

Авиационная и ракетно-космическая техника

УДК 303.732.4

Модель функционирования низкоорбитальной системы связи

С.Б. Пичугин

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Model of the low-orbit communication system operation

S.B. Pichugin

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia"

Актуальность темы обусловлена необходимостью обмена разнородной широкополосной информацией космических станций и кораблей с наземными средствами. Рассмотрена низкоорбитальная система связи с упорядоченной по гексагональной схеме баллистической структурой. Такое решение предложено как альтернатива спутниковым системам на геостационарной орбите. Оценены характеристики оптического межспутникового тракта и абонентского радиотракта. Изучены изменения характеристик по мощности и частотным сдвигам в трактах с учетом динамики движения спутников системы. В основу проводимых оценок положены характеристики перспективных компонентов, прошедших летные испытания.

EDN: SHBJQG, <https://elibrary/shbjqg>

Ключевые слова: орбитальная группировка, спутник-ретранслятор, межспутниковый тракт, абонентский тракт

Relevance of this topic is caused by the need to exchange heterogeneous broadband information between the space stations, spaceships and the ground facilities. The paper considers a low-orbit communication system with the ballistic structure ordered by a hexagonal scheme. It proposes such a solution as an alternative to the satellite systems positioned in a geostationary orbit. Characteristics of the inter-satellite optical and subscriber radio paths are assessed. Alterations in the power characteristics and frequency shifts in the paths are analyzed taking into account motion dynamics of the system satellites. The provided assessments are based on characteristics of the promising components that have undergone flight testing.

EDN: SHBJQG, <https://elibrary/shbjqg>

Keywords: orbital constellation, relay satellite, inter-satellite path, subscriber path

Российская многофункциональная система ретрансляции [1], предназначенная для связи космонавтов космической станции (КС) и кос-

мических кораблей (КК) с наземными средствами управления через орбитальные средства, включает в себя три спутника-ретранс-

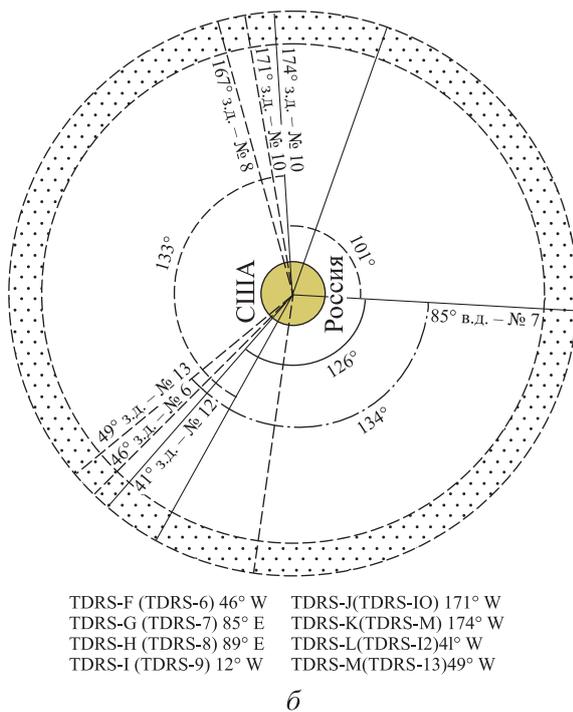
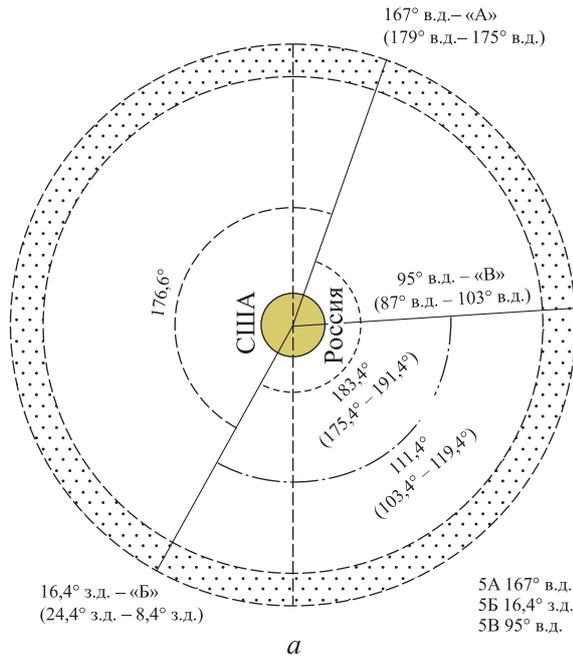


Рис. 1. Схема расположения точек стояния СР в составе орбитальной группировки российской многофункциональной системы ретрансляции (а) и TDRSS (б)

лятора (СР) на геостационарной орбите с точками стояния 16° з.д., 95° в.д. и 167° в.д., как показано на рис. 1, а.

Согласно материалам зарубежных публикаций, российская система ретрансляции обеспечивает радиовидимость КС и КК в течение 83 % времени суточного витка [2, 3].

