



Информационный Космический Центр «Северная Корона»

Варианты построения орбитальных группировок МКА на низких орбитах

Гриценко А.А.

Генеральный директор, к.т.н.

**Конференция «Малые космические аппараты:
научный, технический, прикладной и образовательный аспекты»**

25 января 2024 года

**Цифровой дом Газпромнефти «Цифергауз»
Санкт-Петербург, набережная Адмиралтейского канала, д. 2 И**



Классификация МКА и орбитальных группировок

Таблица 1 Классификация КА по массе

Группа		Полная масса, кг
тяжелые*		> 3000
средние*		1000 ... 3000
легкие*		500 ... 1000
малые	мини	100 ... 500
	микро	10 ... 100
	нано	1 ... 10
	пико	0,1 ... 1
	фемто	< 0.1

* - в разных источниках могут обозначаться по разному

Таблица 2 Потенциальные орбиты МКА

LEO	низкие круговые орбиты ($e=0$, $h=300...1500$ км)
ССО (SSO)	солнечно-синхронные орбиты ($e=0$, $i=96...99$ град, $h=200...600...1500$ км)
VLEO	очень низкие круговые орбиты ($e=0$, $h=100...300$ км)

Таблица 3 Классификация ОГ по мощности

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

Кодирование параметров орбитальных группировок

Параметры ОГ и ее структура могут быть полностью определены следующей записью:

$[Npl, Nka, dL, dM, U m]:[A, i, e, L, w, M, epoch];$

Здесь:

Первая группа - определяет структуру ОГ, в частности:

- Npl – число плоскостей;
- Nka – число КА в плоскости;
- dL – угол между первой и второй плоскостью, град.;
- dM – фазовый угол (по параметру “средняя аномалия”) между смежными КА первой и второй плоскостей, град.;
- $U m$ – минимальный угол места, при котором гарантируется обслуживание абонентов системы, град.

Вторая группа - определяет параметры орбиты, в частности:

- A – большая полуось, км;
- i – наклонение, град.;
- e – эксцентриситет;
- L – долгота восходящего узла, град.;
- w – аргумент перигея, град.;
- M – средняя аномалия, град.;
- $epoch$ – эпоха данных параметров.



Баллистическая структура НГСО-LEO

Баллистическая структура ОГ КА –

упорядоченное взаимное расположение КА в околоземном пространстве, характеризуемое требуемыми соотношениями между элементами их орбит.

Баллистическая структура ОГ КА:

1. Полностью определяет потенциальные возможности спутниковой системы в части применения по назначению;
2. Существенно влияет на облик и основные характеристики космического аппарата (платформы и полезной нагрузки);
3. Существенно влияет на массово-габаритные, стоимостные и технические характеристики абонентских станций;
4. Определяет стоимость (потребное число запусков РН) и время развертывания (запуски и довыведение на рабочие орбиты) спутниковой системы

Выведение и развертывание

- выведение группы КА на опорную орбиту;
- последующее доразвертывание ОГ КА за счет собственных двигателей малой тяги.

Выбор стратегии развертывания многоспутниковой орбитальной группировки, оптимальной с точки зрения минимизации стоимости пусковых услуг, предусматривает:

- определение типа РН (и соответственно, космодрома);
- определение типа двигателя малой тяги (ДМТ), применяемого в составе КА;
- разработку методики управления орбитальным движением спутников с учетом особенностей проектируемой системы и ее орбитальной группировки.

Выбор варианта построения ОГ из множества возможных является комплексной задачей, сопряженной с целевой функцией спутниковой системы



Основные типы конструкций орбитальных группировок

Конструкция «Уолкера»

N плоскостей по K спутников в каждой, причем $K \gg 1$

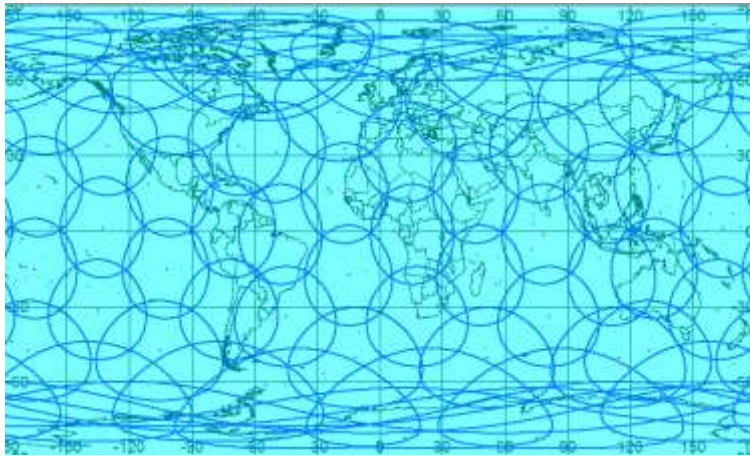
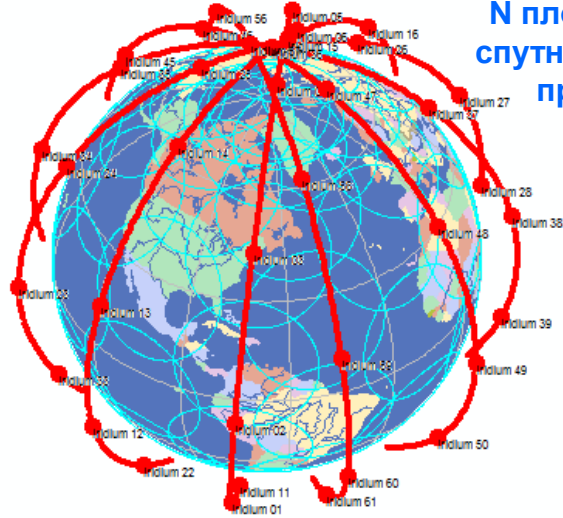


Рис.1. «Конструкция Уолкера» - расстановка плоскостей на дуге 180 град (на примере системы Iridium, 66 спутников)

