

О построении орбитальных группировок большой мощности на LEO для телекоммуникационных систем

On the construction of high-capacity orbital constellations on LEO for telecommunication systems



Валентин Анпилов

Заместитель генерального директора ЗАО «ВИСАТ-ТЕЛ», к.т.н., доцент

Valentin Anpilov

Deputy General Director, JSC VSAT-TEL, Ph.D., associate professor



Андрей Гриценко

Генеральный директор АО «Информационный Космический Центр «Северная Корона», к.т.н.

Andrey Gritsenko

General Director of JSC Information Space Center «Severnaya Korona», Ph.D.

New satellite telecommunications systems on LEO typically use high power constellations. The development and use of such orbital constellations has its own specifics. The article discusses the principles of construction, operation and ensuring the effectiveness of such orbital constellations.

Продолжается интенсивное развитие проектов крупномасштабных низкоорбитальных систем [1], орбитальные группировки которых включают сотни и тысячи космических аппаратов. Два таких проекта, Starlink и OneWeb, с целевой функцией широкополосного доступа (ШПД), уже находятся в стадии развертывания. Начата коммерческая эксплуатация системы Starlink.

В России также реализуются низкоорбитальные многоспутниковые про-

екты, в частности система «Марафон IoT» с целевой функцией IoT, недавно заявлено об альтернативном проекте Telum Leo 1. Имеются сведения о проекте «МегаФон 1440» с целевой функцией ШПД.

Условия коммерческого успеха таких систем должны закладываться на ранних стадиях проектирования. Одним из существенных условий является корректное построение орбитальной группировки (ОГ) с учетом целевой функции системы и минимизации затрат на ее развертывание.

Основные преимущества систем на LEO

Использование низких круговых орбит (LEO) высотой до 1500 км дает два основных преимущества: возможность достижения предельно высокой энергии радиоканалов (с учетом ограничений плотности потока мощности на поверхности Земли) и малое время задержки при прохождении сигнала на участках «Земля – космос» и «космос – Земля». Это значит, что и спутники, и абонентские станции (АС) могут быть компактными, а предоставляемые услуги – характеризоваться термином «в режиме почти реального времени». Обратной стороной «медали» является необходимость развертывания ОГ, мощностью [2] (число спутников) которой определяется тремя основными параметрами: требуемая территория обслуживания, высота орбиты и минимальный рабочий угол места (УМ) абонентской станции. Чем меньше высота орбиты и больше УМ, тем проще достичь предельных значений энергии радиоканалов (требуется меньшая мощность передатчиков в составе полезной нарезки, меньший размер антенны спутника), проще антенная система АС и меньшее время задержки. Но, соответственно, тем больше спутников нужно в составе ОГ для обслуживания заданной территории и тем меньше время контакта АС с каждым спутником.

Основные проблемы систем на LEO

Требуемая мощность ОГ определяется прежде всего высотой орбиты и минимальным рабочим



углом места. В [3] показано, что для обеспечения глобальной зоны обслуживания потребное число спутников должно составлять не менее:

$$N = p * q \approx 4 * 3^{1/2} / 9 \left(\frac{\pi}{\gamma} \right)^2,$$

где p – число орбитальных плоскостей; q – число спутников в одной орбитальной плоскости;

$$\gamma = \arccos \left(\frac{\cos \theta}{1 + \frac{h}{R_e}} \right) - \theta$$

геоцентрический угол между направлением на АС и КА;

θ – минимальный рабочий угол места АС, град.; R_e – радиус Земли, км; h – высота круговой орбиты, км.

Графики зависимости числа космических аппаратов (КА) в функции минимального рабочего угла места для трех табулированных значений высот: 780 км (орбита Iridium), 1200 км (орбита OneWeb) и 550 км (орбита Starlink) представлены на рис. 1.

Как видно из рис. 1, с ростом значения рабочего угла места АС, потребное число КА увеличивается по экспоненте. Следовательно, одной из серьезных проблем для систем на ЛЕО является то, что для обеспечения высоких углов места необходимо развертывать ОГ большой мощности. Требование обеспечить работу при высоком УМ в первую очередь обусловлено необходимостью минимизировать стоимость АФАР АС за счет уменьшения требуемого угла сканирования [4]. Немаловажным фактором является и обеспечение ЭМС (внутри- и межсистемной) [5].

