

Оптимальные низко-орбитальные группировки

Optimal low-orbit constellations



Валентин Анпилогов

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

Valentin Anpilogov,

Deputy General Director, VISAT-TEL JSC



Андрей Гриценко

Генеральный директор, АО «ИКЦ «Северная Корона», к.т.н.

Andrey Gritsenko,

General Director, Information Space Center «Severnaya Corona» JSC

The new wave of satellite systems projects in LEO orbits is characterized by a significant number of satellites in orbital constellations. A large number of satellites is a significant cost, both for their creation and deployment. That is why the issues of optimal (primarily in terms of the number of satellites) construction of orbital constellations occupy one of the central places in the preparation of projects, since they create the preconditions for the competitive advantage of new systems.

В настоящее время развитие космических систем связи и дистанционного зондирования Земли сопряжено с созданием многоспутниковых группировок, в том числе и в России [1]. Прорабатываются и развертываются спутниковые системы, в состав орбитальных группировок (ОГ) которых входят десятки, сотни, тысячи и даже де-

сятки тысяч спутников различного класса. Существенно, что при таком числе спутников практически любое, даже «легкое», изменение в структуре ОГ может приводить к значительным изменениям технико-экономических характеристик системы. В данном материале рассматривается один из возможных подходов к снижению числа спутников в орбитальной группировке, не приводящий к

ухудшению условий функционирования системы и ее применения по целевому назначению, но обеспечивающий минимизацию стоимости ее развертывания. Материал рассматривается применительно к телекоммуникационным спутниковым системам, но может быть использован и в системах другого целевого назначения, в том числе дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ).

Баллистическая структура орбитальной группировки

Баллистическая структура ОГ есть упорядоченное взаимное расположение космических аппаратов (КА) в околоземном пространстве, характеризующееся требуемыми соотношениями между элементами их орбит. Баллистическая структура орбитальной группировки:

- полностью определяет потенциальные возможности спутниковой системы в части применения по назначению;
- существенно влияет на облик и основные характеристики космического аппарата (платформы и полезной нагрузки);
- определяет стоимость (потребное число запусков ракет-носителей) и время развертывания (запуски и довыведение на рабочие орбиты) спутниковой системы.

Особое место баллистическая структура занимает в классе спутниковых систем на низких (LEO) орбитах. Это связано с тем, что, с одной стороны, требования к массово-габаритным характеристикам спутников снижаются и становятся возможным использование мини- и микроспутников, с другой — потребное число



спутников в составе ОГ существенно растет. В результате число спутников достигает сотен, тысяч и даже десятков тысяч.

Поведение систем (развертывание, управление, реконфигурация и захоронение), включающих небольшое число или сотни и тысячи КА, очень разнится. Поэтому удобно ввести классификацию орбитальных группировок по числу спутников, или, другими словами, “по мощности” ОГ.

Классификация орбитальных группировок по мощности (числу КА)

Предлагаемая классификация ОГ по ее мощности представлена в таблице 1.

Например, ОГ системы Iridium имеет среднюю мощность (MP). У системы OneWeb орбитальная группировка большой мощности (HP). Система Starlink будет иметь ОГ гипербольшей мощности (GP).

Проведенные исследования показали, что оптимизация ОГ средней и меньшей мощности, как правило, заключается только в подборе параметров орбит. Однако, для систем большой и тем более очень большой мощности огромное значение начинают играть параметры, определяющие расстановку плоскостей и относительное положение спутников в соседних плоскостях (фаза).

Для однозначного описания и восстановления структуры таких ОГ целесообразно использовать краткую запись с минимальным набором параметров. Рассмотрим кодирование структуры ОГ.