В действительности вследствие географических ограничений, а также ввиду того, что система коррекции орбиты и ориентации СР дает погрешность его местоположения на орбите около 8°, радиовидимость наземных средств управления для КС и КК оказывается еще меньше.

Американская система Tracking and Data Relay Satellite System (TDRSS), включающая в себя шесть СР, которые занимают на геостационарной орбите более выгодные позиции 89° в.д., 12° з.д., 171° з.д., 174° з.д., 41° з.д. и 49° з.д. (рис. 1, б), способна обеспечить видимость наземных средств от 85 до 100 % времени суточного витка КС и КК [4].

Чтобы обеспечить связь на уровне TDRSS или превзойти его для КС и КК с наземными средствами, предлагается использовать отечественную разработку — перспективную низкоорбитальную систему связи (НОСС). Орбитальная группировка НОСС состоит из СР с функцией маршрутизации (СРФМ), абонентскими трактами радиодиапазона и оптическими межспутниковыми трактами (МСТ) между ближайшими соседствующими СРФМ [5].

Структура орбитальной группировки рассматриваемой НОСС упорядочена, как показано на рис. 2, и позволяет в любой момент времени обеспечить видимость КС, КК и 100%-ное покрытие поверхности Земли, т. е. гарантировать глобальность связи, равную 100 %.

Цель работы — оценить характеристики НОСС.

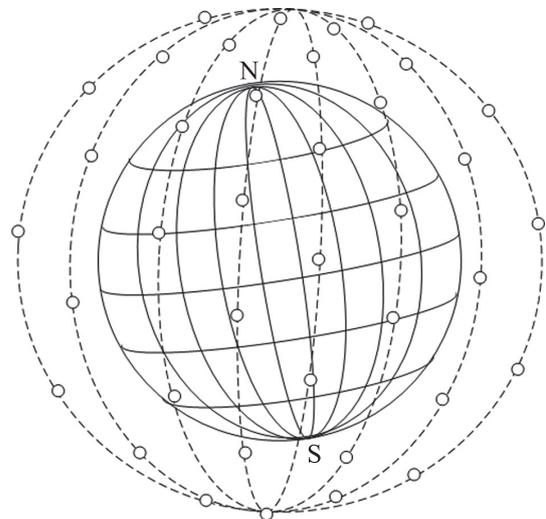


Рис. 2. Схема орбитальной группировки НОСС

Моделирование работы НОСС. При перемещении СРФМ по орбитам степень покрытия в зонах обслуживания СРФМ изменяется. На экваторе покрытие ухудшается, а в районах пересечения орбитальных плоскостей — орбитальных полюсов — оказывается наибольшим. Изменяется и характер работы МСТ, связывающих между собой соседствующие СРФМ. Требуется, оценить характеристики связи, обеспечиваемые НОСС, в том числе обусловленные предоставлением услуг связи абонентов в зонах обслуживания СРФМ в различных местах их орбит при заданном варианте построения орбитальной группировки и назначенных характеристиках зон обслуживания СРФМ. Кроме того, необходимо оценить работу МСТ в НОСС и их характеристики.

Для решения этих задач создана модель абонентской информационной нагрузки в НОСС, учитывающая построение орбитальной группировки и характеристики зон обслуживания СРФМ. Рассмотрена система, включающая в себя 112 КК в восьми орбитальных плоскостях высотой 650 км, по 14 КК в плоскости. Связь абонентов с СРФМ осуществляется в диапазоне частот 2 ГГц, а СРФМ по МСТ — в оптическом

диапазоне на частотах 300 ГГц. Численность орбитальной группировки выбрана исходя из дальности СРФМ до абонентов, на которой современные бортовые приемо-передающие системы могут обеспечить надежную связь в рамках заданных ограничений на массу, габаритные размеры и энергопотребление.

Модель НОСС (рис. 3) также предназначена для оценки колебаний абонентской нагрузки (трафика) при передаче данных в НОСС и характеристик МСТ. Рассмотрим случай, когда орбитальная группировка упорядочена и построена по гексагональной баллистической схеме, а зоны обслуживания СРФМ покрывают межорбитальное расстояние. Отметим, что при гексагональной баллистической схеме число орбитальных плоскостей должно быть четным. В противном случае в одной из пар орбитальных плоскостей связь возможна только по ортогональной схеме.

Дальность МСТ между СРФМ в орбитальной плоскости и радиус зон обслуживания составляет $2R$, расстояние между СРФМ в соседних орбитальных плоскостях — $R\sqrt{2}$.

При построении модели приняты следующие ограничения:

- каждый СРФМ НОСС обслуживает зону в виде окружности с центром в подспутниковой точке и радиусом $R = \text{const}$;
- трафик, формируемый зоной для СРФМ, $L = \text{const}$;
- трафик распределен в зоне по равномерному закону;
- расстояние между орбитальными плоскостями на экваторе равно R ;
- расстояние между СРФМ в орбитальной плоскости составляет $2R$.

