РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ И ИНФОРМАЦИОННЫЕ СИСТЕМЫ 2022, том 9, выпуск 3, с. 65–75

= РАДИОТЕХНИКА И КОСМИЧЕСКАЯ СВЯЗЬ ==

УДК 621.314.5 DOI 10.30894/issn2409-0239.2022.9.3.65.75

Межорбитальная система передачи данных для управления группировкой малых КА

С.И. Ватутин, к. т. н., с. н. с., vatutin.si@spacecorp.ru АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Р.М.Гвардин, gvardin.rm@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

И.К.Курков, kurkov.ik@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Н. В. Егорова, egorova.nv@spacecorp.ru

АО «Российские космические системы», Москва, Российская Федерация

Аннотация. Привлекательность многоспутниковых систем на низких орбитах обусловлена глобальным охватом системы при относительно низкой стоимости связных терминалов потребителей и высоким разрешением космических систем дистанционного зондирования Земли.

В настоящей статье смоделирована группировка из 640 КА, использующая орбитальное построение Уолкера-Можаева в 20 плоскостях околополярных круговых орбит с наклонением 86,4°. Показано, что направления на КА в соседних плоскостях в широтном поясе ±40° меняются медленно, что позволяет создать межорбитальную систему передачи данных. Оценены достижимые скорости передачи данных для системы управления КА.

Также показано, что управление группировкой из 640 малых КА с орбитальной конструкцией Уолкера-Можаева в S-диапазоне может быть организовано по однопунктной схеме управления.

Ключевые слова: многоспутниковая система, орбитальное построение, передача информации, сеансы связи, управление КА

Inter-Orbital Data Transfer System for Small Spacecraft Constellation Control

S. I. Vatutin, Cand. Sci. (Engineering), Senior Researcher, vatutin.si@spacecorp.ru Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

R. M. Gvardin, gvardin.rm@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

I. K. Kurkov, kurkov.ik@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

N. V. Egorova, egorova.nv@spacecorp.ru

Joint Stock Company "Russian Space Systems", Moscow, Russian Federation

Abstract. The attractiveness of multi-satellite systems in low orbits is due to the global coverage of the system at a relatively low cost of customer communication terminals and high resolution of space systems of Earth remote sensing.

The paper gives a model of a constellation of 640 spacecraft using the Walker-Mozhayev orbital construction in 20 planes of near-polar circular orbits with an inclination of 86.4° . It is shown that the directions on the spacecraft in adjacent planes in the latitude belt $\pm 40^{\circ}$ change slowly, which allows creating of an inter-orbital data transfer system. The achievable data transfer rates for the spacecraft control system are estimated.

It is also shown that the control of a group of 640 small spacecraft with the Walker-Mozhayev orbital construction in the S-band can be organized by a single-point control scheme.

Keywords: multi-satellite system, orbital construction, data transfer, communication sessions, spacecraft control

Введение

Несмотря на фактическое банкротство первых низкоорбитальных многоспутниковых систем связи и передачи данных Iridium из 66 КА массой 680 кг. Globalstar из 48 КА массой 450 кг и системы Teledesic из предполагавшихся 288 более совершенных КА массой 120 кг, интерес к многоспутниковым системам не утихает. Моду на космическое мини не пресекло даже объявленное в начале 2020 г. банкротство британской системы OneWeb из предполагавшихся сначала 720 КА массой менее 150 кг на круговых орбитах высотой 1200 км в 18 плоскостях по 40 КА в каждой плоскости. Из этих проектов был остановлен только Teledesic. Iridium и Globalstar перешли в ведение министерства обороны США и успешно эксплуатируются. Система OneWeb усиленно наращивается новыми хозяевами. Реализуются проекты США LeoSal, Boeing NGSO, StarLink, Канады Telesat LEO, Китая LinkSure Swarm с количеством КА от 45 (Telesat LEO) до 3200 (StarLink) [1], причем все проекты предусматривают существенное наращивание группировок (по сведениям из [2] этапы наращивания StarLink — 4000, 12000 и 42000 КА). В этом же тренде находится и российский проект «Сфера» [3].

Привлекательность многоспутниковых систем на низких орбитах обусловлена главным образом глобальным охватом системы при снижении стоимости связных терминалов потребителей и высоким разрешением космических систем дистанционного зондирования Земли. Одна из основных проблем — сложность управления многоспутниковыми системами. Предпосылкам решения этой проблемы посвящена настоящая работа.