Кодирование структуры орбитальных группировок

Как правило, структуру ОГ задают двумя параметрами: числом плоскостей и числом спутников в каждой плоскости. Если ОГ единичной или малой мощности, то ее орбитальная структура будет полностью определена. Однако, ситуация меняется, если мощность ОГ выше средней. Здесь для однозначного построения баллистической структуры необходимо дополнительно указать еще как минимум два параметра: угол между первой и второй плоскостями, а также фазовый угол между спутниками первой и второй плоскости. Под фазовым углом в данном случае понимается угловое рассогласование по параметру “средняя аномалия” (M) между первым спутником первой плоскости в момент его прохождения долготы вос-

Классификация по мощности ОГ

Мощность ОГ	Обозначение	Число КА
Единичная	UP (Unit Power)	1
Малая	LP (Low Power)	2...50
Средняя	MP (Medium Power)	51...100
Большая	HP (High Power)	100...1 000
Очень большая	VP (Very High Power)	1 000...10 000
Гипербольшая	GP (Hyper High Power)	> 10 000

Таблица 1

ходящего узла и ближайшим спутником второй плоскости. Пятым, но обязательным параметром является минимальное значение угла места, при котором гарантируется заданное качество обслуживания системой. Он имеет особое значение прежде всего для спутниковых телекоммуникационных систем, но и для систем ДЗЗ также может быть актуален.

Таким образом, структура кинематически правильной ОГ может быть полностью определена следующим набором параметров:

$[N_{pl}, N_{ka}, d_L, d_M, U_m]$,

где:

N_{pl} — число плоскостей;

N_{ka} — число КА в орбитальной плоскости;

d_L — угол между первой и второй плоскостью, град.;

d_M — фазовый угол (по параметру “средняя аномалия”) между смежными КА первой и второй плоскости, град.;

U_m — минимальный угол места, при котором гарантируется обслуживание абонентов системы, град.

Нужно отметить, что каждому на-

бору таких параметров, определяющих структуру ОГ, должен быть составлен набор параметров, определяющих параметры орбиты этой ОГ. Параметры орбиты, как известно, могут быть полностью определены шестью кеплеровскими элементами и эпохой: $[A, i, e, L, w, M, e_{poh}]$, где:

A — большая полуось, км;

i — наклонение, град.;

e — эксцентриситет;

L — долгота восходящего узла, град.;

w — аргумент перигея, град.;

M — средняя аномалия, град.;

e_{poh} — эпоха данных параметров.

Но так как, во-первых, использование эллиптических орбит в классе больших LEO-систем — это экзотика, а во-вторых — в большинстве случаев важно не абсолютное положение спутников в пространстве, а их положение относительно друг друга, то потребный набор параметров может быть существенно сокращен, вплоть до двух:

$[A, i]$.

В этом случае описание структуры одного эшелона любой LEO-системы

Система на наклонных орбитах, конструкция Уолкера — Можаяева, структура [12, 21, 15, 8.57, 30]

а) мгновенные зоны радиопокрытия

б) структура ОГ

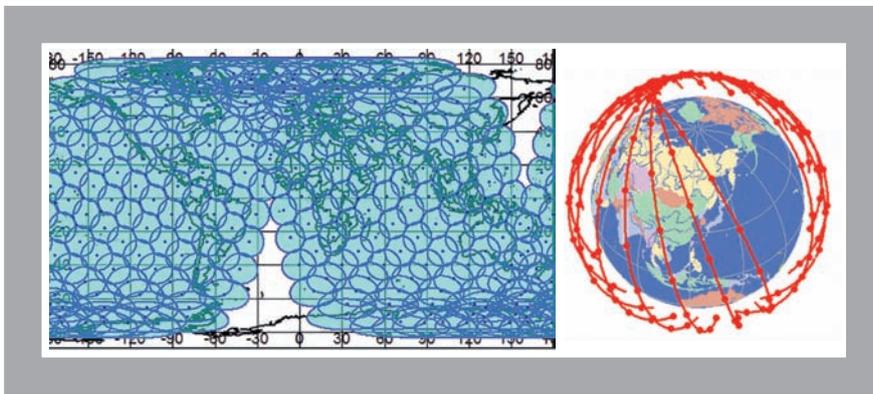


Рис. 1

46 Система на наклонных орбитах, “Дельта-конфигурация”, структура [12, 21, 30, 8.57, 30]