В рассматриваемой модели период обращения СРФМ определяется выражением [6–8]

$$T = 2\pi(R+h)\sqrt{\frac{R+h}{GM}}, \quad (1)$$

где R — радиус Земли, $R = 6371 \cdot 10^3$ м; G — гравитационная постоянная, $G = 6,67 \cdot 10^{-11}$ м³ · кг⁻¹ · с⁻²; M — масса Земли, $M = 5,97 \cdot 10^{24}$ кг; h — высота орбиты СРФМ, $h = 650 \cdot 10^3$ м.

Временной интервал прохождения СРФМ от своего местоположения до местоположения соседнего СРФМ в своей орбитальной плоскости определяется отношением периода обращения СРФМ к числу СРФМ в орбитальной плоскости:

$$T_c = T/14. \quad (2)$$

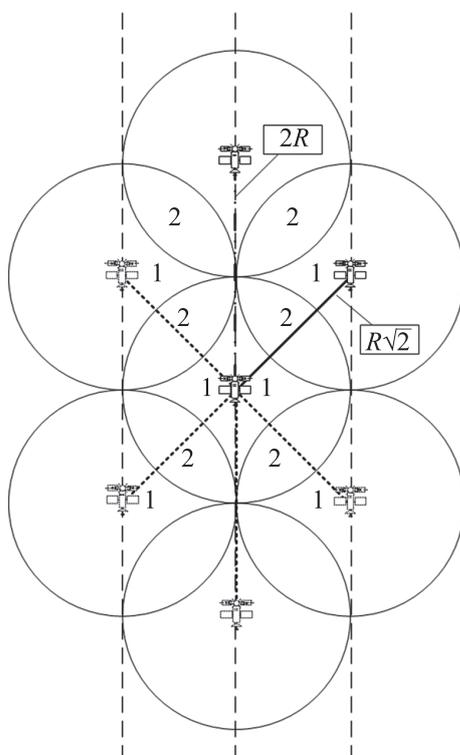


Рис. 3. Модель зон обслуживания и МСТ НОСС с гексагональной схемой построения орбитальной группировки в районе экватора

Согласно выражениям (1) и (2), $T = 5858$ с, а $T_c = 418$ с.

В гексагональной схеме СРФМ сдвинуты относительно СРФМ в соседней орбитальной плоскости на половину расстояния между СРФМ в своей плоскости, как показано на рис. 4 и 5.

В предлагаемой модели прохождение СРФМ по орбите показано набором точек. На рис. 4 и 5 отображены положения СРФМ на половине плоскости орбиты относительно экватора, от одного из орбитальных полюсов до другого, и приведены положения СРФМ в начальный момент времени и, соответственно, в момент, когда СРФМ прошел половину расстояния между спутниками в своей плоскости, т. е. произошел сдвиг на 1/2 фазы следования СРФМ.

На рис. 4 и 5 указаны широты от 0 до 90°, расстояния между СРФМ в соседствующих орбитальных плоскостях, временные интервалы между следующими друг за другом местоположениями СРФМ и средние скорости удаления и сближения соседствующих СРФМ для каждого такого местоположения. Отметим, что в районах, приближенных к полюсам, расстояния