Приполярные орбиты и конструкция Уолкера – Можаяева

Представленная выше оценка мощности ОГ соответствует использованию приполярных орбит, а структура ОГ соответствует конструкции Уолкера – Можаяева [6, 7, 8], которая предполагает, что плоскости орбит равномерно распределены по долготе восходящего узла на дуге 180 град.

На рис. 2 применительно к системам Iridium и OneWeb представлены графики минимального и мак-

Зависимость потребного числа КА от минимального рабочего угла места (град.) и табулированных значений высоты ЛЕО-орбиты:

а) в диапазоне углов места 1...80 град.
б) в диапазоне углов места 10...35 град.

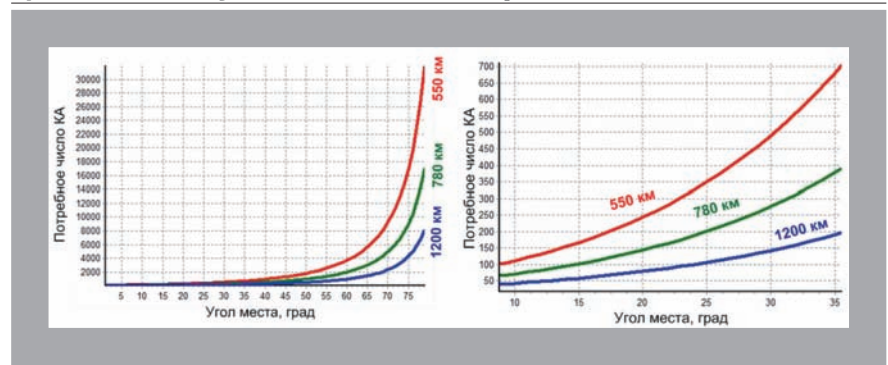


Рис. 1

Число спутников в функции широты

а) система Iridium (УМ = 8 град.)
б) система OneWeb (УМ = 56 град.)

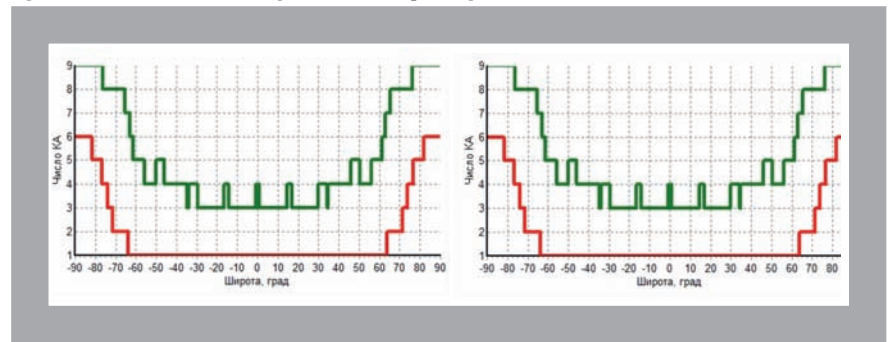


Рис. 2

симального числа наблюдаемых на временном интервале 24 ч КА на УМ выше 8 град. (система Iridium) и выше 56 град. (система OneWeb) в функции географической широты положения наблюдателя (расположения АС).

Из рис. 2 следует, что при таком построении ОГ над приполярными областями Земли одновременно может находиться более 70 спутников системы OneWeb и до 18 спутников системы Iridium.

Если зона обслуживания спутника Iridium достаточно велика (радиус более 2,2 тыс. км), то радиус зоны обслуживания спутника OneWeb составляет всего 650 км. Поэтому вероятность полноценной загрузки спутников системы OneWeb в Арктической зоне крайне мала. Следовательно, эта часть группировки спутников OneWeb – а она составляет около 15% от всей ОГ – не будет использована по целевому назначению.

Таким образом, развертывание ОГ большой мощности на полярных и околополярных орбитах спутниковых систем, рассчитанных на работу с большим значением УМ (примерно более 25 град.), нецелесообразно (в том числе и по экономическим соображениям, но это тема отдельной статьи).