а) мгновенные зоны радиопокрытия
б) структура ОГ

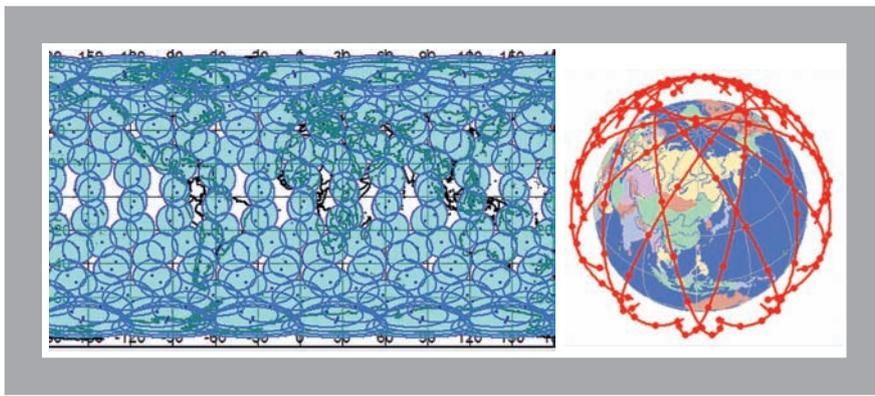


Рис. 2

Система на наклонных орбитах, оптимальная структура ОГ, структура [190, 1, 6, 20, 25]

а) мгновенные зоны радиопокрытия
б) структура ОГ

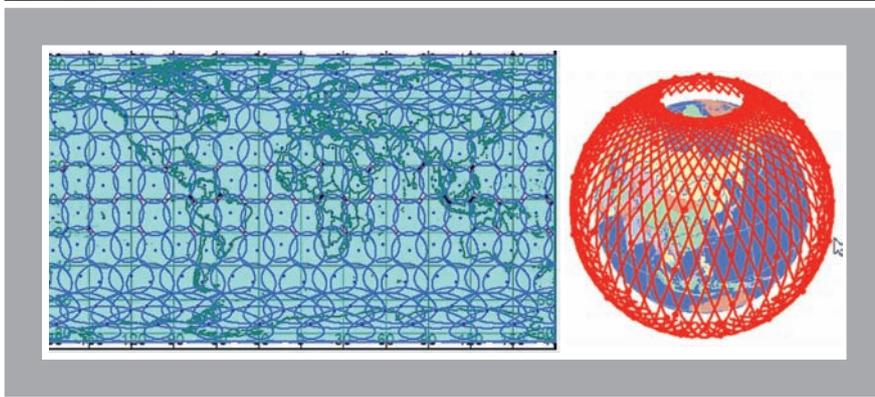


Рис. 3

будет выглядеть следующим образом: $[N_{pl}, N_{ka}, d_L, d_M, U_m], [A, i]$.

Здесь при необходимости второй набор данных в строке может быть представлен и полной выборкой из шести кеплеровских параметров и эпохи.

Тогда, например, эталонная структура одноэшелонной ОГ-системы Iridium может быть описана в следующем виде: [6, 11, 31.6, 16.4, 8], [7155, 86.4]. Из этой записи следует, что угловой разнос между последней и первой плоскостями равен 22 град., минимальный гарантированный угол места составляет 8 град., высота орбиты составляет примерно 784 км.

Оптимизация орбитальных группировок

Как уже отмечалось, ОГ большой мощности имеют значительный потенциал оптимизации своей структуры, направленной на повышение

эффективности применения по назначению. Например, известно, что наибольшая концентрация спутников ОГ на наклонных орбитах наблюдается на широте, численно равной наклонению орбиты. Отсюда очевидно, что использование полярных орбит в группировках большой мощности не целесообразно. Большой эффект можно получить при использовании наклонных орбит, например с наклонением 60 град., что обеспечит концентрацию спутников над территорией РФ (и Канады тоже).