Дельта-конфигурация

N плоскостей по K спутников в каждой, причем $K=1..2..$

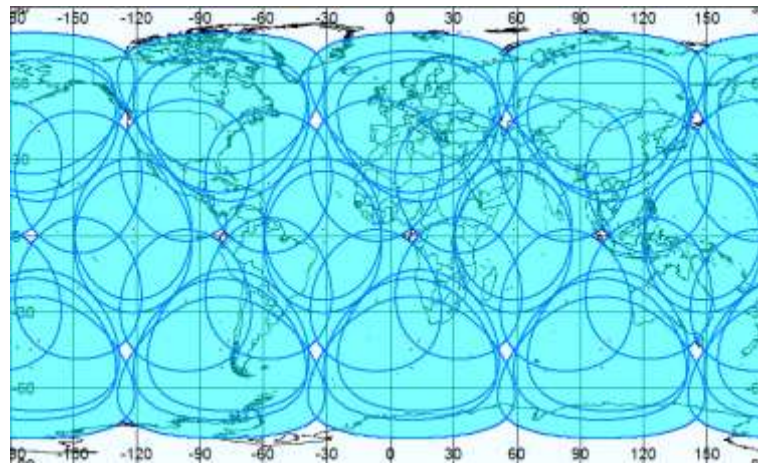


Рис.2. «Дельта-конфигурация» - расстановка плоскостей на дуге 360 град (на примере системы Globalstar, 48 спутников)

Принцип: много спутников – одна плоскость;
1 запуск – 1 плоскость

Оптимальная Дельта-конфигурация

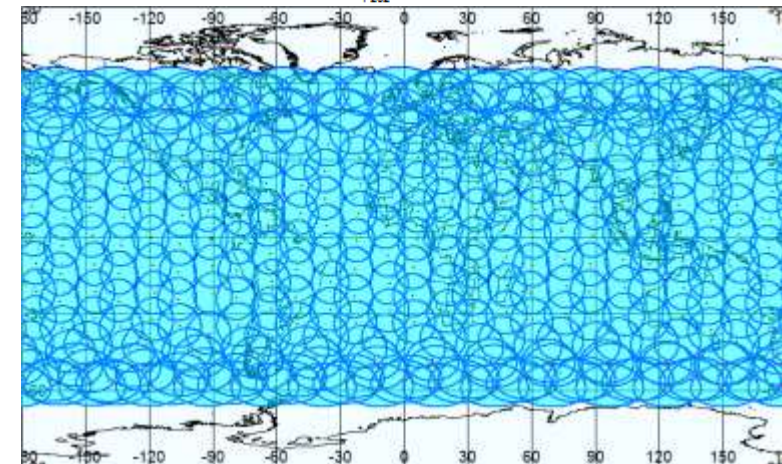
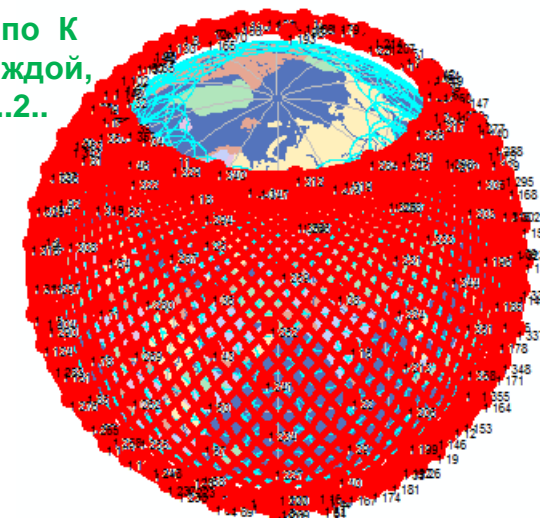


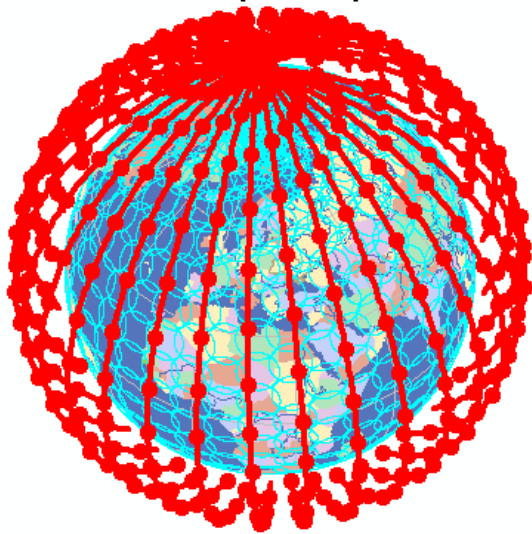
Рис.3. «Оптимальная Дельта-конфигурация» - расстановка плоскостей на дуге 360 град (на примере гипотетической системы, 360 спутников)