Наклонные орбиты и “Delta-конфигурация”

Одним из решений для таких систем может являться использование наклонных орбит ($i > 0$ град., но $i \neq 90$ град. и $i < 180$ град.). Это связано с тем, что на широте, численно равной наклонению орбиты, наблюдается концентрация спутников в пространстве. В качестве примера на рис. 3 показаны графики максимального числа наблюдаемых КА в функции географической широты положения наблюдателя при табулированных значениях наклонения орбиты. В данном случае при модели-

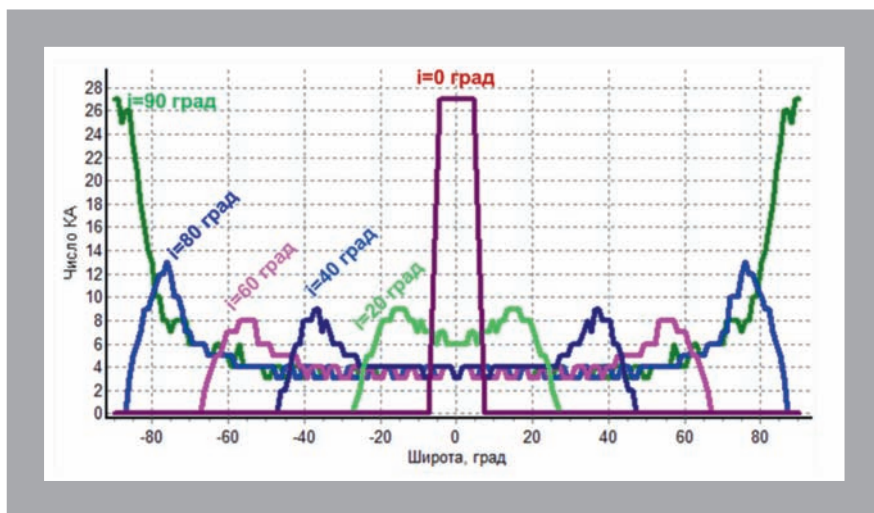


Рис. 3

ровании была использована гипотетическая ОГ, включающая 648 спутников, расположенных на высоте 1400 км, а минимальный рабочий УМ был принят равным 56 град.

Из рис. 3 видно, что существуют два значения наклона, при котором концентрация спутников достигает своего максимума. Это 0 град. (экваториальная орбита) и 90 град. (полярная орбита). В широтном поясе от 30 град. до 60 град. исследуемый параметр фактически “лежит на плато”. Но тем не менее на широте, близкой к значению наклона, концентрация спутников как минимум в два раза выше и при наклонных орбитах, чем в оставшейся зоне.

Однако простое изменение наклона орбиты в группировке, построенной в соответствии с конструкцией Уолкера – Можаяева, приведет к “разрушению” радиопокрытия. Пример зоны обслуживания системы типа OneWeb, если бы наклонение было принято равным 60 град., представлен на рис. 4а.

По этой причине для наклонных орбит при построении ОГ, как правило, используют “Delta-конфигурацию”, когда плоскости орбит равномерно распределены по долоте восходящего узла на дуге 360 град. Пример аналогичной зоны обслуживания, но для Delta-конфигурации, представлен на рис. 4б.

Как видно из рис. 4а и 4б, в обоих случаях зона непрерывного обслуживания “разрушена”. Только в первом случае наблюдается два

“клиновидных обрыва”, медленно дрейфующих в восточном или западном направлении, а во втором – внешне хаотичное движение КА, из-за которого зона обслуживания вся

Система типа OneWeb при наклонении 60 град. (УМ = 56 град.) а) конструкция Уолкера – Можаяева б) “Delta-конфигурация”

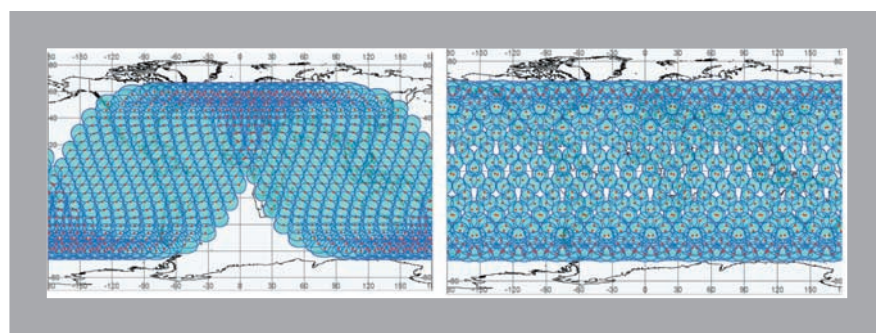


Рис. 4

Конструкция “оптимальная Delta-конфигурация”: а) зона обслуживания б) структура ОГ