Однако, простой перевод такой ОГ с полярных орбит на наклонные приводит к явным проблемам. Так, на рис.1 представлены мгновенные зоны радиовидимости и структура ОГ при использовании конструкции Уолкера – Можяева (расстановка плоскостей на дуге 180 град.). Дви-

жение спутников осуществляется “двумя потоками”, но между ними образуются два “разрыва”, медленно дрейфующих в Северном и Южном полушарии.

Использование “Дельта-конфигурации” (расстановка плоскостей на дуге 360 град.) ситуацию принципиально не меняет: в широтной полосе ± 40 град. наблюдается “псевдохотичное” движение спутников с разрывами в зонах обслуживания и периодическим сближением их друг с другом (рис. 2).

Ситуация принципиально меняется, если использовать принцип “один спутник – одна плоскость” с определенным подбором фазового соотношения между спутниками. На рис. 3. представлены мгновенные зоны радиовидимости и структура такой ОГ.

Уникальность такой структуры ОГ состоит в том, что на наклонных орбитах обеспечивается эффект синхронного движения спутников в “вертикальных цепочках”. Внешне это напоминает движение спутников на полярных орбитах. Данный эффект обеспечивает гарантированное равномерное распределение спутников в пределах зоны обслуживания, что, в свою очередь, снижает требуемое число КА и упрощает частотное планирование системы, применительно к системам ДЗЗ – позволяет гарантировать непрерывность выполнения целевых задач в заданной широтной полосе.

На основе такого подхода могут быть сформированы оптимальные по мощности многоэшелонные ОГ, в которых дополнительное снижение числа КА достигается комплексированием эшелонов.

Развертывание ОГ большой мощности

Отдельной проблемой является развертывание ОГ большой мощности. Известно, что обычно используется принцип “одна ракета-носитель (РН) – одна плоскость”. Но что делать, если ОГ большой мощности сформирована по принципу “один спутник – одна плоскость”? Запустить сотни РН?

Один из вариантов – это использовать РН с минимальной удельной себестоимостью вывода груза на низкую орбиту. Как правило, такими характеристиками обладают РН тяжелого или очень тяжелого класса. Следовательно, одним запуском РН тяжелого класса необхо-



Групповой запуск 2021-044 от 26.05.2021

а) графики изменения высоты орбиты б) результирующая структура

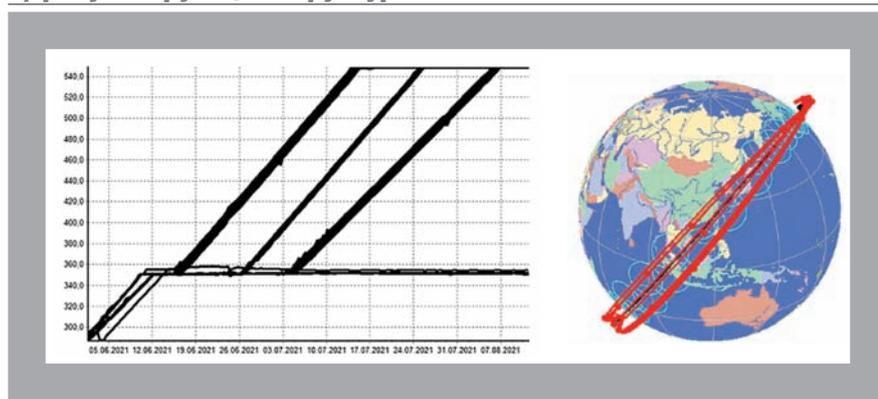


Рис. 4

димом вывести на низкую опорную орбиту максимальное число спутников системы, а далее заставить их самостоятельно, за счет собственных и привлекаемых ресурсов, “выползть” на целевые орбиты и занимать “свои” позиции.

