

УДК 629.785

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ СОПРОВОЖДАЮЩИХ КА-РЕТРАНСЛЯТОРОВ В ЗАДАЧАХ ОБЕСПЕЧЕНИЯ СВЯЗИ С КА ДАЛЬНЕГО КОСМОСА

© 2023 г. А. П. Плохих¹, *, А. А. Сеницын¹

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), Москва, Россия
*plohikh2001@mail.ru

Поступила в редакцию 18.06.2023 г.

После доработки 23.06.2023 г.

Принята к публикации 25.06.2023 г.

В статье рассматриваются возможные варианты архитектуры межпланетной связи, в которых используется ретранслятор данных. Анализируются структура типовой линии космической связи и пути повышения ее эффективности. В качестве одного из возможных направлений предложено использование сопровождающих орбитальных космических аппаратов-ретрансляторов, обеспечивающих поддержание требуемой скорости передачи данных в режиме группового полета вместе с исследовательским космическим аппаратом (КА). Проведена оптимизация гелиоцентрического участка траектории перелета марсианского исследовательского КА и сопровождающего его КА-ретранслятора. Продемонстрирована принципиальная возможность обеспечения группового полета КА-ретранслятора и исследовательского КА для улучшения связи с Землей. Получены оценки масс КА-ретранслятора и исследовательского КА применительно к использованию ракеты-носителя среднего класса типа “Союз” и разгонного блока “Фрегат”. Приведены оценки увеличения продолжительности высокоскоростной связи за счет использования КА-ретранслятора в точках либрации L_4 и L_5 системы Земля–Солнце, а также на гелиоцентрических круговых орбитах с различным радиусом.

DOI: 10.31857/S002342062370019X, EDN: CHESVL

ВВЕДЕНИЕ

Ретрансляция космических данных вызывает интерес уже давно, и впервые она была предложена Национальным управлением по аэронавтике и исследованию космического пространства (НАСА) в конце 1960-х гг. [1]. Более десяти лет спустя, в 1983 г., первая в истории спутниковая служба слежения и ретрансляции данных была введена в действие с целью обеспечения практически непрерывной связи и предоставления средств наблюдения за низкоорбитальными космическими аппаратами, ракетами-носителями и суборбитальными платформами. В процессе развития околоземные системы ретрансляции расширили свои возможности и на сектор связи с КА дальнего космоса. На сегодняшний день существуют две зарубежные спутниковые системы ретрансляции: Спутниковая система слежения и ретрансляции данных (англ. Tracking and Data Relay Satellites, TDRS) [2], Европейская спутниковая система ретрансляции данных (англ. European Data Relay System, EDRS) [3] и отечественная многофункциональная космическая система ретрансляции “Луч” (<https://www.roscosmos.ru/23956/>), которая является аналогом TDRS. Первоначально

система TDRS создавалась с целью уменьшить зависимость НАСА от сети наземных станций и увеличить число аппаратов, постоянно находящихся на связи. В процессе развития системы была исследована возможность ее применения для аппаратов дальнего космоса, работающих как в радиодиапазоне [4], так и на оптических частотах [5]. Известные концепции включают применение EDRS для передачи данных с околоземных и дальних космических зондов и ретрансляции данных с Луны с возможным расширением связи для орбитальных аппаратов Марса. Ожидается обеспечение скорости передачи данных до 2.88 Гбит/с для лунных пользователей и до 100 Мбит/с для полета к астероиду Психея [6].

В целях надежной передачи научных данных в настоящее время активно разрабатываются архитектуры космических сетей следующего поколения [7, 8]. Предполагается, что общая сеть будет включать три основных сегмента, такие как планетарные сети, сети доступа и магистральная сеть [9]. Планетарные сети будут содержать орбитальные аппараты, посадочные модули, роверы и другие транспортные средства. При этом узлы планетарных сетей могут использоваться для сбора научных данных, а сети доступа будут

включать граничные шлюзовые узлы, обеспечивающие подключение к магистральной сети с ретрансляционными узлами высокой пропускной способности и доступности. Для размещения магистральных узлов предполагается использовать точки либрации. Орбиты точек либрации обладают уникальными характеристиками, что делает их хорошим выбором для выполнения некоторых видов миссий. В настоящее время действующими миссиями в точках либрации являются:

1. *Advanced Composition Explorer (ACE)* НАСА (http://www.srl.caltech.edu/ACE/ace_mission.html). Автоматический спутник был запущен 25.VIII.1997 и в настоящее время находится на орбите Лиссажу вблизи коллинеарной точки либрации L_1 , на расстоянии примерно 1.5 млн км от Земли. У аппарата достаточно топлива для поддержания орбиты до 2024 г.

2. *Солнечная и гелиосферная обсерватория* (англ. *Solar & Heliospheric Observatory, SOHO*) НАСА и Европейского космического агентства (ESA) [10]. Космический аппарат *SOHO* находится на галло-орбите вокруг коллинеарной точки либрации Земли L_1 между Землей и Солнцем.

3. *Микроволновый анизотропный зонд Уилкинсона* НАСА (англ. *Wilkinson Microwave Anisotropy Probe, WMAP*) [11]. КА имеет орбиту Лиссажу около точки L_2 системы Солнце—Земля.

4. *КА Глобальной геокосмической программы GGS WIND* (англ. *Global Geospace Science Program*) НАСА, для изучения солнечного ветра [12]. Постоянно находится в окрестности точки L_1 системы Солнце—Земля с мая 2004 г. и продолжает работать (по состоянию на апрель 2023 г.).

В будущем планируется использование точек либрации и других планет, что делает размещение в их окрестностях КА-ретрансляторов актуальной задачей.