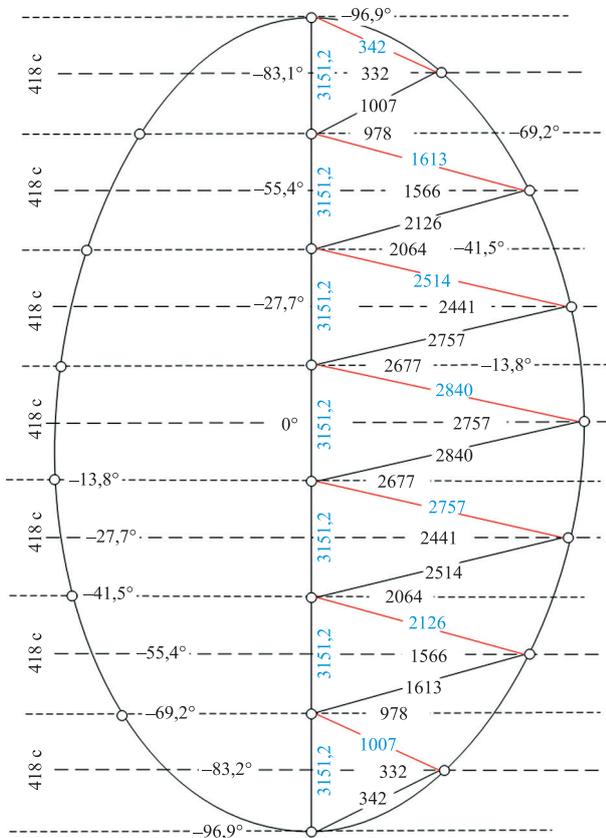


Рис. 4. Гексагональная схема расположения СРФМ в НОСС

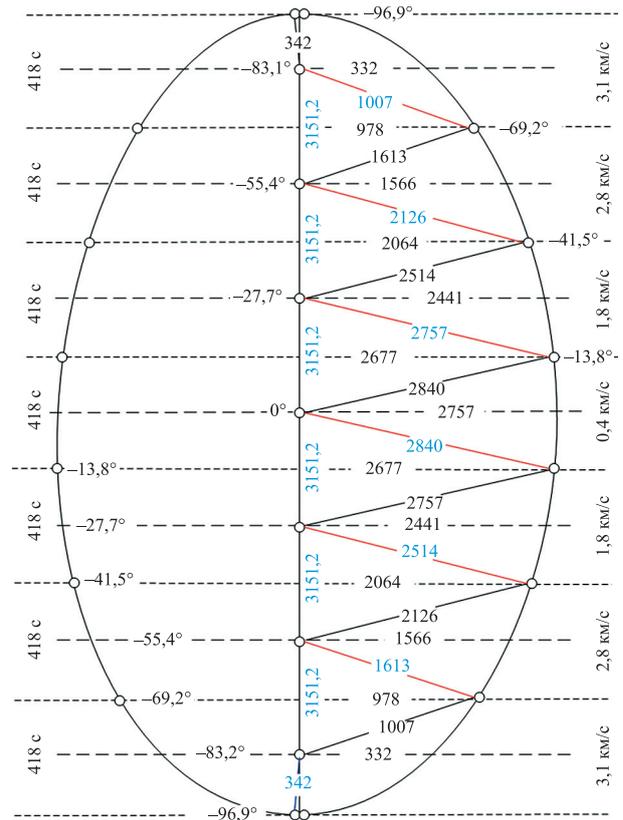


Рис. 5. Гексагональная схема расположения СРФМ в НОСС при сдвиге местоположения СРФМ на половину межспутникового расстояния в плоскости орбиты

между СРФМ сокращаются. Соответственно, при неизменных диаграммах направленности антенн СРФМ, направленных на абонентов, значения мощности бортовых передатчиков и чувствительности бортовых приемников зоны обслуживания СРФМ ближе к полюсам перекрываются в большей степени.

В пределе перекрываемость зон на полюсах составляет при гексагональной схеме число, равное половине орбитальных плоскостей в системе. Если число орбитальных плоскостей нечетное, то на полюсах чередуются целочисленные значения перекрываемости вокруг среднего. Цикл перекрываемости составляет половину интервала следования СРФМ в плоскости орбиты.

Информационные нагрузки в такой модели НОСС оценивают для выбранных четырех положений КА на орбите, как показано на рис. 6, а-г. Там же отражено перекрытие зон для соответствующих точек.

Также введено допущение, связанное с распределением абонентов в зонах обслуживания СРФМ. Принято, что абоненты распределены

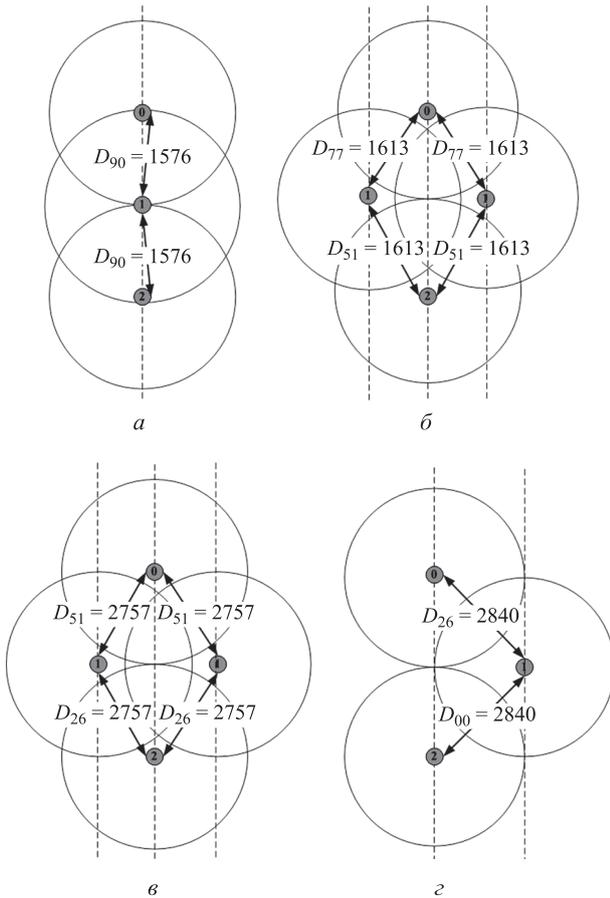


Рис. 6. Схемы перекрытия зон СРФМ при орбитальном движении:

- a* — в районе орбитального полюса;
- б* — на широте 60°;
- в* — на широте 30°;
- z* — на экваторе

в зонах обслуживания равномерно по площади зоны. Это упрощает расчеты, влияя на точность результатов. Однако ввиду того, что целью работы является оценка, это допущение приемлемо. Получены выражения, позволяющие оценить степень взаимного перекрытия зон обслуживания и, соответственно, абонентских нагрузок для СРФМ в соседствующих орбитальных плоскостях.