Данный принцип используется в системе Starlink. В качестве примера на рис. 4а представлены графики изменения высоты положения каждого из 60 спутников системы Starlink, запущенных 26.05.2021 (запуск 2021-044). Из рисунка видно, что после выведения на высоту 280 км спутники самостоятельно подняли высоту орбиты до 355 км (орбита ожидания), после чего три группы последовательно увеличили высоту до расчетной 550 км, сформировав три плоскости в составе ОГ (см. рис. 4б). По состоянию на август 2021 г. 43 спутника находились на рабочей орбите и 17 спутников на орбите ожидания. Таким образом, с одной стороны, на развертывание группировки в трех плоскостях потребовалось около двух месяцев. С другой – удалось существенно сократить затраты на развертывание. В планах развития системы Starlink для обеспечения ее коммерциализации предусмотрено использование сверхтяжелой РН Starship [2], которая будет способна одновременно выводить до 400 КА [3].

Необходимо еще раз отметить, что в этом случае достигается оптимальная загрузка РН и, как следствие, минимизация стоимости вывода спутника. Но есть и проблема, которая связана с относительно длительным периодом от запуска до начала коммерческой эксплуатации

спутника. Этот период зависит от требуемого наклонения, определяется относительной скоростью прецессии орбит и может составлять несколько месяцев.

На рис. 5 представлены графики зависимости угловой скорости прецессии плоскости орбиты (линии узлов) от ее высоты для табулированных значений наклонения. Из рисунка видно, что угловая скорость прецессии плоскости орбиты с наклонением 60 град. на высоте 320 км (в данном случае это орбита ожидания) составляет около 4,2 град/сутки, а на высоте 750 км (рабочая орбита) 3,7 град/сутки. То есть относительная скорость прецессии плоскостей составляет порядка

Графики зависимости угловой скорости прецессии плоскости орбиты (град/сутки) в функции высоты для табулированных значений наклонения

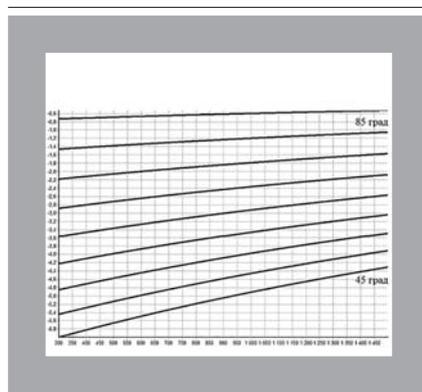


Рис. 5

0,5 град/сутки. Это значит, что при развертывании группировки, представленной на рис. 3, примерно каждые двое суток будет происходить совмещение плоскости орбиты ожидания с плоскостью рабочей орбиты, причем без каких-либо затрат рабочего тела. Расход рабочего тела спутника потребуется только при коррекции высоты орбиты – с 320 до 750 км. Энергетические затраты и временной интервал при выполнении такой коррекции связаны между собой, но здесь детально не рассматриваются.

Причем в этот период должна поддерживаться служебная связь с каждым спутником. Увеличивается и накопленная доза радиации, что немаловажно для больших ОГ, поскольку элементная база при реализации спутников основана на применении технологии COTS. Но, несмотря на отмеченные недостатки, экономический эффект за счет минимизации стоимости развертывания ОГ столь значительный, что он перекрывает все их экономические издержки.

Выводы

Таким образом, создание коммерчески конкурентных многоспутниковых систем на ЛЕО связано с необходимостью поиска и использования оптимальных (по мощности) орбитальных группировок (в том числе многоэшелонных), развертывание которых должно осуществляться путем комплексного использования как возможностей РН тяжелого класса, так и собственных ресурсов космических аппаратов.

Литература

1. Урличич Ю., Прохоров С. Цели и задачи программы Сфера // Спутниковая связь и вещание – 2020. С. 26–32. http://cs.groteck.ru/SAT-COM_2020/28/index.html
2. Анпилогов В. Стагнация рынка спутниковой связи и новые проекты // Беспроводные технологии. 2021. № 1 (62). С. 6–9.
3. <https://www.cnbc.com/2019/10/27/spacex-president-we-will-land-starship-on-moon-before-2022.html>

Адреса и телефоны
АО “ИКЦ “СЕВЕРНАЯ
КОРОНА”
см. стр. 89 “Информация о компаниях”

Реклама