Обзор литературы показал, что в настоящее время имеется несколько подходов к размещению ретрансляторов на различных орбитах. Одна из наиболее часто используемых стратегий состоит в размещении ретрансляторов на орбите, совпадающей с орбитой Земли [13]. Предлагается разместить до трех спутников-ретрансляторов, которые вместе с наземными станциями дальней космической связи (англ. *NASA's Deep Space Network, DSN*) обеспечили бы группировку с четырьмя узлами связи со сдвигом в 90° . Другая стратегия состоит в использовании орбит с разным размером и количеством спутников. В работе [14] анализируется работа очень большой группировки из 375 спутников на разных гелиоцентрических орбитах, каждый из которых несет 20-метровую антенну, поддерживающую связь в Ка-диапазоне. Это может обеспечить скорость передачи данных между Землей и Марсом до 1 Гбит/с — значение, которое на три порядка выше текущих

скоростей нисходящей линии связи и, таким образом, может быть более подходящим для долгосрочных будущих потребностей связи в дальнем космосе. Такая высокая скорость передачи данных требует столь же амбициозного развертывания ретрансляционной системы, общее количество спутников которой весьма значительно. В работе [15] были разработаны точные требования относительно параметров орбиты и количества спутников для максимального расстояния между узлами 0.7 а. е. и различные критерии оптимизации: кратчайший путь, минимальное количество ретрансляций и минимальное количество узлов. Качество связи оценивалось в каналах с аддитивным белым гауссовым шумом. Последующие исследователи объединили обе стратегии и построили топологию гибридной сети, включающую как ретрансляторы в точках либрации, так и гелиоцентрические группировки [16]. Предложена конфигурация, которая включает точки либрации Земля—Солнце, Марс—Солнце и Юпитер—Солнце, а также два дополнительных ретранслятора, расположенных на гелиоцентрической орбите, совпадающей с орбитой Земли. Указывается, что с помощью использования больших антенн и модернизированных микроволновых технологий можно было бы обеспечить скорость не менее 10 Мбит/с как в марсианских, так и в юпитерианских сетях связи.

Учитывая, что развертывание таких крупномасштабных проектов займет долгие годы, целесообразно рассмотреть возможность реализации более простых подходов, связанных с использованием цепочки сопровождающих ретрансляторов, для решения коммуникационных задач ближайших миссий.

ВЗАИМОСВЯЗЬ МЕЖДУ ОТНОШЕНИЕМ СИГНАЛ/ШУМ И СКОРОСТЬЮ ПЕРЕДАЧИ ИНФОРМАЦИИ В СИСТЕМАХ КОСМИЧЕСКОЙ СВЯЗИ

Из теории передачи аналоговых сигналов известно, что одним из критериев качества сигнала является отношение сигнал/шум (S/N или SNR), определяемое как отношение средней мощности сигнала (S) к средней мощности шума (N). В цифровых системах связи чаще используется нормированная версия S/N , обозначаемая как E_b/N_0 , где E_b — энергия бита. Ее можно описать как мощность сигнала S , умноженную на время передачи бита информации T_b . N_0 — это спектральная плотность мощности шума, и ее можно выразить как мощность шума N , деленную на ширину полосы Δf (размерность Вт/Гц). Поскольку время передачи бита и скорость передачи битов взаимно обратны, T_b можно заменить на $1/R$ (где R — битовая скорость). Если один символ цифрового сигнала

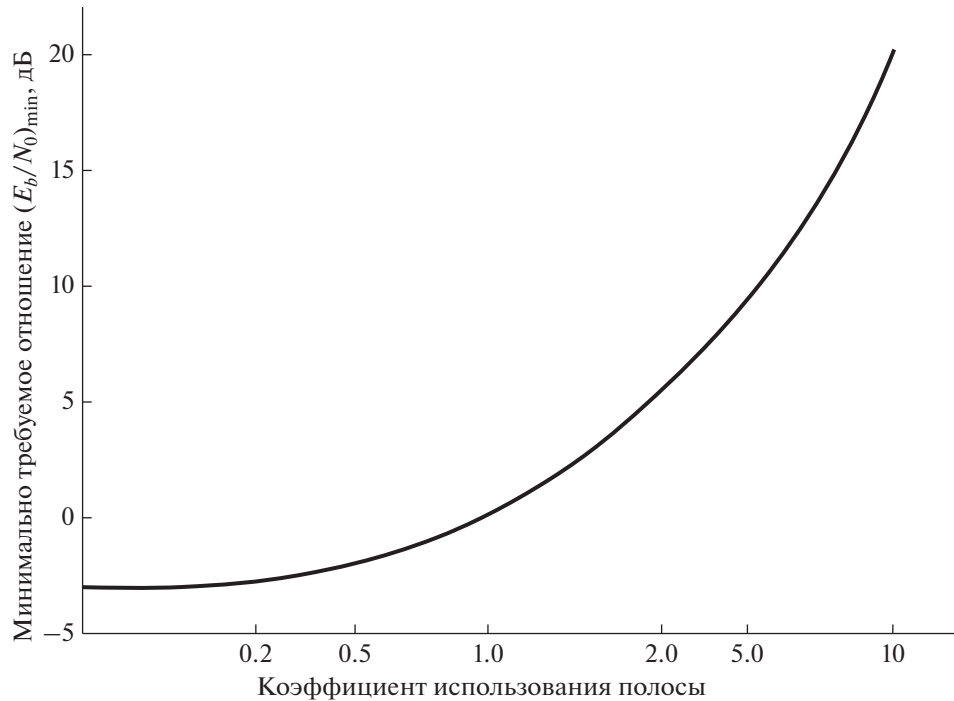


Рис. 1. Зависимость минимально допустимого отношения сигнал/шум от коэффициента использования полосы.

переносит 1 бит (т. е. длительность бита T_b [с] равна длительности символа T_s), то скорость передачи данных $R_b = 1/T_b$, бит/с. Удельная энергия одного бита, характеризующая величину мощности сигнала S , приходящуюся на 1 бит, равна:

$$E_b = ST_b = S/R_b. \quad (1)$$

Мощность шума в полосе частот канала приема Δf равна:

$$N = N_0 \Delta f = k T_{\text{syst}} \Delta f, \quad (2)$$

где $k = 1.38 \cdot 10^{-23}$, Дж/К — постоянная Больцмана; T_{syst} — параметр, определяющий собственную шумовую температуру приемной системы.