Обобщенные выражения для расчета площади фигуры, образованной при взаимном перекрытии зон обслуживания имеют следующий вид:

- при $R_1 \neq R_2 \neq D$ [9]

$$S = \frac{R_1^2}{2} \left[2 \arccos \frac{R_1^2 - R_2^2 + D^2}{2R_1D} - \sin \left(2 \arccos \frac{R_1^2 - R_2^2 + D^2}{2R_1D} \right) \right] +$$

$$+ \frac{R_2^2}{2} \left[2 \arccos \frac{R_2^2 - R_1^2 + D^2}{2R_2D} - \sin \left(2 \arccos \frac{R_2^2 - R_1^2 + D^2}{2R_2D} \right) \right];$$

- при $R_1 = R_2 = R$ и $D < 2R$

$$S = \frac{R}{2} \left[2 \arccos \frac{D^2}{2RD} - \sin \left(2 \arccos \frac{D^2}{2RD} \right) \right]; \quad (3)$$

- при $R_1 = R_2 = D$

$$S = \frac{R}{2} \left[2 \arccos \frac{1}{2} - \sin \left(2 \arccos \frac{1}{2} \right) \right];$$

- при $R_1 = R_2 = R$ и $D = R\sqrt{2}$

$$S = \frac{R}{2} \left[2 \arccos \frac{1}{\sqrt{2}} - \sin \left(2 \arccos \frac{1}{\sqrt{2}} \right) \right], \quad (4)$$

где R_1 и R_2 — радиусы окружностей зон обслуживания первого и второго СРФМ; D — расстояние между центрами окружностей.

Следует отметить, что при $R_1 = R_2$ и $D \geq 2R$ зоны обслуживания не перекрываются.

Расчет площадей фигуры, образованной перекрытием зон обслуживания СРФМ, находящихся в районе экватора, выполняли, используя рис. 6, *z* и выражения (3) и (4). Результаты расчета приведены в табл. 1, где $S_{\text{сум}}$ — площадь фигуры в относительных единицах в сравнении с площадью окружности с радиусом, равным радиусу R зоны обслуживания СРФМ.

Из табл. 1 следует, что информационная нагрузка на СРФМ на экваторе не менее чем в 2,14 раза превысит нагрузку, если работу этого СРФМ рассматривать изолированно от других СРФМ орбитальной группировки.

Расчет площадей фигуры при взаимном перекрытии зон обслуживания СРФМ, находящихся в районе орбитального полюса выполнен с помощью рис. 6, *a* и выражения (3). Результаты расчета также приведены в табл. 1.

Соответственно, можно заключить, что суммарная информационная нагрузка на СРФМ в районе орбитального полюса в 3,46 раза превысит нагрузку, которую СРФМ получает от своей зоны обслуживания.

Исходя из этого, можно сделать следующие выводы:

- запас пропускной способности СРФМ должен отличаться в 2,14... 3,46 раз от той, которую оценочно формирует сообщество абонентов, находящихся в зоне обслуживания данного СРФМ;

Таблица 1

Результаты расчета площади фигуры, образованной перекрытием зон обслуживания СРФМ, находящихся в разных районах

Расстояние между центрами окружностей D	Формула для расчета площади фигуры	Результаты расчета площади фигуры $S_{\text{сум}}$, отн. ед.
<i>При двукратном перекрытии зон обслуживания СРФМ на широте экватора</i>		
$D = 2R$	$S_{2R} = 0$	0
$D = R_1 = R_2$	$S = \frac{R}{2} \left[2 \arccos \frac{1}{\sqrt{2}} - \sin \left(2 \arccos \frac{1}{\sqrt{2}} \right) \right]$	0,285
	$S_{\text{сум}} = 1 + 4(S_{D=2R} + S_{D=R\sqrt{2}})$	2,140
<i>При двукратном перекрытии зон обслуживания в районе орбитального полюса</i>		
$D = 2R$	$S_{2R} = 0$	
$D = R$	$S = \frac{R}{2} \left[2 \arccos \frac{1}{2} - \sin \left(2 \arccos \frac{1}{2} \right) \right]$	0,614
	$S_{\text{сум}} = 1 + 4(S_{2R} + S_R)$	3,46

• орбитальные полюса системы следует располагать в районах, где требуется наибольшая пропускная способность и имеется необходимость применения технологии ММО [10] для согласованного обслуживания абонента несколькими СРФМ.

Оценим, как изменяется доплеровский сдвиг частоты при пролете СРФМ над неподвижным абонентом в зоне обслуживания (рис. 7), а также мощность сигнала, принимаемого абонентом на краю зоны относительно мощности сигнала, принимаемой абонентом в подспутниковой

точке на другом краю диаметра зоны обслуживания СРФМ.