В [4] отмечено, что пространственная структура орбитальных группировок КА на низких круговых орбитах, как правило, использует построение Уолкера–Можаева [5,6]. При этом реализуют либо конфигурацию рис. 1, *a*, когда плоскости равномерно расставляются по долготе восходящего узла на дуге 0–180° (например, система Iridium), либо конфигурацию рис. 1, *б*, когда расстановка плоскостей выполняется на дуге 0–360° (например, системы Globalstar, ГЛОНАСС).



Рис. 1. Орбитальные конструкции

В данной работе построение межорбитальной системы передачи управляющей информации рассматривается на примере системы из 640 KA на 20 околополярных круговых орбитах с наклонением $86,4^{\circ}$. Простая расстановка плоскостей на дуге $0-360^{\circ}$ через $360/20 = 18^{\circ}$ в соответствии с дельта-конфигурацией на рис. $1, \delta$ дает встречное движение KA примерно в одной плоскости при противоположных долготах восходящего узла, как показано на обзорном рис. 2 в 3D и крупным планом на рис. 3 в 3D и рис. 4 в 2D. Как видим, встречное движение KA в восходящих и нисходящих узлах дает неудовлетворительное покрытие Земли при углах обзора с KA 40° .

Рассмотрим расстановку плоскостей на дуге $0-360^{\circ}$ через 18° с 1-й по 10-ю орбиту, начиная с 0° , и с 11-й по 20-ю орбиту, начиная с 171° . По существу это комбинация из двух группировок по 320 КА с расстановкой по дуге 180° на 10 орбитальных плоскостях каждая. В результате получаем модифицированную дельта-конфигурацию рис. $1, \delta$ с чередованием орбит прямого и обратного восхождения через 9° . Общий вид в 3D представлен на рис. 5, крупный план в 3D и в 2D — на рис. 6 и 7.

Как видим, в модифицированной дельта-конфигурации с восходящими узлами через 9° следы от конусов с углом обзора 40° на Земле перекрываются с запасом, причем КА на 10-й и 11-й орбитах движутся попутно, а на остальных соседних орбитах встречно, что существенно затрудняет построение межорбитальной системы передачи данных.



Рис. 2. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/20 = 18°. 3D весь земной шар



Рис. 3. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/20 = 18°. 3D крупным планом



Рис. 4. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/20 = 18°. 2D крупным планом



Рис. 5. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/40 = 9°. 3D весь земной шар



Рис. 6. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/40 = 9°. 3D крупным планом



Рис. 7. Встречное движение КА при размещении плоскостей по экватору через 360/40 = 9°. 2D крупным планом



Рис. 8. Обход космическими аппаратами полюса в дельта-конфигурации

Поэтому в данной работе выбрана орбитальная конструкция Уолкера–Можаева с расстановкой по долготе восходящего узла на дуге $0-180^{\circ}$ через $180/20 = 9^{\circ}$ в соответствии с рис. 1, *a*, при которой КА в соседних орбитальных плоскостях движутся попутно с малым угловым взаимным перемещением, что обеспечивает хорошие условия для построения межорбитальной системы передачи данных. Различия орбитальных построений с расстановкой по дуге 360° (дельта-конфигурация) и по дуге 180° (конфигурация Уолкера–Можаева) наиболее наглядно проявляются в районах полюсов.

На рис. 8 представлен обход космическими аппаратами полюса в дельта-конфигурации, а на рис. 9 — в конфигурации Уолкера-Можаева. Видим, что в конфигурации Уолкера-Можаева, в отличие от дельта-конфигурации, КА всех орбит обходят полюс с одной стороны. Это приводит к большему разнесению пограничных орбит в образовавшемся «декольте». Для устранения небольших разрывов покрытия в пограничной области конфигурации Уолкера-Можаева восходящие узлы орбит достаточно разнести не в пределах дуги 0–180°, а по дуге несколько большего размера, например по дуге 0–185°. Это дает дополнительную степень свободы для оптимизации покрытия в орбитальной конфигурации Уолкера-Можаева с попутным движением КА, удобном для построения межорбитальной системы передачи данных для управления всей группировкой КА. Так, на рис. 10 представлена крупным планом орбитальная конфигурация Уолкера-Можаева на границе полусфер со встречным движением КА между 1-й и 20-й плоскостями и с разнесением орбит по дуге 185°. Разрывы перекрытия отсутствуют даже при уменьшении угла обзора с исходных 40° до 35°.