Принцип: 1 спутник – одна плоскость

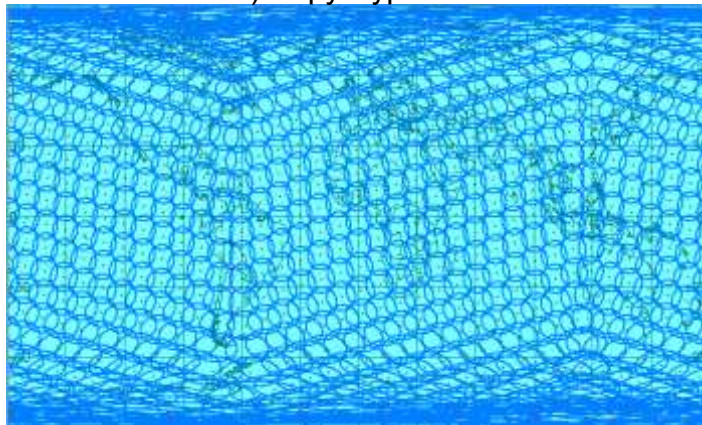


Конструкция «Уолкера» на примере системы OneWeb

На полярных орбитах



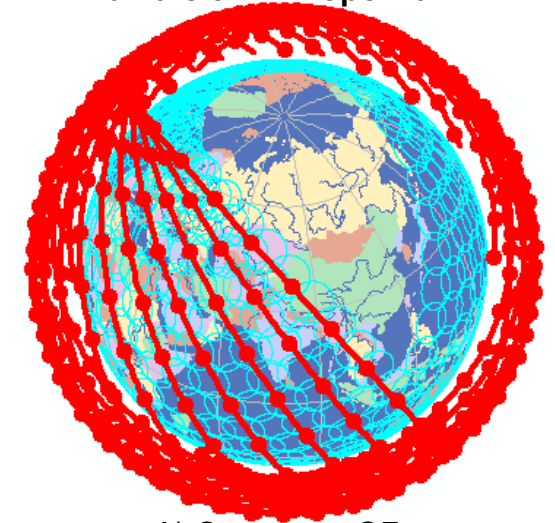
А) Структура ОГ



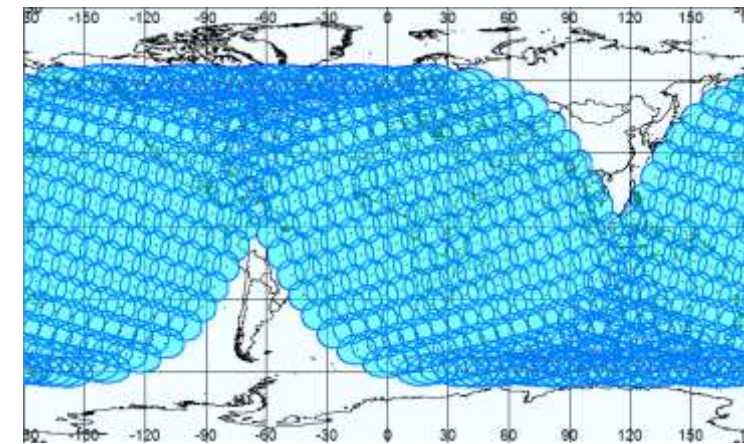
Б) Мгновенные зоны радиовидимости (УМ-55 град)

Рис.1. Система OneWeb (648 спутников),
наклонение 87,9 град

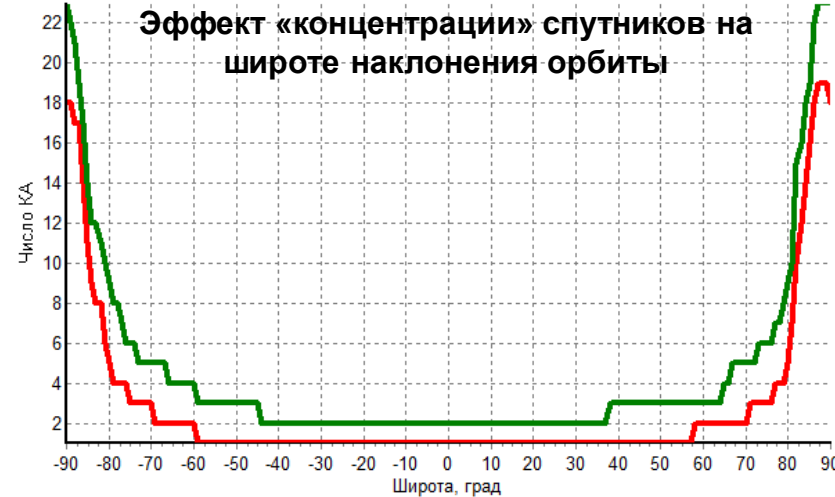
На наклонных орбитах



А) Структура ОГ



Б) Мгновенные зоны радиовидимости (УМ-55 град)



В) Число (мин и макс) наблюдаемых спутников на УМ>55 град в функции широты положения абонента

Выводы:

1. Конструкция Уолкера может быть использована при построении ОГ на полярных (приполярных) орбитах. Ее применение на наклонных орбитах - нецелесообразно.
2. Минимальное значение УМ при этом должно быть не более 25 град
3. Пример проектной ошибки в баллистической структуре – орбитальная группировка системы OneWeb, где мин. УМ=55 град

Рис.2. Ситуация при использовании наклонных орбит (наклонение уменьшено с 87,9 град до 60 град)

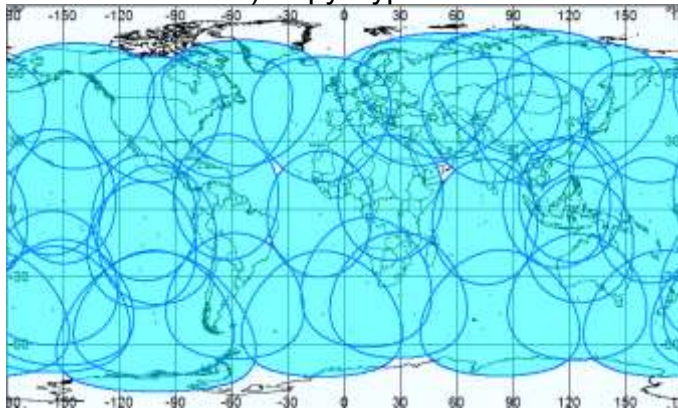


Дельта-конфигурация

Система GLOBALSTAR



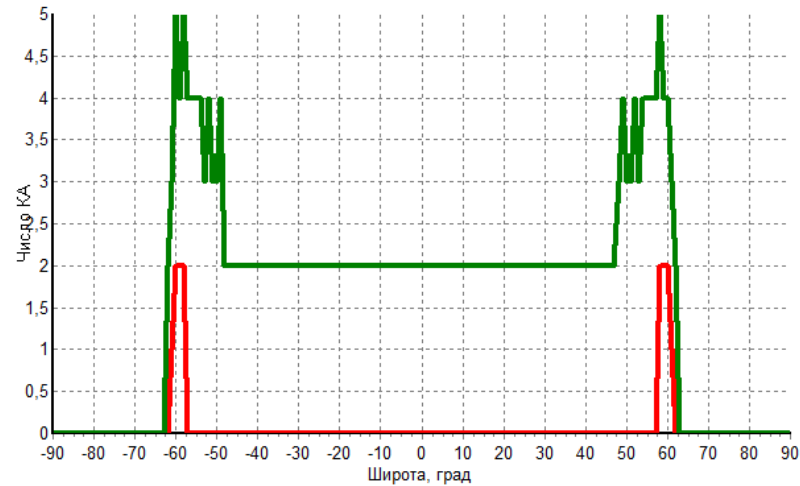
А) Структура ОГ



Б) Мгновенные зоны радиовидимости (УМ=8°)