Согласно формуле Шеннона [17], пропускная способность в бит/с канала определяется выражением:

$$C = \Delta f \log_2(1 + S/N). \quad (3)$$

Из выражения следует, что скорость передачи ограничивают два фундаментальных фактора: отношение сигнал/шум и полоса пропускания. Учитывая, что скорость передачи данных не может превышать емкость канала, получаем:

$$\begin{aligned} R < C &= \Delta f \log_2(1 + S/N) = \\ &= \Delta f \log_2(1 + (E_b R)/N_0 \Delta f). \end{aligned} \quad (4)$$

В пределе, максимальная пропускная способность канала с неограниченным спектром составляет 1.443 (S/N_0) бит/с. Обозначив отношение $R/\Delta f$ как K — коэффициент использования полосы частот, получаем окончательное выражение:

$$E_b/N_0 = (2^K - 1)/K. \quad (5)$$

Зависимость минимального отношения сигнал/шум в децибелах от K приведена на рис. 1.

Из рисунка следует, что при $K \ll 1$ (скорость передачи данных много меньше используемой полосы частот) отношение E_b/N_0 становится практически постоянным относительно K . При заданной плотности мощности шума увеличить скорость передачи можно только увеличив мощность информационного сигнала $S = E_b/R$. При $K \gg 1$ отношение E_b/N_0 быстро растет с увеличением K . В этом случае, если не изменять полосу частот, для сравнительно малого увеличения скорости передачи требуется значительное увеличение мощности сигнала.

Таким образом, максимальная скорость передачи информации в системах дальней космической связи будет определяться отношением сигнал/шум в точке приема и полосой пропускания приемника.

Дальнейший анализ радиолинии начинается, как правило, с дистанционного уравнения, связывающего мощность сигнала на входе приемного устройства с излучаемой передатчиком мощностью сигнала. Для стандартной радиолинии отношение сигнал/шум на входе приемника может быть определено по формуле [18]:

$$\frac{P_r}{N_0} = \frac{P_t G_t G_r}{A_t A_r A_{\text{pnt},t} A_{\text{pnt},r} k T_{\text{syst}}} \frac{c^2}{(4\pi f r)^2}, \quad (6)$$

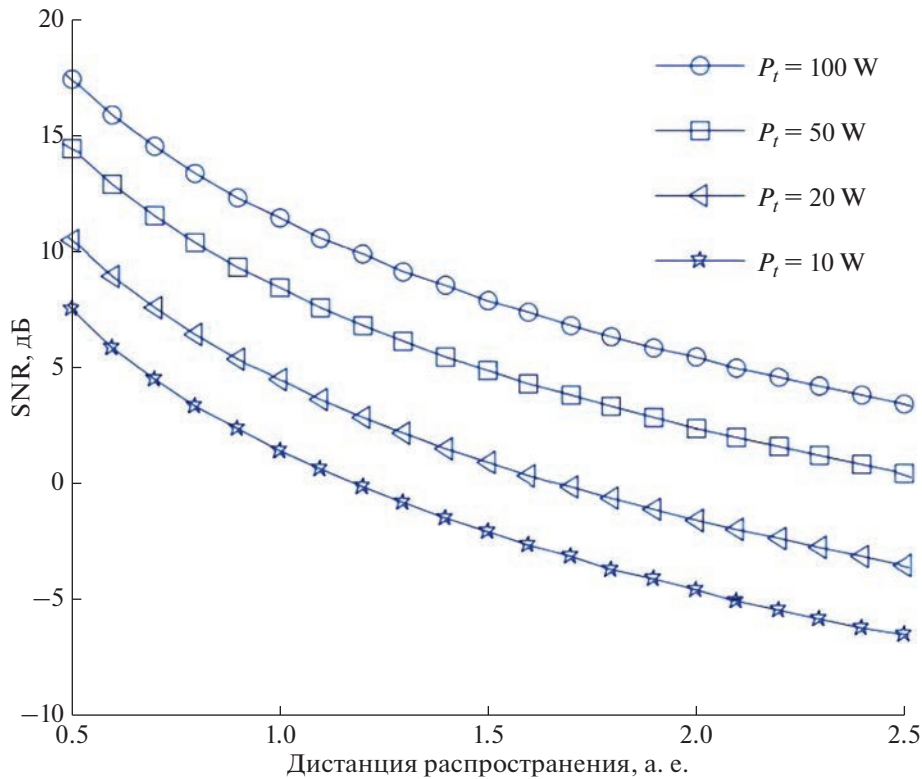


Рис. 2. Зависимость отношения сигнал/шум от расстояния.

где P_t — мощность передатчика; P_r — мощность на входе приемника; G_t — коэффициент усиления антенны передатчика; G_r — коэффициент усиления антенны приемника; A_t — потери в передающем фидерном тракте; A_r — потери в приемном фидерном тракте; $A_{pnt,t}$ — ослабление за счет неточности наведения передающей антенны; $A_{pnt,r}$ — ослабление за счет неточности наведения приемной антенны; f — несущая частота сигнала; r — расстояние; c — скорость света.

Как видно из формулы, поступающая в приемник мощность сигнала определяется, прежде всего, следующими параметрами:

- мощностью передатчика P_t ;
- собственными шумами приемника;
- характеристиками антенных систем (коэффициент усиления, потери в фидерных трактах, потери за счет неточности наведения антенн);
- расстоянием между передатчиком и приемником.

Первые три параметра характеризуют технологическое состояние разработок и на данном этапе учитываются косвенно, ориентир берется на достигнутые и ожидаемые характеристики. Поэтому основным параметром, относительно которого будет рассматриваться задача ретрансляции, будет затухание в свободном пространстве, про-

порциональное квадрату расстояния от источника излучения.

Для детализации приведенных выше соотношений рассмотрим обеспечение связи с исследовательским КА в зависимости от изменения его расстояния до пункта приема сигналов. Рассматривается передатчик с выходной мощностью в диапазоне от 10 до 100 Вт и параметрами модуляции сигнала, описанными в работе [19]. Используется приемник с эквивалентной полосой пропускания 100 МГц. Тогда изменение отношения сигнал/шум приемника в зависимости от расстояния рассчитывается по формуле (6) и иллюстрируется графиками на рис. 2 для разных выходных мощностей сигнала передатчика. Зная отношение сигнал/шум для фиксированной дальности, по формуле (4) легко определить пропускную способность информационного канала. Как следует из графика (рис. 1), уменьшение отношения сигнал/шум, вызванное увеличением расстояния, приводит к необходимости сужать полосу пропускания приемника и, соответственно, уменьшать скорость передачи данных.

ПОТЕНЦИАЛЬНЫЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕТРАНСЛЯТОРА

Оптимизация орбитальной структуры системы ретрансляторов допускает различные критерии и методические подходы. Важным вопро-

Таблица 1. Доля времени с требуемым уровнем связи в течение заданного периода работы марсианского исследовательского КА

Орбита КА-ретранслятора	Рассматриваемый период времени	
	2 года	10 лет
Без КА-ретранслятора (связь напрямую Земля–Марс)	38%	23%
Квази- <i>L4</i> (орбита Земли со смещением по истинной аномалии на $+60^\circ$)	50%	49%
Квази- <i>L5</i> (орбита Земли со смещением по истинной аномалии на -60°)	53%	47%
Круговая эклиптическая радиусом 1.1 а. е.	51%	31%
Круговая эклиптическая радиусом 1.2 а. е.	50%	38%
Круговая эклиптическая радиусом 1.3 а. е.	48%	32%
Круговая эклиптическая радиусом 1.4 а. е.	47%	30%

сом при этом является минимальное количество КА-ретрансляторов для обеспечения требуемого уровня связи. Следует заметить, что требования к характеристикам (уровню) связи не являются жестко определенными и допускают различные точки зрения. К ним относятся кратчайший путь (максимальная скорость передачи информации), минимальное количество переключений между ретрансляторами и минимальное количество узлов. В связи с этим представляет интерес оценка возможностей одного ретранслятора. Рассмотрим конфигурацию из трех объектов:

- исследовательский КА на орбите Марса;
- геостационарный спутник дальней космической связи;
- КА-ретранслятор на гелиоцентрической орбите.

Для упрощения предполагается, что на всех аппаратах одинаковые антенны и приемо-передающие блоки. Используя энергетический потенциал современного геостационарного спутника связи, осуществить прямую связь с исследовательским КА с приемлемой скоростью передачи информации можно на расстояниях не более 1.2 а. е. Для идентичных каналов связи, использование ретранслятора позволяет увеличить это расстояние до 2.4 а. е. (в случае нахождения этих объектов на одной прямой линии). С учетом орбитального движения ситуация существенно меняется.

Если условно принять, что для достижения требуемой скорости передачи данных расстояние между объектами не превышает заданного (1.2 а. е.), то можно оценить продолжительность связи и эффект от использования КА-ретранслятора (ограничения на расстояние для КА-ретранслятора аналогичны для расстояний Земля–КА-ретранслятор и КА-ретранслятор–Марс). В табл. 1 приведена доля рассматриваемого периода, когда достигается требуемый уровень связи, то есть выполняются ограничения (не более 1.2 а. е.) на расстояние Земля–Марс или одновременно на расстояния Земля–КА-ретранслятор и КА-ретранслятор–Марс.

Начало периода рассмотрения – 1.I.2050. Эфемериды планет определялись согласно модели EPM2008 [20]. Возможные круговые орбиты для КА-ретранслятора приведены на рис. 3. Для круговых орбит начальное положение КА-ретранслятора определялось из условия достижения максимальной доли обеспечения заданного уровня связи. Как видно из табл. 1, один КА-ретранслятор способен увеличить длительность периода заданного уровня связи на 10–20%. Примечательно, что для круговых орбит очень чувствительным моментом является выбор начального положения КА-ретранслятора, которое определяется предыдущей траекторией полета. Интересно, что для точек либрации *L4* и *L5* заданный уровень связи обеспечивается в течение половины рассматриваемого периода, что может быть достаточным для выполнения некоторых целевых задач исследования Марса. Очевидно, что для увеличения периода заданного уровня связи необходимо привлечение дополнительных КА-ретрансляторов.

Таким образом, задача ретрансляции заключается в разбиении текущего расстояния между исследовательским КА и приемным пунктом в окрестности Земли на два участка, формируемых местоположением КА-ретранслятора. Рассмотрим какой эффект достигается относительно скорости передачи информации в этом случае. Как видно из рис. 2, при использовании передатчика мощностью 100 Вт отношение сигнал/шум на расстоянии 2 а. е. составляет 6 дБ. При уменьшении этого расстояния в два раза (1 а. е.) отношение сигнал/шум возрастает до 12 дБ. Как и следовало ожидать, при уменьшении расстояния в два раза принимаемая мощность возрастает в 4 раза, и, соответственно, отношение сигнал/шум увеличивается на 6 дБ (в 4 раза). Подставляя поочередно эти два значения в формулу (1), получаем, что при сокращении расстояния в два раза пропускная способность канала возрастает в 2 раза. Соотношение (1) описывается нелинейной функцией, поэтому при малых значениях отношения сигнал/шум и увеличении полосы пропускания