Доплеровский сдвиг частоты вычисляем по выражению [11, 12]

$$F_{\text{допл}} = \frac{2\nu F_0 \cos \alpha \cos \beta}{c},$$

где ν — скорость движения СРФМ относительно абонента; F_0 — частота несущей сигнала в абонентском тракте; α — азимут СРФМ относительно абонента; β — угол места, под которым абонент наблюдает СРФМ; c — скорость света в МСТ (близкая к скорости света в вакууме), равная 299 792 458 м/с.

Отношение мощности сигнала, принимаемого абонентом в подспутниковой точке, P_c к мощности сигнала, принимаемого абонентом на краю зоны до СРФМ, P_b определяем как [13, 14]

$$\frac{P_c}{P_b} = \left(\frac{D_b}{D_c} \right)^4,$$

где D_b — дальность от абонента на краю зоны до СРФМ; D_c — дальность от абонента в подспутниковой точке до СРФМ.

Согласно данным, приведенным на рис. 7, наибольший доплеровский сдвиг частоты $F_{\text{допл}} = 65$ кГц, а наилучшее соотношение мощности сигнала, принимаемого абонентом на краю зоны относительно мощности сигнала, принимаемой абонентом в подспутниковой точке, составляет 14 дБ.

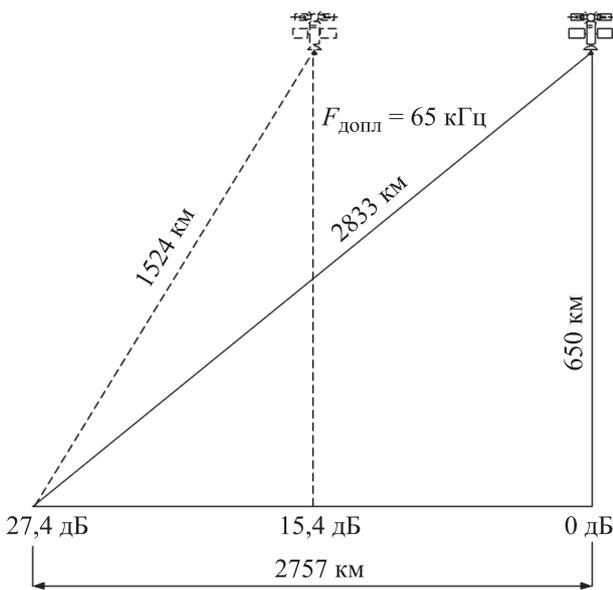


Рис. 7. Схема взаимодействия абонента на краю зоны и СРФМ, обслуживающего эту зону

Таблица 2

**Значения расходимости лазерного луча
для различных лазеров**

Тип лазера	Расходимость лазерного луча	
	град	мрад
Газовый	1/60...1/6	0,3...2,9
Твердотельный	1...3	17,5...52,4
Полупроводниковый	10...15	174,5...261,8

Помимо характеристик абонентского тракта предложенная модель позволяет оценить такие характеристики МСТ, как диаметр пятна лазера на стороне соседнего СРФМ, соотношение мощностей принимаемых сигналов, скорость расхождения–сближения; доплеровский сдвиг частоты $F_{\text{допл}}$ и время поиска соседнего СРФМ.

Наименьшая расходимость лазерного луча, составляющая 1/60...1/6°, свойственна газовым лазерам. Расходимость излучения твердотельных лазеров составляет примерно 1...3°, наибольшую расходимость имеет излучение полупроводниковых лазеров — 10...15° (табл. 2) [15].

На основе характеристик, приведенных в табл. 2, а также данных о местоположении СРФМ и других характеристик НОСС, оценены

характеристики МСТ (табл. 3), в том числе диаметр пятна лазера в районе соседнего СРФМ при минимальном расхождении лазерного луча (1°), доплеровский сдвиг частоты в тракте и изменение мощности относительно минимального уровня, когда СРФМ сближаются в районе орбитальных полюсов.

На основании данных о размерах пятна лазера соседнего СРФМ и зоны поиска в виде конуса с телесным углом при вершине 60 и высотой, равной дальности до соседнего СРФМ, проведена оценка временного интервала, необходимого для поиска соседнего СРФМ. Расходимость лазерного луча принята равной 0,55 мрад. Поиск выполнен пространственным модулятором, обеспечивающим сканирование лазерного луча в конусообразной области с вершиной в точке местоположения СРФМ и основанием в районе СРФМ-соседа, с которым требуется войти в связь. Скорость сканирования такого модулятора составляла 30 кГц. Результаты оценки времени поиска СРФМ-соседа $T_{\text{п}}$ при движении от орбитальных полюсов к экваториальной области приведены на рис. 8.