Рис.1. Система GLOBALSTAR, $i=52^\circ$

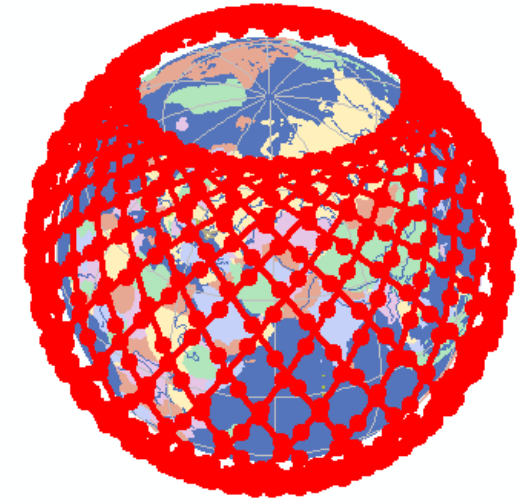
Проект системы «Рассвет»



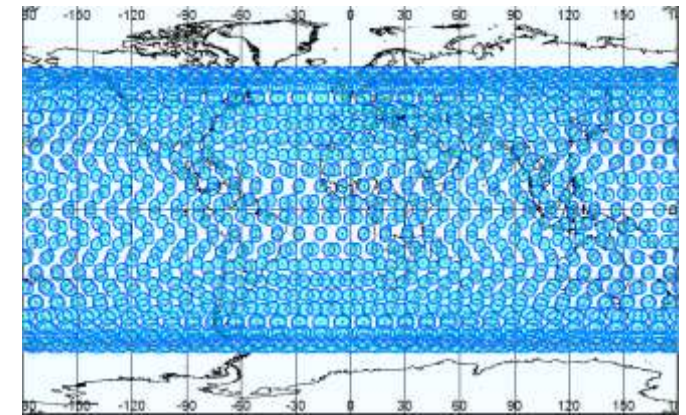
В) Число (мин и макс) наблюдаемых спутников на $УМ>55$ град в функции широты положения абонента проекта системы «Рассвет»

Выводы:

1. Дельта-конфигурация используется при построении ОГ на наклонных орбитах.
2. На широте наклона также происходит «концентрация» спутников орбитальной группировки.
3. Между широтными полосами «концентрации» спутников наблюдается их внешне «хаотичное» относительное движение, приводящее к обрывам в обслуживании (минимальное число наблюдаемых спутников на графике на большей части зоны обслуживания равно 0).



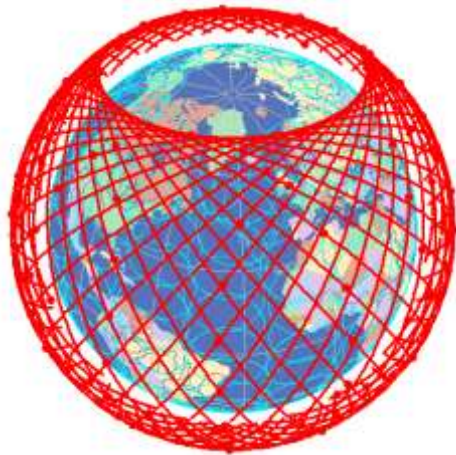
А) Структура ОГ



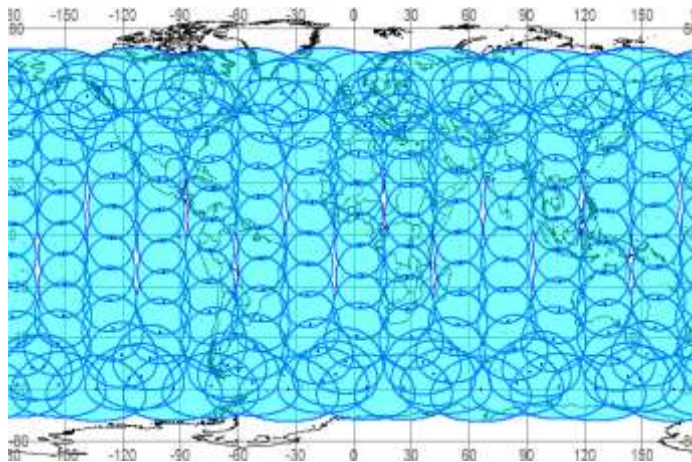
Б) Мгновенные зоны радиовидимости (УМ=55°)

Рис.2. Первый эшелон проекта системы «Рассвет», $i=60^\circ$

Оптимальная Дельта-конфигурация

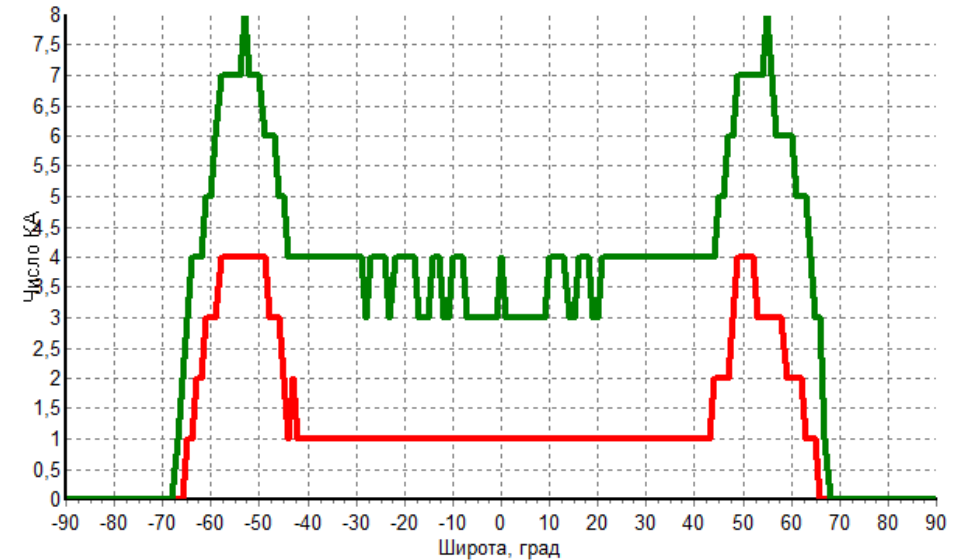


А) Структура ОГ



Б) Мгновенные зоны радиовидимости ($UM=20^\circ$)