Основными факторами, влияющими на построение системы межспутниковых линий передачи данных в группировке КА, являются расстояния между соседними КА и их взаимное угловое перемещение.

В пределах одной орбитальной плоскости соседние КА почти неподвижны относительно друг друга, а расстояние между ними равно:

$$R_{\rm p} = \frac{2 \cdot \pi}{N_{\rm p}} \cdot (R_{\rm z} + H) = \frac{2 \cdot \pi}{32} \cdot (6371 + 1100) = 1467 \text{ km.}$$
(1)



Рис. 9. Обход космическими аппаратами полюса в конфигурации орбит Уолкера-Можаева



Рис. 10. Орбитальная конфигурация Уолкера-Можаева. Разнесение орбит по дуге 0-185°. Отсутствие разрывов перекрытия зон обзора с КА при угле обзора 35° на границе полусфер со встречным движением КА. 3D крупным планом

Здесь $R_{\rm p} = 1467$ км — расстояние между сосед-ними КА в плоскости; $N_{\rm p} = 32$ — количество КА для КА № 33 во 2-й плоскости соседними будут в плоскости; $R_{\rm z} = 6371$ км — средний радиус Зем-КА № 1 в 1-й плоскости и КА № 65 в 3-й плоскости. ли; *H* = 1100 км — высота орбиты КА.

в плоскости номера соседних КА в соседних плос-

На рис. 11 приведен график зависимости расстоя-При нумерации КА по плоскостям и при 32 КА ния между парами КА № 33 и КА № 1, КА № 33 и КА №65 от времени на протяжении 7 витков.



Рис. 11. Зависимость от времени расстояния между соседними КА в соседних орбитальных плоскостях

Видим, что расстояния до соседних КА справа и слева практически одинаковы, графики для КА1 и КА65 сливаются. Для системы передачи данных важно, что максимальное расстояние между соседними КА в соседних плоскостях на экваторе составляет порядка 1200 км.

На рис. 12 представлены графики зависимостей от времени широты КАЗЗ и азимутальных углов с КАЗЗ на КА1 и КА65. Видим, что имеются участки, на которых азимутальные углы на соседние КА в соседних плоскостях меняются медленно. Особенно наглядно это видно на рис. 13 крупным планом зависимости азимутальных углов на соседей от широты. В пределах $\pm 40^{\circ}$ по широте азимутальные углы на соседей в соседних плоскостях



150 Угол между КА, град 100 50 0 -50 -100-100 - 80 - 60 - 40 2020 0 40 60 80 Широта, град — Угол КАЗЗ-КА65 - Угол КАЗЗ-КА1

Рис. 13. Зависимость от широты крупным планом азимутальных углов с КАЗЗ на КА1 и КА65

меняются медленно, что создает предпосылки для создания межорбитальной системы передачи данных по управлению группировкой малых КА.

На рис. 14 представлены графики зависимости от времени азимутальной угловой скорости КАЗЗ относительно КА1 и КА65. Видим, что имеются скачки угловых скоростей на полюсах, тогда как в экваториальном поясе угловые скорости близки к нулю.

Из рис. 15 крупным планом видно, что относительная азимутальная угловая скорость соседних КА на соседних орбитах мало изменяется в пределах $\pm 40^{\circ}$ по широте.

Из рис. 16 еще более крупным планом видно, что в рабочей экваториальной полосе широт $\pm 40^{\circ}$



Рис. 12. Зависимость от времени на 7 витках широты КАЗЗ и азимутальных углов с КАЗЗ на КА1 и КА65

Рис. 14. Зависимость от времени на 7 витках азимутальной угловой скорости КАЗЗ относительно КА1 и КА65



Рис. 15. Зависимость от широты крупным планом азимутальной угловой скорости КАЗЗ относительно КА1 и КА65



Рис. 16. Пределы изменения азимутальной угловой скорости КАЗЗ относительно КА1 и КА65 в рабочем поясе широт

относительная азимутальная угловая скорость соседних КА на соседних орбитах изменяется в пределах $\pm 0,02^{\circ}$ /с. При этом, в соответствии с зависимостью на рис. 13, в полосе широт $\pm 40^{\circ}$ угол направления от КАЗЗ на КА1 меняется между 99,5° и 92,0°, то есть в пределах 7,5°, а угол направления от КАЗЗ на КА65 меняется между $-82,4^{\circ}$ и $-88,2^{\circ}$, то есть в пределах 5,8°.