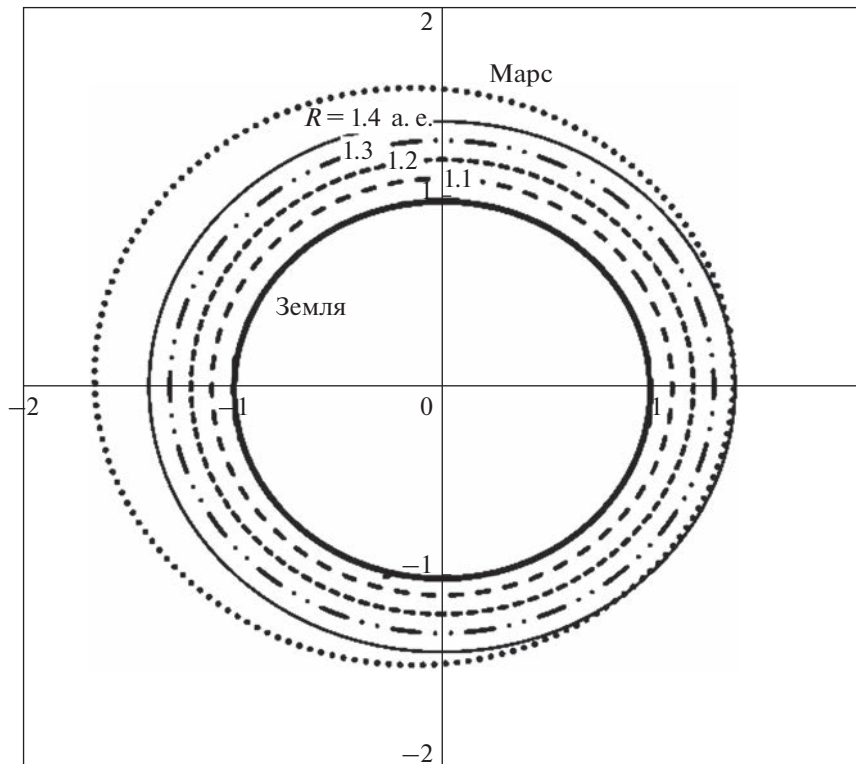


Рис. 3. Проекция орбит Земли, Марса и круговых эклиптических орбит различного радиуса на плоскости эклиптики.

приемника пропускная способность может стремиться к четырехкратному увеличению.

Рассмотрим концепцию использования сопровождающего КА-ретранслятора для улучшения связи с исследовательским КА, следующим по маршруту Земля–Марс, по критерию разбиения общего расстояния на два участка с заданными параметрами. Предполагается, что КА ретранслятор стартует одновременно с исследовательским КА и приходит в точку, соответствующую середине радиус-вектора Земля–Марс в момент подлета исследовательского зонда к Марсу. Управление КА-ретранслятором осуществляется с использованием двигателей малой тяги, в качестве которых рассматривается электрический ракетный двигатель (ЭРД).

ПРОЕКТНО-БАЛЛИСТИЧЕСКИЙ АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИИ СОПРОВОЖДАЮЩЕГО РЕТРАНСЛЯТОРА ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ЗАДАННОГО КАЧЕСТВА СВЯЗИ С ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИМ КА НА МАРШРУТЕ ЗЕМЛЯ–МАРС

Целью анализа является оценка (на примере перелета Земля–Марс) возможности КА-ретранслятора с ЭРД обеспечить движение вблизи середины текущего вектора Земля–исследовательский КА. В качестве исходных данных для анализа рас-

сматривается использование ракеты-носителя типа “Союз” [21] (масса орбитального блока на низкой околоземной орбите 7.9 т) и разгонного блока (РБ) типа “Фрегат” [22, 23] (конечная масса 970 кг, удельный импульс тяги $I_{РБ} = 333.2$ с). Предполагается, что РБ обеспечивает разгон КА у Земли до гиперболических скоростей. На КА (как исследовательском, так и ретрансляторе) предполагается применение электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) на базе двух СПД-140, работающих в постоянном режиме с удельным импульсом тяги 1750 с и тягой $R_{дв}$ около 277 мН каждый [24], (<https://fakel-russia.com/>).

Продолжительность перелета исследовательского КА и КА-ретранслятора выбрана равной $t_K = 300$ сут. Дата отлета выбиралась оптимальной в синодический период великого противостояния Земли и Марса, соответствующей 2050 г. В этот период энергетические затраты на межпланетный перелет Земля–Марс максимальны.

Постановка задачи оптимизации гелиоцентрической части перелета исследовательского КА по маршруту Земля–Марс в целом совпадает с методиками, опубликованными в работах [25–27].

Минимизируемый функционал — конечная масса на заданный момент времени t_K :

$$J = -m(t_K). \quad (7)$$

Уравнения движения в безразмерных переменных имеют вид:

$$\dot{\mathbf{R}} = \mathbf{V}, \quad \dot{\mathbf{V}} = -\frac{\mathbf{R}}{R^3} + \frac{R_{\text{дв}}}{m} \mathbf{b} \delta, \quad \dot{m} = -\dot{m} \delta, \quad (8)$$

где: $\mathbf{R}$ – радиус-вектор КА; $\mathbf{V}$ – вектор скорости КА; m – масса КА; $\mathbf{b}$ – направление вектора тяги (единичный вектор); δ – функция включения/выключения ЭРДУ.

Гамильтониан задачи оптимального управления (7), (8) имеет вид:

$$H = \mathbf{p}_R^T \mathbf{V} + \mathbf{p}_V^T \left(-\frac{\mathbf{R}}{R^3} + \frac{R_{\text{дв}}}{m} \mathbf{b} \delta \right) - p_m \dot{m} \delta, \quad (9)$$

где: $\mathbf{p}_R$, $\mathbf{p}_V$, и p_m – переменные, сопряженные компонентам радиус-вектора, скорости и массе, соответственно.

Из принципа максимума следует, что оптимальное управление может быть представлено в следующем виде:

$$\mathbf{b} = \frac{\mathbf{p}_V}{p_V}, \quad \delta = \begin{cases} 1, & \text{если } \Delta > 0 \\ 0, & \text{если } \Delta < 0, \end{cases} \quad (10)$$

где функция переключения ЭРДУ определяется выражением:

$$\Delta = \frac{R_{\text{дв}}}{m} p_V - p_m \dot{m}. \quad (11)$$

Уравнения для сопряженных переменных примут вид:

$$\dot{\mathbf{p}}_R = \frac{\mathbf{p}_V}{R^3} - 3\mathbf{R} \frac{\mathbf{p}_V^T \mathbf{R}}{R^5}, \quad \dot{\mathbf{p}}_V = -\mathbf{p}_R, \quad \dot{p}_m = \frac{R_{\text{дв}}}{m^2} \delta p_V. \quad (12)$$

Краевые условия в начале гелиоцентрического участка траектории имеют вид:

$$\mathbf{R}(0) = \mathbf{R}_{\text{Земли}}(0), \quad \mathbf{V}(0) = \mathbf{V}_{\text{Земли}}(0) + \mathbf{V}_{\infty}^0. \quad (13)$$

Направление гиперболического избытка скорости $\mathbf{V}_{\infty}^0$ коллинеарно вектору $\mathbf{p}_V(0)$ [26–28].