Рис.1. Гипотетическая ОГ, $i=60^\circ$



В) Число (мин и макс) наблюдаемых спутников на $UM>20$ град в функции широты положения абонента

Выводы:

1. При использовании оптимальной Дельта-конфигурации, на широте наклона также происходит «концентрация» спутников орбитальной группировки.
2. Между широтными полосами «концентрации» спутников наблюдается равномерное относительное положение спутников в пределах всей зоны обслуживания
3. Для равномерного размещения спутников в пределах зоны обслуживания целесообразно использовать оптимальную Дельта-конфигурацию

Эшелонирование – разбиение орбитальной группировки на отдельные группы (эшелоны), каждая из которых развертывается на «своей» орбите, характеризуемой уникальным значением наклона и/или высоты.

Цель эшелонирования:

- повышение коэффициента использования бортов (спутников);
- увеличение пропускной способности системы над требуемыми широтными поясами Земли.

Эшелонирование актуально прежде всего для класса низких орбит (LEO), когда требуемое значение минимального угла места (УМ) составляет более 25 град

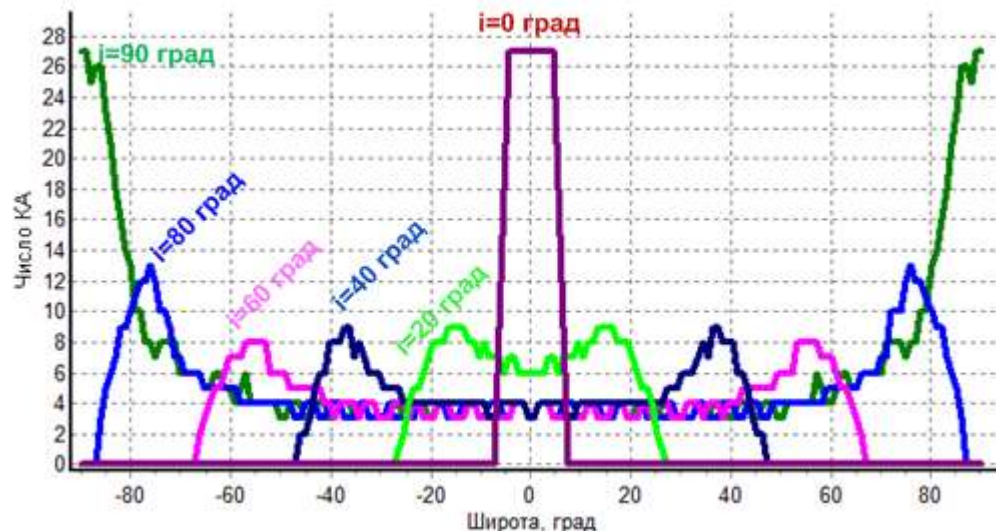


Рис.1. Результаты моделирования: число наблюдаемых КА в функции широты положения АС для табулированных значений наклона орбит

Проект системы ШПД RASSVET компании «Бюро 1440»

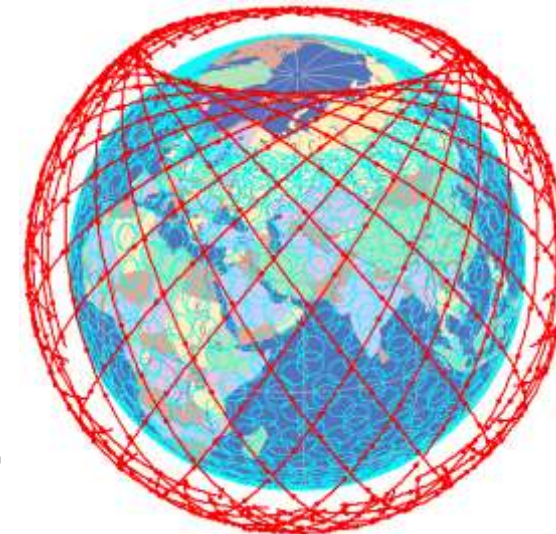
а) Сеть RASSVET-1 (эшелон на наклонных орбитах)

Параметры орбиты:

- высота 600 км;
- наклонение 60 град;

Параметры ОГ:

- 30 пл. по 45 КА (всего 1350 КА);
- угол между плоскостями 12 град;
- фазовый угол между КА: 8,27 град
- БРТК: диапазон частот Ku, Ka
- межспутниковые линии: есть 33/23 ГГц



б) Сеть RASSVET-2 (эшелон на полярных орбитах)

Параметры орбиты:

- высота 800 км;
- наклонение 88 град;

Параметры ОГ:

- 10 пл. по 50 КА (всего 500 КА);
- угол между плоскостями 18 град;
- фазовый угол между КА: 7,92 град
- БРТК: диапазон частот Ku, Ka
- межспутниковые линии: есть 33/23 ГГц

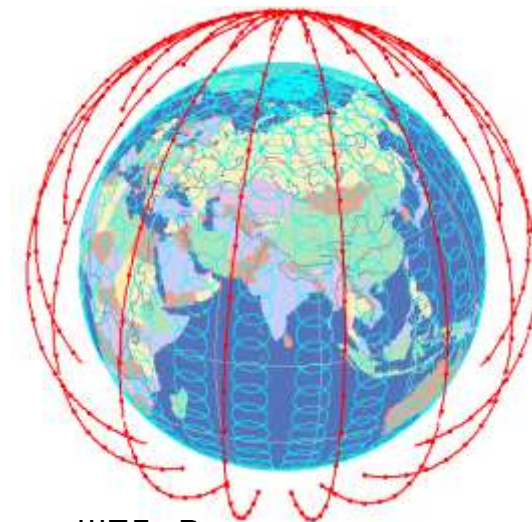


Рис.2. Проект системы спутникового ШПД «Рассвет» компании «Бюро 1440» (по данным BR ITU, IFIC 2991)