Таким образом, система управления боковыми антеннами межорбитальной связи должна обеспечить перемещение антенн в азимутальной плоскости в пределах 10° со скоростями не выше $0.02^{\circ}/c$.

Проведем оценку параметров межорбитальной системы передачи данных для управления группировкой малых КА. Исходя из известной очевидной

формулы (2) для мощности сигнала P_r на входе приемника [7,8] нетрудно получить формулы (7) и (8) достижимой скорости передачи информации R для заданного отношения сигнал/шум по мощности SRN и, следовательно, для заданной вероятности ошибки на бит передаваемой информации P_b :

$$P_r = \frac{P_t \cdot G_t \cdot \eta \cdot K_{\mathfrak{s}\phi} \cdot S_A}{4 \cdot \pi \cdot r^2}.$$
 (2)

Здесь P_t — мощность передатчика; G_t — коэффициент усиления передающей антенны; η — коэффициент потерь в радиолинии; $K_{\rm эф}$ — коэффициент эффективности антенны; $S_{\rm A}$ — площадь апертуры антенны приемника; r — расстояние между фазовыми центрами передающей и приемной антенны. В свою очередь, коэффициент усиления апертурной антенны G связан с площадью апертуры антенны S и диной волны λ несущей частоты $f_{\rm H}$ известным соотношением [9]

$$G = \frac{4 \cdot \pi \cdot K_{\mathsf{s}\phi} \cdot S}{\lambda^2}.$$
 (3)

Площадь апертуры параболической антенны S связана с ее диаметром D соотношением

$$S = \frac{\pi \cdot D^2}{4}.$$
 (4)

Длина волны λ связана с несущей частотой $f_{\rm H}$ соотношением

$$\lambda = \frac{c}{f_{\rm H}}.$$
 (5)

Мощность сигнала $P_{\rm c}$ связана с отношением сигнал/шум SRN, мощностью теплового шума $P_{\rm m}$, спектральной плотностью шума N_0 , эффективной шириной полосы $\Delta f_{\rm эф}$ радиосигнала, постоянной Больцмана k_0 , шумовой температурой t° , количеством лепестков в спектре модулирующего сигнала m, длительностью бита информации τ и скоростью передачи информации R известным очевидным соотношением:

$$P_{\rm c} = \frac{P_{\rm c}}{P_{\rm m}} \cdot P_{\rm m} = SRN \cdot N_0 \cdot \Delta f_{\rm sop} =$$

= $SRN \cdot k_0 \cdot t^{\circ} \cdot 2 \cdot m/\tau = SRN \cdot k_0 \cdot t^{\circ} \cdot 2 \cdot m \cdot R.$ (6)

Подставив (3)–(6) в (2), получим для случая передающей и приемной антенн одинакового диаметра D во внутриорбитальной и межорбитальной радиолинии выражение для достижимой скорости передач информации:

$$R_{\rm o} = \frac{P_t \cdot (K_{\rm sop})^2 \cdot (\pi \cdot D^2)^2}{32 \cdot r^2 \cdot (\frac{C}{f_{\rm H}})^2 SRN \cdot k_0 \cdot m \cdot t^{\rm o}}.$$
 (7)

Для случая антенн разных диаметров $D_{\rm b}$ и $D_{\rm z}$ в радиолинии борт–Земля:

$$R_{\rm bz} = \frac{P_t \cdot (K_{\rm sp})^2 \cdot (\pi \cdot)^2 \cdot (D_{\rm b})^2 \cdot (D_{\rm z})^2}{32 \cdot r^2 \cdot (\frac{C}{f_{\rm H}})^2 SRN \cdot k_0 \cdot m \cdot t^{\circ}}.$$
 (8)