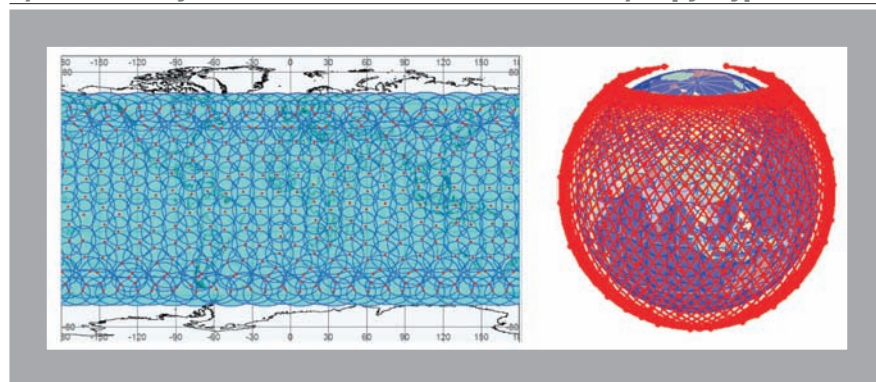


Рис. 5

испещрена “разрывами” в покрытии. В первом случае это приведет к периодическим длительным перерывам связи, во втором – перерывы будут более короткими, но частыми. Одним из решений этой проблемы является увеличение числа спутников в системе. Однако эффективность такого решения очень сомнительна, так как площадь обслуживания становится меньше (не глобальная), а спутников, получается, надо больше.

Оптимальная “Delta-конфигурация”

Ситуацию можно принципиально изменить, если использовать принцип “один спутник – одна плоскость” с определенным подбором фазового соотношения между спутниками в смежных плоскостях. В этом случае на наклонных орбитах можно обеспечить эффект синхронного движения спутников в характерных “вертикальных цепочках” [2, 9]. Данный эффект обеспечивает гарантированное равномерное распределение спутников в пределах зоны обслуживания, что,



в свою очередь, снижает потребное число КА и упрощает частотное планирование системы в целом, применительно к системам ДЗЗ – гарантирует непрерывность выполнения целевых задач в заданной широтной полосе.

На рис. 5 представлены мгновенные зоны радиовидимости и структура такой ОГ. Авторы назвали эту структуру “червяк” [9]. Но по своей сути она близка к “Delta-конфигурации”. Для идентичности ее можно обозначить как “оптимальная “Delta-конфигурация””.

Эшелонирование с комплексированием

В одной группировке, построенной на основе оптимальной “Delta-конфигурации”, спутники концентрируются в широтной полосе, определяемой наклоном орбиты. Ширина такой полосы определяется высотой орбиты и рабочим углом места АС. Очевидно, что для расширения рабочей полосы зоны обслуживания достаточно развернуть дополнительный эшелон спутников, имеющих другое наклонение орбиты.

В качестве примера на рис. 6 представлен вариант поэтапного развертывания ОГ гипотетической системы, включающей на первом этапе один эшелон с наклонением 58 град., и последующим дополнением вторым эшелон с наклонением 50 град. Видно, что эшелоны могут эффективно дополнять друг друга. Для сравнительной оценки на рис. 7 представлены графики числа наблюдаемых КА в функции широты положения АС для первого и второго этапов развертывания системы. Из рисунка видно, что если на первом этапе пять спутников одновременно видны в широтной полосе от 50 до 55 град., то после развертывания второго эшелона полоса увеличилась от 20 до 55 град.

Следовательно, вместо развертывания одного эшелона с глобальным покрытием гораздо эффективнее, при том же числе спутников, развернуть два эшелона, каждый из которых имеет “свое” наклонение орбиты. И плюс полярное дополнение с задачей “прикрыть” зоной обслуживания только приполярную область. Эшелонирование с комплексированием отдельных эшелонов должны прорабатываться на самых ранних стадиях проектирования системы.

Зона обслуживания гипотетической ОГ: а) “Эшелон 1” ($i = 58$ град.) б) “Эшелон 1” + “Эшелон 2” ($i = 50$ град.)

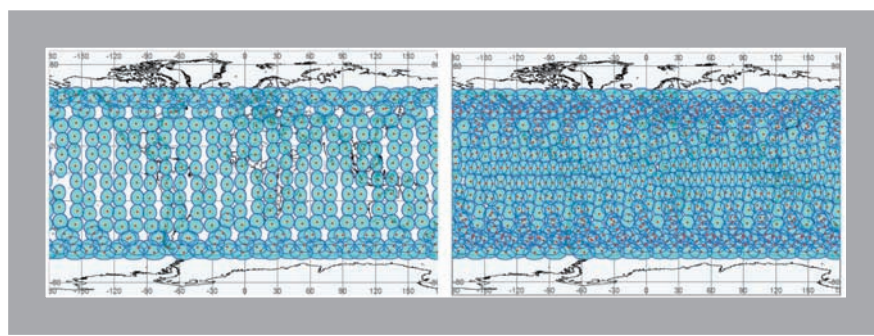


Рис. 6

Число наблюдаемых КА в функции широты положения АС: а) “Эшелон 1” б) “Эшелон 1” + “Эшелон 2”