Первый этап

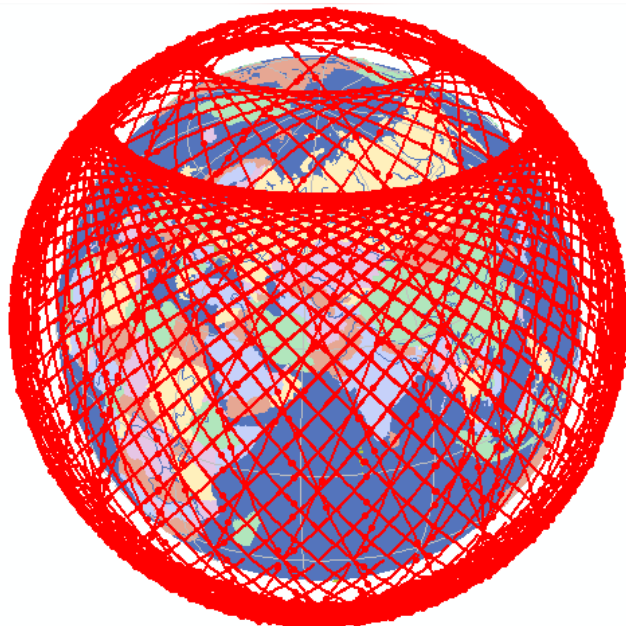


Рис.1. Первый этап, 5 эшелонов, 4408 КА, эшелонирование по наклонению и высоте (моделирование на САПР «Альбатрос»)

1	550 км	53°	72	22	1584
2	570 км	70°	36	20	720
3	560 км	97,6°	6	58	348
4	540 км	53,2°	72	22	1584
5	560 км	97,6°	4	43	172

Второй этап

Конфигурация 1 (использование PH Starship)

№	Высота, км	Наклонение, град	Число плоскостей	Число спутников в плоскости	Всего спутников
1	340	53	48	110	5 280
2	345	46	48	110	5 280
3	350	38	48	110	5 280
4	360	96,9	30	120	3 600
5	525	53	28	120	3 360
6	530	43	28	120	3 360
7	535	33	28	120	3 360
8	604	148	12	12	144
9	614	115,7	18	18	324
				Всего	29 988

Конфигурация 2 (использование PH Falcon 9)

№	Высота, км	Наклонение, град	Число плоскостей	Число спутников в плоскости	Всего спутников
1	328	30	5 816	1	5 816
2	334	40	5 816	1	5 816
3	346	53	5 816	1	5 816
4	360	96,9	40	50	2 000
5	510	14	72	23	1 656
6	515	22	72	23	1 656
7	520	30	72	23	1 656
8	525	53	72	23	1 656
9	530	45	72	24	1 728
10	535	38	72	24	1 728
11	604	148	12	12	144
12	614	115,7	18	18	324
					29 996



Несимметричные орбитальные группировки

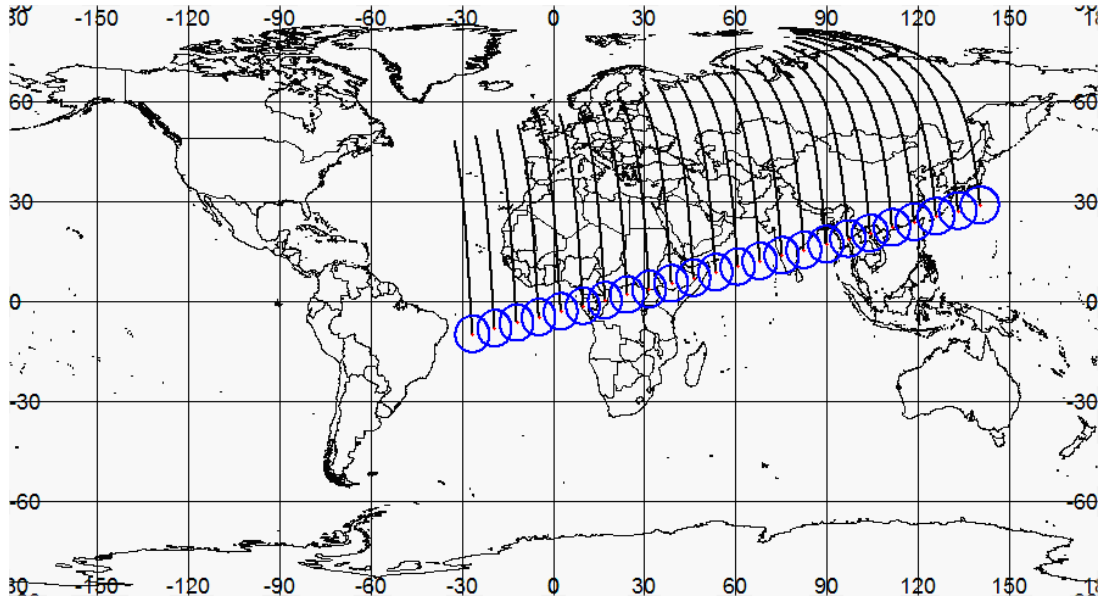


Рис.1. Участок траассы и мгновенные зоны радиовидимости (УМ=35 град) группировки из 24-х спутников (высота орбиты 500 км, наклонение 82 град), выстроенных в линейку

