recommended Standard CCSDS 131.3-B-2 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/131x3b2e1.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
18. Рекомендация МСЭ-R P.618-12. Данные о распространении радиоволн и методы прогнозирования, необходимые для проектирования систем связи Земля – космос [Электронный ресурс]. URL: https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.618-12-201507-S!!PDF-R.pdf (дата обращения: 1.06.2024).
19. Report ITU-R SA.2167. Factors Affecting the Choice of Frequency Bands for Space Research Service Deep-Space (Space-to-Earth) Telecommunication Links [Electronical Resource]. URL: https://www.itu.int/dms_pub/itu-r/opb/rep/r-rep-sa.2167-2009-pdf-e.pdf (дата обращения: 1.06.2024).
20. Report ITU-R SA.2183. Method for Calculating Link Performance in the Space Research Service [Electronical Resource]. URL: https://www.itu.int/dms_pub/itu-r/opb/rep/R-REP-SA.2183-2010-PDF-E.pdf (дата обращения: 1.06.2024).
21. Report Concerning Space Data System Standards. Real-Time Weather and Atmospheric Characterization Data. Informational Report CCSDS 140.1-G-2 [Electronical Resource]. URL: <https://public.ccsds.org/Pubs/140x1g2.pdf> (дата обращения: 1.06.2024).
22. Рекомендация МСЭ-R P.372-16. Радиосум [Электронный ресурс]. URL: https://www.itu.int/dms_pubrec/itu-r/rec/p/R-REC-P.372-16-202208-S!!PDF-R.pdf (дата обращения: 1.06.2024).
23. Коноплев Ю.В., Ширинов А.Д., Юев А.А. Модернизация системы управления формой радиоотражающей поверхности трансформируемой космической антенны // Изв. вузов. Авиационная техника. 2023. № 2. С. 156–159.

Поступила в редакцию 1.07.24

После доработки 19.08.24

Принята к публикации 19.08.24

Information Capacity Improvement for Deep Space Communication Radio Systems Using Companion Relay Satellites

A.S. VOLKOVSKII, N.A. VAZHENIN, A.P. PLOKHIKH, AND D.D. BORISKIN

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow

The paper considers methods and mathematical models for calculation of the information capacity of radio systems for deep space communication in the modes of point-to-point transmission, as well as in the modes of relay by “transparent” and regenerative space transponders. The information capacity is studied depending on the distance of the transponder from the mission-oriented spacecraft by the example of the radio system of scientific data transmission from Mars to Earth in the K_a band. The principal possibility of obtaining a gain in the information capacity of deep-space communication radio systems due to the use of space transponders is shown. The requirements for the main parameters of transponder and its distance from the mission-oriented spacecraft are presented. Estimates for the regions of the relay satellite location providing the maximum increase in the information capacity are obtained for various distances between the mission-oriented spacecraft and the receiver.

Deep space communication, spacecraft, companion relay satellite, “transparent” transponder, regenerative transponder, information capacity