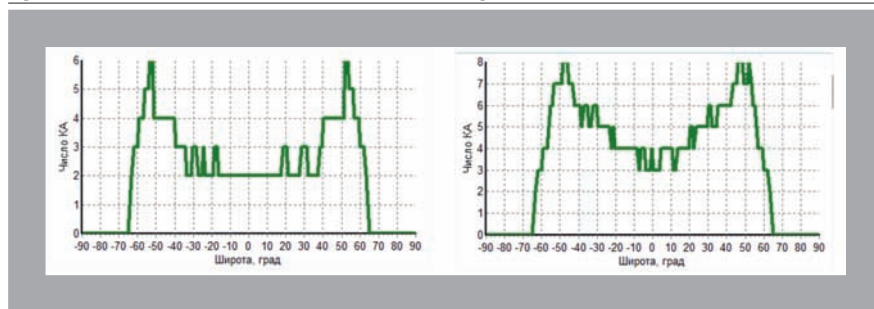


Рис. 7

Нужно отметить, что такой принцип построения ОГ позволяет упростить требования к наведению лучей антенн АС. С другой стороны, требуется отдельная проработка вариантов развертывания таких эшелонированных группировок, в которых реализован принцип “один спутник – одна плоскость”.

Автоматическое включение КА в систему (адаптация)

Важным фактором является возможность полноценной работы спутников как в местах их концентрации, так и на других участках орбиты. Важно также, чтобы наращивание группировки и/или эшелона могло осуществляться путем простого “включения спутника в систему”, при котором не создаются проблемы внутрисистемной ЭМС.

Для реализации такой функции полезная нагрузка спутников должна иметь относительно узкие быстро перенацеливаемые абонентские лучи (beam hopping) в пределах зоны обслуживания КА, подобно тому, как это реализовано в системе Starlink.

Коэффициент использования спутников

Еще одним важным фактором является процент доступной пропускной способности всей системы на LEO от ее полной пропускной способности. Полная пропускная способность, указываемая обычно операторами, численно равна сумме пропускных способностей всех КА ОГ как на участках “вниз”, так и на участках “вверх”. Однако часть спутников может выключаться в экваториальной зоне (для обеспечения ЭМС с геостационарными сетями), другая часть спутников или лучей может выключаться в приполярных регионах (для обеспечения внутрисистемной ЭМС). Если для предоставления сервисов в зоне радиовидимости спутника должна быть станция сопряжения (шлюз), а ее нет, то в этот момент времени пропускная способность такого спутника равна нулю.

При проектировании системы необходимо обеспечить максимум использования ее потенциальной пропускной способности. Критерием для сравнительной оценки анализируемых вариантов может являться

коэффициент использования КА в составе ОГ — отношение числа активных (невыведенных) КА, умноженное на интервалы времени их активности, например в сутки, относительно их общего числа в ОГ. Оценку его реального значения можно сделать путем математического моделирования.

Выведение и развертывание

Выведение КА и развертывание ОГ большой мощности с использованием принципа “одна ракета-носитель — одна плоскость” приводит к существенному повышению затрат на создание системы за счет стоимости пусковых услуг. Для создания ОГ в варианте “оптимальная “Delta-конфигурация”, очевидно, этот принцип вообще не приемлем.

Оптимальным следует считать вариант, когда значительная часть спутников выводится на орбиту выше или ниже базовой, после чего спутники перемещаются в заданные позиции рабочей орбиты, используя как внешние возмущающие силы (переводя их в “полезные”), так и собственные ресурсы. В этом случае достигается оптимальная загрузка ракеты-носителя (РН) и, соответственно, минимизация стоимости запуска одного кг полезной нагрузки РН. Но такой вариант возможен только для наклонных орбит. Кроме того, требуется время для приведения всех КА в заданные точки орбит. При этом необходимо максимально непрерывное отслеживание всех КА и подача команд управления в период их движения к заданным базовым значениям рабочих орбит.

Можно предположить, что подобный вариант предполагается реализовать при увеличении мощности ОГ Starlink с использованием тяжелой РН Starship.