Неизвестными параметрами краевой задачи принципа максимума являются следующие девять величин: $\mathbf{p}_V(0)$, $\mathbf{p}_R(0)$, $p_m(0)$, дата отлета от Земли и V_{∞}^0 (гиперболический избыток скорости при отлете от Земли, формируемый РБ). Одна из них исключается из условия нормировки $p_V(0) = 1$ через углы ориентации вектора тяги (α и γ – углы ориентации вектора тяги относительно базовых плоскости и направления):

$$\mathbf{p}_V(0) = \begin{pmatrix} \cos \gamma \cos \alpha \\ \sin \gamma \cos \alpha \\ \sin \alpha \end{pmatrix}. \quad (14)$$

Минимизируемая невязка (восемь компонентов: первые шесть – краевые условия совпадения

координат и компонент скорости КА и Марса, седьмое – условие оптимальности даты отлета, восьмое – условие оптимальности величины отлетного гиперболического избытка скорости) в размерном виде представлены выражением (15):

$$S = \begin{pmatrix} \mathbf{R}(t_K) - \mathbf{R}_{\text{Марса}}(t_K) \\ V(t_K) - V_{\text{Марса}}(t_K) \\ \mathbf{p}_R(0) \mathbf{V}_{\text{Земли}}(0) + \mathbf{p}_V(0) \dot{\mathbf{V}}_{\text{Земли}}(0) - \\ - \mathbf{p}_R(t_K) \mathbf{V}_{\text{Марса}}(t_K) + \mathbf{p}_V(t_K) \dot{\mathbf{V}}_{\text{Марса}}(t_K) \\ p_V(0) - p_m(0) m_{00} \times \\ \times \exp \left(-\frac{\sqrt{\frac{2\mu_{\text{Земли}}}{r_0} + V_{\infty}^0} - \sqrt{\frac{\mu_{\text{Земли}}}{r_0}}}{I_{\text{РБ}} g / V_{\text{хар}}} \right) \times \\ \times \frac{V_{\infty}^0}{I_{\text{РБ}} g / V_{\text{хар}} \sqrt{\frac{2\mu_{\text{Земли}}}{r_0} + V_{\infty}^0}} \end{pmatrix}, \quad (15)$$

где m_{00} – начальная масса орбитального блока (РБ + КА); $\mu_{\text{Земли}}$ – гравитационный параметр Земли; r_0 – начальный радиус околоземной орбиты (с которой начинает работу РБ); $I_{\text{РБ}}$ – удельный импульс тяги РБ; g – стандартное ускорение свободного падения; $V_{\text{хар}}$ – характерная скорость (введена в выражение для обезразмеривания удельного импульса тяги, обезразмеривание, как в работе [28]).

Краевая задача решалась методами Ньютона [28] и градиентного спуска. Применительно к КА-ретранслятору, краевые условия меняются следующим образом. Дата отлета и конечная дата фиксируются (как у исследовательского КА). Остальные неизвестные краевой задачи такие же, как для случая исследовательского КА (семь – γ , α , $\mathbf{p}_R(0)$, $p_m(0)$, V_{∞}^0).

Минимизируемая невязка (семь компонентов) в размерном виде описываются формулой (16):

$$S = \begin{pmatrix} \mathbf{R}(t_K) - \frac{(\mathbf{R}_{\text{Земли}}(t_K) + \mathbf{R}_{\text{Марса}}(t_K))}{2} \\ \mathbf{p}_V(t_K) \\ p_V(0) - p_m(0) m_{00} \times \\ \times \exp \left(-\frac{\sqrt{\frac{2\mu_{\text{Земли}}}{r_0} + V_{\infty}^0} - \sqrt{\frac{\mu_{\text{Земли}}}{r_0}}}{I_{\text{РБ}} \frac{g}{V_{\text{хар}}}} \right) \times \\ \times \frac{V_{\infty}^0}{I_{\text{РБ}} \frac{g}{V_{\text{хар}} \sqrt{\frac{2\mu_{\text{Земли}}}{r_0} + V_{\infty}^0}}} \end{pmatrix}. \quad (16)$$

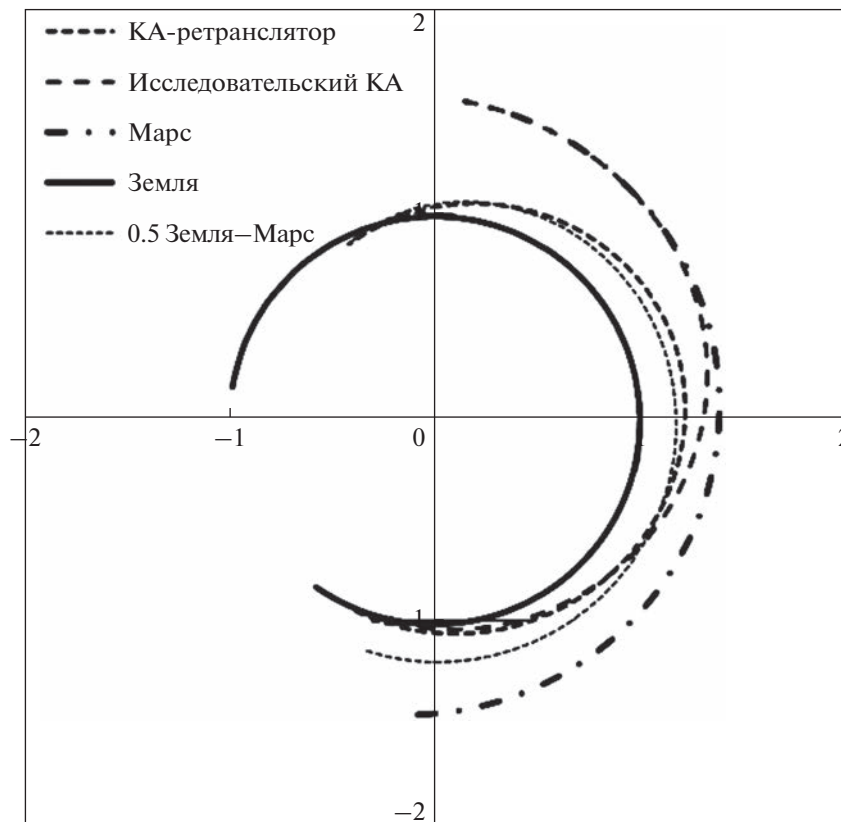


Рис. 4. Проекция траекторий исследовательского КА, КА-ретранслятора, Земли, Марса и середины вектора Земля–Марс на плоскость эклиптики.