Видно, что время поиска СРФМ-соседа при движении от орбитальных полюсов к экваториальной области изменяется в интервале $T_{\text{п}} = 17...85$ с и требует соответствующей под-

Таблица 3

Характеристики МСТ при орбитальном перемещении СРФМ

Широта, град	Дальность до соседнего СРФМ, км	Диаметр пятна лазера, м	Скорость расхождения–сближения СРФМ, км/с	Доплеровский сдвиг частоты, кГц	Мощность, дБ
90,00	1576	867	0,357	714	0
77,14	1691	949	1,224	2448	1,6
64,29	1908	1148	1,903	3806	4,9
51,43	2332	1386	2,007	4014	8,2
38,7	2637	1609	1,745	3490	10,7
25,71	2942	1788	1,265	2530	12,6
12,86	3059	1900	0,661	1322	13,6
0	3176	1939	0	0	14,0
-12,86	3059	1900	-0,661	1322	13,6
-25,71	2942	1788	-1,265	2530	12,6
-38,7	2637	1609	-1,745	3490	10,7
-51,43	2332	1386	-2,007	4014	8,2
-64,29	1908	1148	-1,903	3806	4,9
-77,14	1691	949	-1,224	2448	1,6
-90,00	1576	867	-0,357	714	0

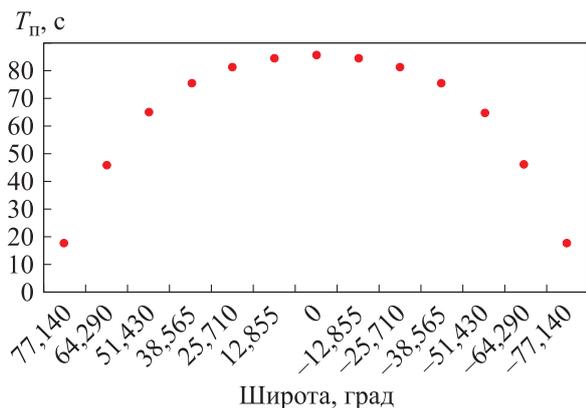


Рис. 8. Результаты оценки времени поиска СРФМ-соседа T_p при движении от орбитальных полюсов к экваториальной области

стройки работы системы наведения оптического луча. Объяснить специфику процесса поиска можно, соотнеся скорость изменения пятна оптического луча со скоростью изменения площади 60-градусной воронки поиска при расхождении и схождении СРФМ-соседей в ходе их

движения от полюсов к экватору и обратно. Следует отметить, что полученные результаты обусловлены принятыми ограничениями и могут использоваться как оценочные.

Вывод

Оценка характеристик НОСС позволила выяснить следующее: как следует располагать орбитальные полюса группировки СРФМ, к каким информационным перегрузкам следует адаптировать бортовые ретрансляторы СРФМ, в каком диапазоне следует планировать перестройку мощности передатчиков, как и в каких пределах обеспечивать подстройку частот на приеме и какие алгоритмы и технические решения применять в системе наведения лазерного луча для надежного вхождения в связь и поддержания ее непрерывности при орбитальных перемещениях СРФМ на всех этапах эксплуатации НОСС.

Литература

- [1] Поляков Ю.С. Передача голосовой информации по наземному комплексу управления международной космической станцией. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2023, т. 193, № 2, с. 39–43.
- [2] Zak A. The EKTS communications system for the Soyuz MS spacecraft. *Russianspaceweb.com: веб-сайт*. URL: <https://www.russianspaceweb.com/soyuz-ms-ekts.html> (дата обращения: 17.11.2024).
- [3] Zak A. Russia's workhorse Soyuz space taxi gets a makeover. *popularmechanics.com: веб-сайт*. URL: <https://www.popularmechanics.com/space/news/a21668/soyuz-russia-spacecraft-upgrade/> (дата обращения: 17.11.2024).
- [4] Doll C.E., Mistretta G.D., Hart R.C. et al. *Others tracking and data relay satellite system configuration and tradeoff study*. Vol. 1. TDRS System Summary. Hughes Aircraft Company, 1972. 57 p.
- [5] Пичугин С.Б. *Спутник-ретранслятор*. Патент РФ 2793898. Заявл. 21.10.2022, опубл. 07.04.2023.
- [6] Перышкин А.В., Гутник Е.М. *Физика*. Москва, Дрофа, 2014. 319 с.
- [7] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. *Баллистика и навигация космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 528 с.
- [8] Савочкин А.А. *Спутниковые системы связи*. Севастополь, Изд-во СевНТУ, 2012. 113 с.
- [9] Атанасян Л.С., Бутузов В.Ф., Кадомцев С.Б. и др. *Геометрия*. Москва, Просвещение, 2009. 255 с.
- [10] Пичугин С.Б. Абонентская связь в низкоорбитальной спутниковой системе с использованием технологии пространственного кодирования «MIMO». *К.Э. Циолковский. История и современность*. Ч. 1. Калуга, Эйдос, 2022, с. 225–230.
- [11] Михайлов В.Ф., Мошкин В.И., Брагин И.В. *Космические системы связи*. Санкт-Петербург, ГУАП, 2006. 173 с.
- [12] Вершинин А.С., Эрдынеев Ж.Т. *Космические и наземные системы радиосвязи и сети телерадиовещания*. Томск, ТУСУР, 2013. 184 с.
- [13] Бакулев П.А. *Радиолокационные системы*. Москва, Радиотехника, 2004. 320 с.
- [14] Белоцерковский Г.Б. *Основы радиолокации и радиолокационные устройства*. Москва, Советское радио, 1975. 336 с.