Управление ОГ большой мощности

Управление ОГ большой мощности принципиально отличается от управления орбитальными группировками в составе единиц или десятков спутников. В общем случае в основе управления, как правило, лежит модель эталонной системы (параметры и положение орбит, а также положение каждого спутника на орбите). При управлении обычными (небольшими) ОГ эталонная модель остается неизменной, а управление сводится к приведению и удержанию каждого спутника в “своей” позиции на орбите.

Однако использование такого подхода для управления ОГ большой мощности нерационально, так как может приводить к неравномерному расходу рабочего тела КА, медленному реагированию на возникновение нестандартных и чрезвычайных ситуаций и снижению коммерческой эффективности системы в целом. Поэтому при управлении ОГ большой мощности эталонная модель должна адаптироваться к текущей ситуации. Адаптация модели должна проводиться в соответствии с критериями оптимальности, например по обеспечению минимального расхода рабочего тела или по оперативности реконфигурации ОГ для парирования выхода из строя одного или нескольких КА и т.д. Одним из возможных вариантов для реализации такой задачи является создание межспутниковых узкополосных каналов контроля и подачи команд управления.

Выводы

1. При развертывании относительно небольших ЛЕО-систем, обеспечивающих работу АС с малым углом места (примерно менее 25 град.), орбитальную группировку целесообразно выполнять в одноэшелонном варианте, на приполярных орбитах, в соответствии с конструкцией Уолкера — Можаява.

2. При развертывании больших ЛЕО-систем, обеспечивающих работу АС с большим углом места (более 25 град.), орбитальную группировку целесообразно выполнять многоэшелонной, на наклонных орбитах, в соответствии с конструкцией “оптимальная “Delta-конфигурация”.

3. Для многоэшелонной группировки ее эшелоны необходимо не складывать, а комбинировать, синхронизируя их работу и разбивая на соответствующие этапы развертывания системы с учетом минимизации стоимости пусковых услуг.

4. Выведение КА и развертывание каждого эшелона должно осуществляться путем группового запуска КА на промежуточную орбиту с последующим самостоятельным переходом спутников на заданные наклонные рабочие орбиты.

5. При формировании ОГ на наклонных орбитах для обеспечения обслуживания полярных зон целесообразно рассматривать запуски КА в качестве попутных грузов, например совместно с КА ДЗЗ на солнечно-синхронные орбиты или

путем использования РН легкого класса.

6. Управление ОГ большой мощности должно проводиться в соответствии с динамически задаваемыми критериями оптимальности, относящимися ко всей системе.

Литература:

1. Урличич Ю.М. Старые и новые идеи в спутниковой связи // Первая миля. 2021. № 3. С. 14–21.
2. Анпилогов В.Р., Гриценко А.А. Оптимальные низкоорбитальные группировки // Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание — 2022”. С. 44–47.
3. Анпилогов В.Р., Шишлов А.В., Эйбус А.Г. Анализ систем LEO — HTS и реализуемости фазированных антенных решеток для абонентских терминалов // Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание — 2016”. С. 14–26.
4. Анпилогов В., Денисенко В., Зимин И., Кривошеев Ю., Чекушкин Ю., Шишлов А. Проблемы создания антенн с электрическим сканированием луча для абонентских терминалов спутниковых систем связи в Ku- и Ka-диапазонах // Первая миля. 2019. № 3. 2019. С. 16–27.
5. Анпилогов В., Гриценко А., Чекушкин Ю., Зимин И. Результаты анализа совместной работы систем OneWeb и “Экспресс-РВ” в Ku-диапазоне // Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание — 2019”. С. 48–54.
6. Акимов А.А., Гриценко А.А., Степанов А.А., Чазов В.В. Особенности построения и эксплуатации орбитальных группировок систем спутниковой связи // Специальный выпуск “Спутниковая связь и вещание — 2016”. С. 72–87.
7. Walker, J.G. Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole Earth Coverage // Journal of the British Interplanetary Society. Vol. 24. July 1971. P. 369–384.
8. Можаяев Г.В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем: (Теоретико-групповой подход). М.: Машиностроение, 1989. С. 303.
9. Анпилогов В.Р., Гриценко А.А. Способ построения орбитальной группировки, Заявление о выдаче патента Российской Федерации на изобретение №2022111889 от 29.04.2022 г.

Адреса и телефоны
АО “ИКЦ “СЕВЕРНАЯ
КОРОНА”
см. стр. 98 “Информация о компаниях”