Результаты решения указанных краевых задач применительно к 2050 г. отлета и продолжительности перелета 300 сут (как для исследовательского КА, так и для КА-ретранслятора) следующие: масса исследовательского КА в конце гелиоцентрического участка – 1.4 т (масса ксенона для гелиоцентрического участка – 382 кг), масса КА ретранслятора – 1.6 т (масса ксенона – 167 кг). Проекция траекторий на плоскость эклиптики показаны на рис. 4. Соответствующее этим траекториям расстояние от Земли до исследовательского КА, КА-ретранслятора и до Марса изображено на рис. 5.

Как видно из рис. 5, в первые 200 сут полета связь исследовательского КА с Землей может гарантированно осуществляться напрямую. Включение КА-ретранслятора в работу актуально на отрезке 200–300 сут полета. Предполагается, что в момент прибытия на орбиту Марса исследовательский КА получит большой объем накопленной научной информации от планетарных средств, которую будет необходимо передать одновременно в высокоскоростном режиме с использованием сопровождающего КА-ретранслятора. Если обеспечение связи с орбитой Марса потребует большой период времени, то следует рассмотреть использование группы КА-ретрансляторов, следующих

последовательно за Марсом. Что касается рассмотренного КА-ретранслятора, то в качестве дальнейшей возможности использования рассматривается организация его перелета на любую требуемую орбиту при сопоставимых затратах ксенона на перелет.

Следует отметить, что выбор оптимальной орбиты функционирования как для одиночного КА-ретранслятора, так и для групповой системы КА-ретрансляторов представляет собой сложную техническую задачу, допускающую различия в постановках, критериях качества и характеристиках ретрансляционной аппаратуры КА-ретрансляторов.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Рассмотрены существующие и разрабатываемые орбитальные группировки космических ретрансляторов, предназначенных для обеспечения дальней космической связи в Солнечной системе. Показано, что будущие крупные проекты рассматривают орбитальные конфигурации ретрансляторов, которые включают как точки либрации Земля–Солнце, Марс–Солнце и Юпитер–Солнце, так и дополнительные ретрансляторы, расположенные на гелиоцентрической орбите, совпадающей с

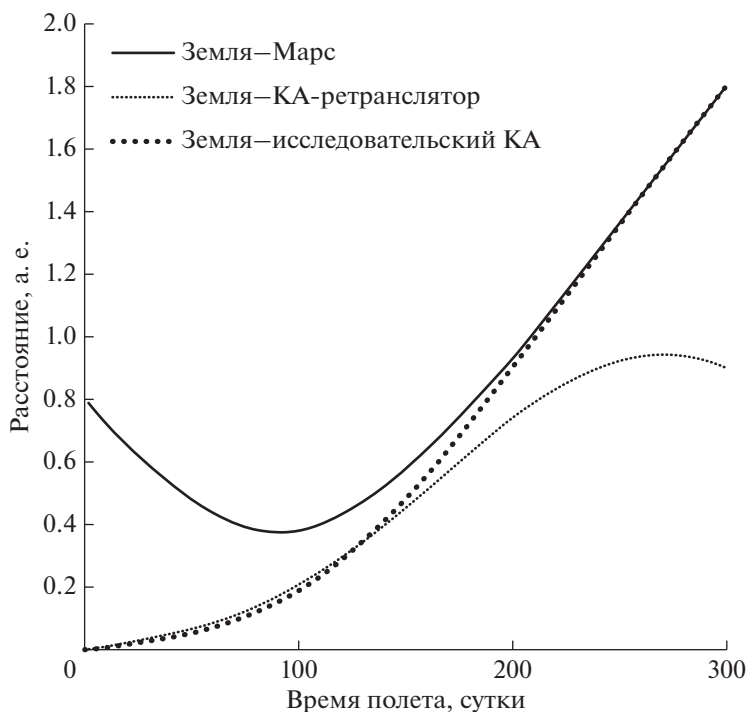


Рис. 5. Зависимость расстояний от Марса, исследовательского КА и КА-ретранслятора до Земли.

орбитой Земли. Ожидается, что с помощью использования больших антенн и модернизированных микроволновых технологий в межпланетных сетях связи будет обеспечиваться скорость передачи не менее 10 Мбит/с.

Проанализирован энергетический потенциал типовой радиолинии космической связи, исследованы пути повышения ее эффективности. В качестве одного из возможных направлений предложено использование сопровождающих орбитальных КА-ретрансляторов, обеспечивающих поддержание требуемой скорости передачи данных в режиме группового полета вместе с исследовательским КА.

Проведена оптимизация гелиоцентрического участка траектории перелета марсианского исследовательского КА и сопровождающего его КА-ретранслятора. Продемонстрирована принципиальная возможность обеспечения группового полета КА-ретранслятора и исследовательского КА для улучшения связи исследовательского КА с Землей, а также рассмотрено дальнейшее функционирование КА-ретранслятора для ретрансляции данных, получаемых с исследовательского марсианского КА. Получены оценки масс КА-ретранслятора и исследовательского КА (1.6 т и 1.4 т, соответственно) применительно к использованию РН среднего класса типа «Союз» и РБ «Фрегат».