Теперь оценим допустимые скорости передачи информации во внутриорбитальной радиолинии $R_{\rm BO}$, межорбитальных радиолиниях $R_{\rm MO}$ и в радиолиниях борт-Земля $R_{\rm 63}$ исходя из дальности $r_{\rm BO} = 1467$ км внутриорбитальной радиолинии, дальности $r_{\rm MO} = 1200$ км межорбитальной радиолинии, дальности $r_{\rm 63}$ радиолинии борт-Земля, которую определим исходя из угла обзора $U_{\rm 0} = 40^\circ$ и высоты орбиты H = 1100 км:

$$r_{63} = \frac{H}{\cos\left(U_{0} \cdot \frac{\pi}{180}\right)} = \frac{1100}{\cos\left(40 \cdot \frac{\pi}{180}\right)} = 1436 \text{ Km.}$$
(9)

Расчеты проведем исходя из вероятности битовой ошибки $P_6 = 10^{-6}$, которая связана с отношением энергии бита E_6 к спектральной плотности шума N_0 известным соотношением, вытекающим из работы Котельникова [10]:

$$P_{6} = \frac{1}{2} - \operatorname{erf}\left(\sqrt{\frac{E_{6}}{N_{0}} \cdot \frac{1-\rho}{2}}\right)/2, \qquad (10)$$

где $\rho = -1$ — коэффициент корреляции для фазовой манипуляции ФМн-2 на π , erf — функция ошибок. В свою очередь, отношение E_6/N_0 связано с отношением сигнал/шум SRN известной зависимостью:

$$\frac{E_{6}}{N_{0}} = \frac{P_{c} \cdot \tau}{P_{u}/\Delta f_{\mathfrak{s}\phi}} = \frac{P_{c} \cdot \Delta f_{\mathfrak{s}\phi}}{P_{u} \cdot R} = \frac{P_{c} \cdot \Delta f_{\mathfrak{s}\phi}}{P_{u} \cdot R} = \frac{P_{c} \cdot 2 \cdot m}{P_{u}} = SRN \cdot 2 \cdot m.$$
(11)

Исходя из $P_{\rm 6} = 10^{-6}$ в соответствии с (10) и (11) получаем SRN = 5,1352, откуда в соответствии с (7) и (8) при исходных данных: $D = D_{\rm b} =$ = 0,25 м; $D_{\rm z}$ = 3,0 м; $K_{
m sch}$ = 0,5; η = 0,3; P_t = = 10 Вт; $t^{\circ} = 200$ К; $m = 1,1; f_{\scriptscriptstyle H} = 2,5 \cdot 10^9$ Гц (диапазон S) имеем следующие оценки скорости передачи информации во внутриорбитальной радиолинии $R_{\rm BO} = 1,87$ Мбит/с, в межорбитальных радиолиниях $R_{\rm MO} = 2,8$ Мбит/с и в радиолиниях борт-Земля $R_{63} = 281$ Мбит/с. Таким образом, при последовательном выстраивании радиолиний в маршруте сброса телеметрической информации (ТМИ) на Землю и закладки командно-программной информации (КПИ) на борт КА узким местом является радиолиния между соседними КА на одной орбите с допустимой скоростью 1,87 Мбит/с.

Поскольку со всеми малыми КА группировки постоянно имеется связь, то в первом приближении можно считать, что для управления малым КА достаточно сеансов сброса ТМИ, аналогичных сеансам сброса ТМИ с КА на геостационарной орбите, то есть типовым сеансам сброса ТМИ со скоростью 8 Кбит/с продолжительностью порядка 20 минут с общим объемом ТМИ за сеанс 8000 · 20 · 60 = $= 9,6 \cdot 10^6$ бит. Пусть для управления малым КА в сеансах закладки КПИ на борт КА достаточно передавать 40 Кбайт = 40 000 · 8 = 320 000 бит информации. Допустим также для начала, что автономность малых КА допускает проведение 1 сеанса сброса ТМИ и закладки КПИ в сутки, то есть передачи 9,92 Мбит информации на 1 КА. Тогда все 640 KA потребуют передачи $9,92 \cdot 640 = 6,349 \times$ × 10⁹ бит информации. За сутки по внутриорбитальной радиолинии можно передать 1,87 · 10⁶ · 24 × $\times 60.60 = 1,616.10^{11}$ бит, что в 25,451 раза больше объема информации в одном типовом сеансе сброса ТМИ и закладки КПИ. Таким образом, управление рассматриваемой группировкой из 640 малых КА с орбитальной конструкцией Уолкера-Можаева в S-диапазоне потенциально может быть организовано по однопунктной схеме управления, причем автономность малых КА группировки может быть настолько малой, что допустимо проводить в сутки до 25 типовых сеансов сброса ТМИ и закладки КПИ с каждым КА, то есть с учетом времени подготовки и завершения сеанса связи почти круглосуточно.