- [15] Федоров Б.Ф. *Лазеры. Основы устройства и применения*. Москва, ДОСААФ, 1988. 190 с.

References

- [1] Polyakov Yu.S. Transmission of voice information via the ground control complex of the international space station. *Voprosy elektromekhaniki. Trudy VNIEM* [Electromechanical Matters. VNIEM Studies], 2023, vol. 193, no. 2, pp. 39–43. (In Russ.).
- [2] Zak A. The EKTS communications system for the Soyuz MS spacecraft. *Russianspaceweb.com: website*. URL: <https://www.russianspaceweb.com/soyuz-ms-ekts.html> (accessed: 17.11.2024). (In Russ.).
- [3] Zak A. Russia's workhorse Soyuz space taxi gets a makeover. *popularmechanics.com: veb-sayt*. URL: <https://www.popularmechanics.com/space/news/a21668/soyuz-russia-spacecraft-upgrade/> (accessed: 17.11.2024).
- [4] Doll C.E., Mistretta G.D., Hart R.C. et al. *Others tracking and data relay satellite system configuration and tradeoff study*. Vol. 1. TDRS System Summary. Hughes Aircraft Company, 1972. 57 p.
- [5] Pichugin S.B. *Sputnik-retranslyator* [Relay satellite]. Patent RU 2793898. Appl. 21.10.2022, publ. 07.04.2023. (In Russ.).
- [6] Peryshkin A.V., Gutnik E.M. *Fizika* [Physics]. Moscow, Drofa Publ., 2014. 319 p. (In Russ.).
- [7] Ivanov N.M., Lysenko L.N. *Ballistika i navigatsiya kosmicheskikh apparatov* [Ballistics and navigation of spacecraft]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2016. 528 p. (In Russ.).
- [8] Savochkin A.A. *Sputnikovye sistemy svyazi* [Satellite communication systems]. Sevastopol, Izd-vo SevNTU Publ., 2012. 113 p. (In Russ.).
- [9] Atanasyan L.S., Butuzov V.F., Kadomtsev S.B. et al. *Geometriya* [Geometry]. Moscow, Prosveshchenie Publ., 2009. 255 p. (In Russ.).
- [10] Pichugin S.B. [Subscriber communications in leo satellite system using mimo technology]. *K.E. Tsiolkovskiy. Istoriya i sovremennost*. Ch. 1 [K.E. Tsiolkovskiy. History and Modern Ages. P. 1]. Kaluga, Eydos Publ., 2022, pp. 225–230. (In Russ.).
- [11] Mikhaylov V.F., Moshkin V.I., Bragin I.V. *Kosmicheskie sistemy svyazi* [Space communication systems]. Sankt-Petersburg, GUAP Publ., 2006. 173 p. (In Russ.).
- [12] Vershinin A.S., Erdyneev Zh.T. *Kosmicheskie i nazemnye sistemy radiosvyazi i seti teleradioveshchaniya* [Space and terrestrial radio communication systems and broadcasting networks]. Tomsk, TUSUR Publ., 2013. 184 p. (In Russ.).
- [13] Bakulev P.A. *Radiolokatsionnye sistemy* [Radar systems]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2004. 320 p. (In Russ.).
- [14] Belotserkovskiy G.B. *Osnovy radiolokatsii i radiolokatsionnye ustroystva* [Fundamentals of radiolocation and radar devices]. Moscow, Sovetskoe radio Publ., 1975. 336 p. (In Russ.).
- [15] Fedorov B.F. *Lazery. Osnovy ustroystva i primeneniya* [Lasers. Fundamentals of device and application]. Moscow, DOSAAF Publ., 1988. 190 p. (In Russ.).

Статья поступила в редакцию 20.02.2025

Информация об авторе

ПИЧУГИН Сергей Борисович — доктор технических наук, ведущий научный сотрудник. ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» (141070, Королёв, Российская Федерация, ул. Ленина, 4А, e-mail: sergey.pichugin@rsce.ru).

Information about the author

PICHUGIN Sergey Borisovich — Doctor of Science (Eng.), Leading Researcher. S.P. Korolev Rocket and Space Corporation “Energia” (141070, Korolev, Russian Federation, Lenin St., Bldg. 4A, e-mail: sergey.pichugin@rsce.ru).

Просьба ссылаться на эту статью следующим образом:

Пичугин С.Б. Модель функционирования низкоорбитальной системы связи. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2025, № 9, с. 86–94.

Please cite this article in English as:

Pichugin S.B. Model of the low-orbit communication system operation. *BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2025, no. 9, pp. 86–94.