Приведены оценки увеличения продолжительности осуществления высокоскоростной связи за счет использования КА-ретранслятора в

точках либрации системы Земля–Солнце L_4 и L_5 , а также на околоземных эллиптических круговых орбитах с различным радиусом. Показано, что один КА-ретранслятор способен увеличить длительность периода заданного уровня связи на 10–20%, а добавление дополнительных сопровождающих КА-ретрансляторов позволит довести значение временного интервала заданного уровня связи до необходимых значений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 23-19-00515.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Stampfl R.A., Jones A.E. Tracking and data relay satellites // IEEE Trans. Aerosp. Electron. Syst. 1970. V. AES-6. Iss. 3. P. 276–289.
2. Toral M., Heckler G., Pogorelc P. et al. Payload performance of third generation TDRS and future services // Proc. 35th AIAA Int. Commun. Satell. Syst. Conf. ICSSC. 2017. Art. ID. AIAA 2017–5433. <https://doi.org/10.2514/6.2017-5433>
3. Witting M., Hauschildt H., Murrell A. et al. Status of the European data relay satellite system // Proc. Int. Conf. Space Opt. Syst. Appl. (ICSOS). Ajaccio. France. 2012. P. 19–30.
4. Hunter J. The orbiting deep space relay station — A study report. // Proc. AIAA Conf. Large Space Platforms: Future Needs Capabilities. Los Angeles. USA. 1978. Art. ID. 1639.
5. Wilson K.E., Wright M., Cesarone R. et al. Cost and performance comparison of an Earth-orbiting optical commu-

- nication relay transceiver and a ground-based optical receiver subnet // IPN Progress Rep. P. 42–153. 2003.
6. *Cornwell D.M.* NASA's optical communications program for 2017 and beyond // Proc. IEEE Int. Conf. Space Opt. Syst. Appl. 2017. P. 10–14. <https://doi.org/10.1109/ICSOS.2017.8357203>
 7. *Cerf V., Burleigh S., Hooke A. et al.* Interplanetary Internet (IPN): Architectural Definition. 2001. <https://data-tracker.ietf.org/doc/html/draft-irtf-ipnrg-arch-00.txt>
 8. *Travis E.* The InterPlaNetary Internet: architecture and key technical concepts. Internet Global Summit, INET 2001.
 9. *Bhasin K., Hayden J.* Space Internet Architectures and Technologies for NASA Enterprises // IEEE Aerospace Conference. USA. 2001. V. 2. P. 931–941.
 10. *Domingo V., Fleck B., Poland A.I.* The SOHO mission: An overview // Solar Physics. 1995. V. 162. P. 1–37.
 11. *Bennett C.L., Larson D., Weiland J.L. et al.* Nine-year Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP) observations: final maps and results // Astrophysical J. Supplement Series. 2013. V. 208. Iss. 2. <https://doi.org/10.1088/0067-0049/208/2/20>
 12. *Wilson L.B., Brosius A.L., Gopalswamy N. et al.* A quarter century of WIND spacecraft discoveries // Reviews of Geophysics. 2021. V. 59. Iss. 2. <https://doi.org/10.1029/2020RG000714>
 13. *Howard T.G.* An initial design assessment for a communications relay satellite to support the interplanetary information infrastructure // 16th AIAA International Communications Satellite Systems Conference. 1996. P. 566–575. <https://doi.org/10.2514/6.1996-1057>.
 14. *Haque S.* A Broadband Multi-hop Network for Earth-Mars Communication using Multi-purpose Interplanetary Relay Satellites and Linear-Circular Commutating Chain Topology. 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2011. <https://doi.org/10.2514/6.2011-330>.
 15. *Wan P., Zhan Y.* A structured Solar System satellite relay constellation network topology design for Earth-Mars deep space communications // Int. J. Satell. Commun. Netw. 2019. V. 37. Iss. 3. P. 292–313. <https://doi.org/10.1002/sat.1287>
 16. *Bhasin K., Hayden J.L., Sands O.* Relay station based architectures and technology for space missions to the outer planets // 20th AIAA International Communication Satellite Systems Conference and Exhibit. 2002. <https://doi.org/10.2514/6.2002-2066>
 17. *Варгаузин В.А., Цикин И.А.* Методы повышения энергетической и спектральной эффективности цифровой радиосвязи. СПб.: БХВ-Петербург, 2013. 352 с. ISBN 978-5-9775-0878-0.
 18. *Modenini D., Locarini A., Valentini L. et al.* Two-Leg Deep-Space Relay Architectures: Performance, Challenges, and Perspectives // IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems. 2022. V. 58. Iss. 5. <https://doi.org/10.1109/TAES.2022.3178663>
 19. *Jiang Y., Li G., Zhang G. et al.* The Hierarchical-Cluster Topology Control Strategy of InterPlaNetary Internet Backbone based on Libration Points // Przegląd Elektrotechniczny (Electrical Review). ISSN 0033-2097. 2012. V. 88. Iss. 4.
 20. *Питьева Е.В. и др.* Эфемериды EPM2008. URL: <ftp://quasar.ipa.nw.ru/incoming/EPM/EPM2008>
 21. *Анишаков Г.П., Капитонов В.А., Кирилин А.Н. и др.* Ракета-носитель “Русь” — новые возможности знаменитой “семерки” // Полет. 2006. № 3. С. 3–8.
 22. *Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. и др.* Универсальный разгонный блок повышенной энерговооруженности “Фрегат-СБУ” // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2017. № 2. С. 147–156.
 23. *Асюшкин В.А., Викуленков В.П., Ишин С.В. и др.* Усовершенствованный разгонный блок типа “Фрегат” для перспективных ракет космического назначения среднего класса // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2018. № 2. С. 3–12.
 24. *Manzella D., Sarmiento Ch., Sankovic J. et al.* Performance Evaluation of the SPT-140. 25th International Electric Propulsion Conference sponsored by the Electric Rocket Propulsion Society. Cleveland, Ohio, USA. 1997. NASA TM-97-206301. IEPС-97-059. <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19980016322/downloads/19980016322.pdf>
 25. *Константинов М.С., Петухов В.Г., Тейн М.* Оптимизация траекторий гелиоцентрических перелетов. М.: МАИ, 2015. 260 с.
 26. *Федотов Г.Г.* Об использовании возможностей комбинации большой и малой тяги при полетах к Марсу // Космические исследования. 2001. Т. 39. № 6. С. 613–621.
 27. *Федотов Г.Г.* Оптимизация перелетов между орбитами искусственных спутников двух планет при использовании комбинации большой и малой тяги // Космические исследования. 2002. Т. 40. № 6. С. 16–625.
 28. *Лебедев В.Н.* Расчет движения космического аппарата с малой тягой // Математические методы в динамике космических аппаратов. Вып. № 5. М.: Вычислительный центр АН СССР, 1968.