Очевидно, при использовании совмещенных радиолиний для передачи целевой информации и управления КА, например в Ки-диапазоне с несущими частотами 12-18 ГГц, допустимая скорость передачи информации повысится до 43-97 Мбит/с и возможности однопунктной схемы управления группировкой КА будут обеспечены в избытке. Так, потенциально возможное количество типовых сеансов связи при работе на несущей частоте 12 ГГц достигнет 586, а на частоте 18 ГГц — 1319 в сутки, что явно избыточно. Однако в Ки-диапазоне существенно усложнятся условия взаимного наведения антенн межспутниковых радиолиний, поскольку ширина диаграммы бортовой антенны уменьшится с $70 \cdot \lambda/D = 70 \cdot 0.12/0.25 = 33.6^{\circ}$ в S-диапазоне, до 7° на несущей 12 ГГц и до 4,76° на несущей 18 ГГц. Если в S-диапазоне при изменении азимутальных углов на соседний боковой КА в экваториальном поясе широт в пределах $\pm 5^{\circ}$ и диаграмме в 33,6° можно обойтись без системы наведения боковых и курсовых антенн, то в Ки-диапазоне система управления наведением бортовых антенн становится необходимой.

Следует отметить, что подробное рассмотрение системы совмещенных внутриорбитальных, межорбитальных и радиолиний линий связи борт– Земля для обмена управляющей и целевой информацией применительно к многоспутниковым группировкам связи и дистанционного зондирования Земли выходит за рамки данной работы и требует дальнейшей проработки.

Таким образом, управление группировкой из 640 малых КА с орбитальной конструкцией Уолкера-Можаева в S-диапазоне может быть организовано по однопунктной схеме управления. При этом автономность малых КА группировки может быть настолько малой, что допустимо проводить в сутки до 25 типовых сеансов сброса ТМИ и закладки КПИ с каждым КА. При переходе к совмещенным радиолиниям в Ки-диапазоне доля управляющей информации в общем потоке с целевой информацией становится пренебрежимо малой, но при этом требуется система наведения боковых антенн с существенно более узкими диаграммами направленности по сравнению с S-диапазоном.

Список литературы

- 1. *Клюшников В.Ю.* Мини-спутники собираются в стаи. Независимая газета от 21.01.2020.
- Суровцев А. Как работает Starlink от Илона Маска, самый обсуждаемый Интернет 2022 года. https://www.iphones.ru/iNotes/kak-rabotaet-internetilona-maska (30 апреля 2022).
- Начались сборка и испытания первого спутника проекта «Сфера». https://www.roscosmos.ru/38040 (01.08.2022).
- Степанов А.А., Акимов А.А., Гриценко А.А., Чазов В.В. Особенности построения и эксплуатации орбитальных группировок систем спутниковой связи. Специальный выпуск «Спутниковая связь и вещание-2016». С. 72–87.
- Walker J.G. Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage // Journal of the British Interplanetary Society, July 1971, vol. 24. P. 369–384.
- Можаев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем: (Теоретико-групповой подход). М.: Машиностроение, 1989. С. 303.
- Гришмановский В.А., Степанов В.С. Расчет дальности, времени видимости КА и энергетических характеристик радиолиний для передачи телеметрической информации. Учебно-методическое пособие к практическим занятиям по курсу «Командно-измерительный комплекс управления». ВИКИ им. А.Ф. Можайского, 1985.
- Энергетические характеристики космических радиолиний / Под ред. О. А. Зенкевича. М.: Сов. радио, 1972.
- Воскресенский Д.И., Гостюхин В.Л., Максимов В.М., Пономарев Л.И. Устройства СВЧ и антенны / Под ред. Д.И. Воскресенского. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Радиотехника, 2006. 376 с.
- 10. Котельников В.А. Теория потенциальной помехоустойчивости. ГЭИ, 1956.