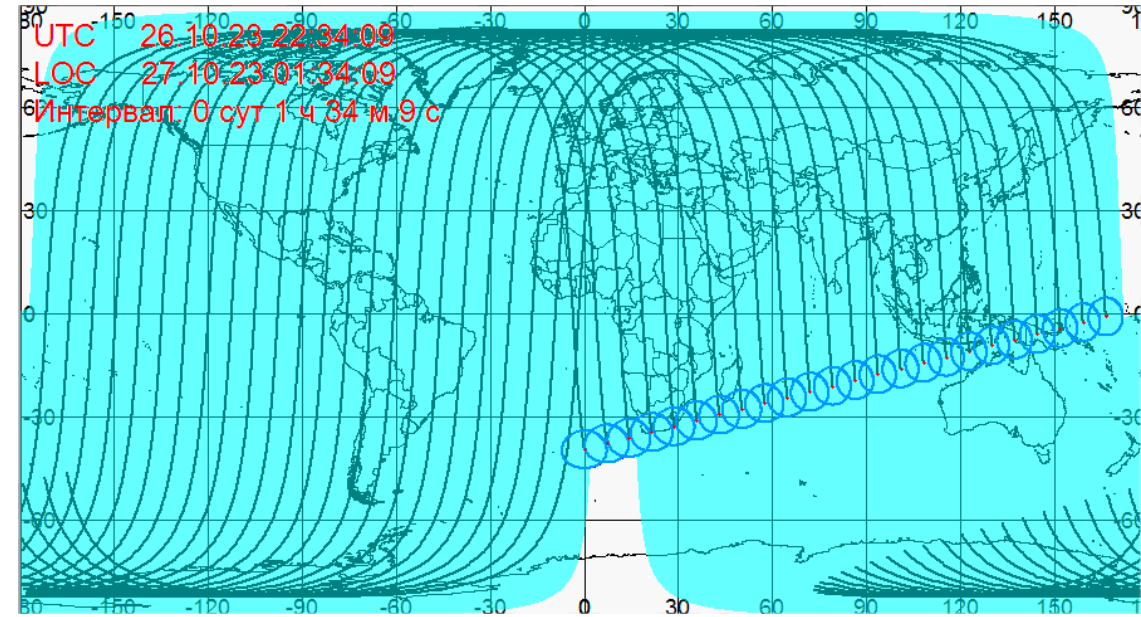


Рис.2. Охват поверхности Земли за 1,5 ч

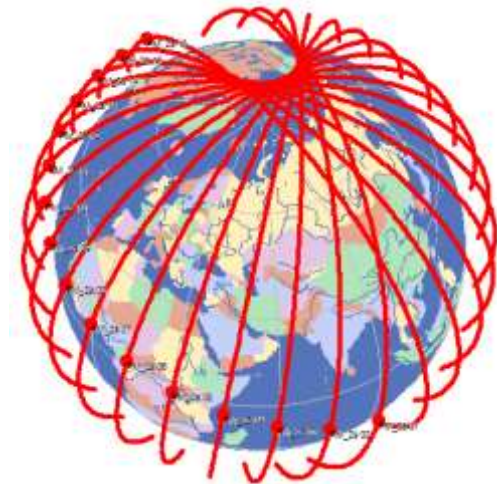


Рис.3. Структура ОГ



VLEO – очень низкая околоземная орбита

VLEO (Very low Earth orbit) – круговая околоземная орбита высотой примерно от 100 км (линия Кармана) до 300 км.

Ключевые особенности:

- предельно малая дальность между спутником и поверхностью земли (абонентом);
- высокая угловая скорость движения спутника (период обращения на высоте 200 км составляет 16.3 об/сут);
- достаточно высокая плотность атмосферы.

Производные факторы:

- самая низкая себестоимость выведения МКА на орбиту;
- предельно высокое разрешение для системы ДЗЗ;
- минимальные энергетические потери на участках Космос-Земля и Земля-Космос;
- предельно малая задержка в прохождении сигнала;
- небольшие зоны обслуживания (наблюдения), что предполагает использование МКА;
- отсутствует космический мусор;
- захоронение МКА происходит автоматически, не требуется дополнительных ресурсов.

Актуальность использования VLEO:

- в июне 2021 года состоялся «1-й Международный симпозиум по миссиям и технологиям VLEO»;
- в конце 2022 года в документах DARPA преимущества VLEO рассматриваются как перспективные для развертывания созвездия малых КА с поддержкой технологии 6G;
- значительное число публикаций на тему использования VLEO.

Необходимое условие: наличие двигателя малой тяги, обеспечивающего парирование негативного воздействия атмосферы.

В России идут разработки двигателей малой тяги (ионный двигатель открытого типа), обеспечивающих длительное пребывание спутника на орбитах высотах до 200 км.

Ключевой фактор: проработка концепции, в которой остаточная атмосфера на высоте VLEO собирается и используется в качестве топлива для электрического двигателя, что теоретически устраняет необходимость наличия топлива на борту.

DISCOVERER – Европейской проект по созданию системы ДЗЗ на орбитах VLEO.

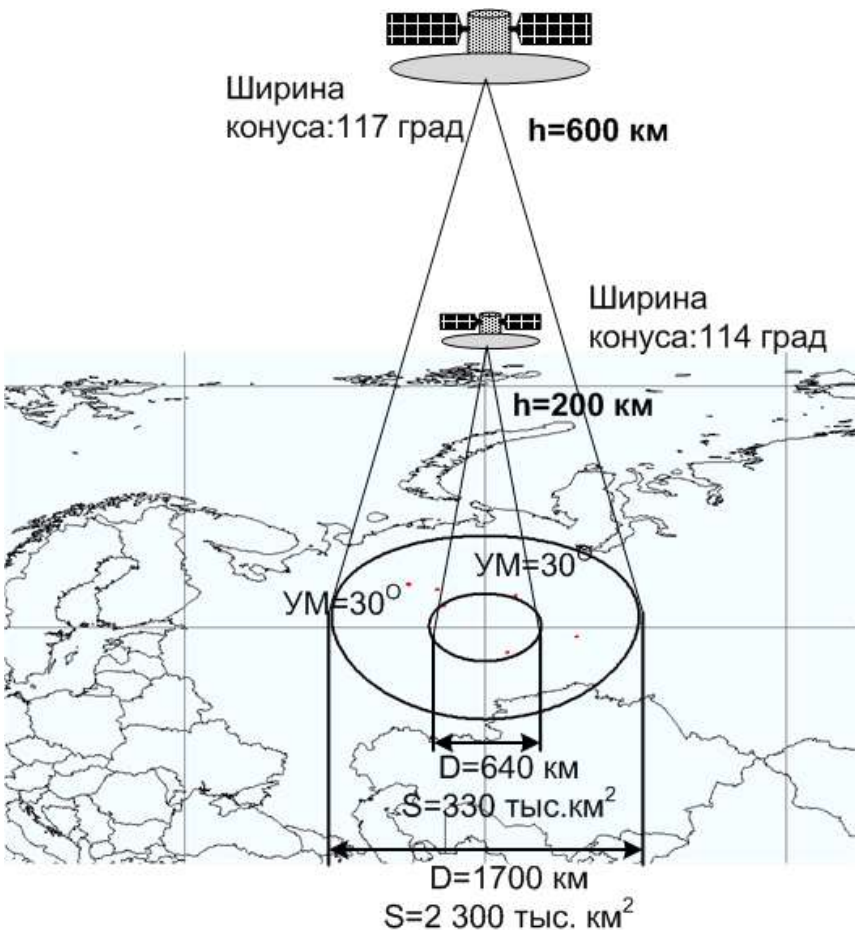
Включает:

- разработка материалов, обеспечивающих малое сопротивление и устойчивость в среде VLEO;
- разработка атмосферных электроракетных двигателей;
- разработка методов активного аэродинамического управления;
- компоновку малого КА для VLEO.

Стартап Kreios Space из Барселоны также планирует раскрыть потенциал спутниковых миссий на очень низкой околоземной орбите (VLEO).



Применение VLEO для телекоммуникационных систем



Абонентская линия, участок «вниз»

Ограничение РР: значение эквивалентной ППМ при $UM > 25$ град в полосе 1 МГц не должно превышать -105 дБ(Вт/м²);

Это значит, что все НГСО системы потенциально могут обеспечить предельное значение ППМ. Следовательно, SNR на входе приемника у всех систем примерно одинаков (помехи в данном случае не учитываются).

Однако мощность передатчика на VLEO высотой 200 км будет в 7 раз меньше, чем мощность передатчика на LEO высотой 600 км. То есть вместо СЭС мощностью 100 Вт достаточно СЭС мощностью 14 Вт.

Достоинства VLEO:

- на линии «вниз» могут использоваться в 7 раз более маломощные передатчики, чем на МКА на стандартных LEO высотах;
- энергетический выигрыш на линии «вверх», по сравнению с LEO, составляет около 10 дБ, что обеспечивает более высокую (по сравнению с LEO) скорость обратного направления, т.е. поддержка беспилотных систем;
- целесообразно проработка технологии динамического перераспределения пропускной способности между прямым и обратным направлением (в качестве примера – LTE TDD);
- не требуется покрывать всю зону радиовидимости, необходимо реализовать «прыгающий луч»;
- проработка концепции МКА: «спутник – луч».

Абонентская линия, участок «вверх»

Ограничений РР нет.

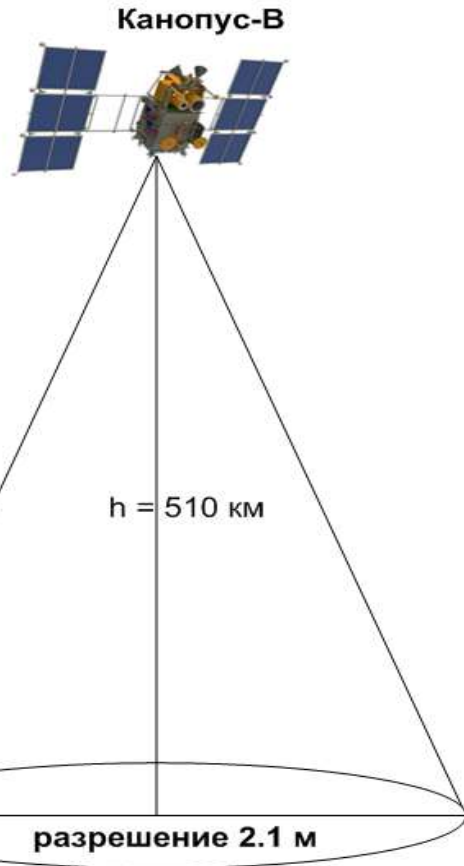
Потери в свободном пространстве, например в Ка-диапазоне (30 ГГц):

- для спутника на VLEO (200 км): 168 дБ;
- для спутника на LEO (600 км): 178 дБ.

То есть, при прочих равных условиях выигрыш при использовании VLEO составит 10 дБ.

Это значит, что использование VLEO обеспечивает безальтернативно высокие скорости в обратном канале от абонентских станций, размещенных, например, на беспилотных системах.

Применение VLEO для ДЗЗ



Полоса захвата 20..23 км
Полоса обзора: 856 км

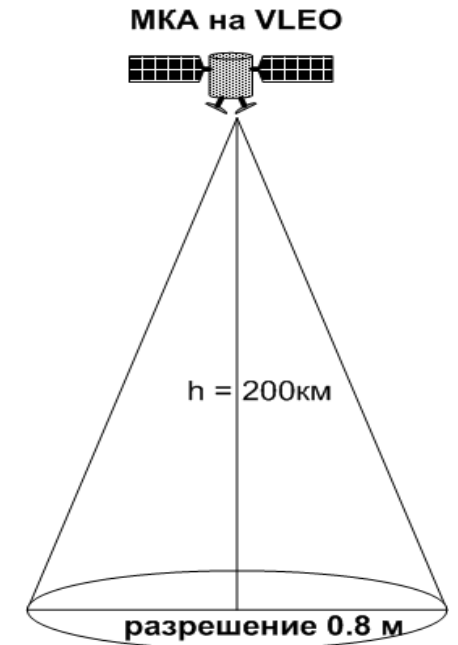
Примеры



Разрешение 2.5 м



Разрешение 1 м



Полоса захвата 8 км
Полоса обзора: 330 км



Минимизация стоимости выведения и разведения

Типовые (для России) этапы выведения и развертывания МКА на LEO:

Этап 1 РН выводит группу МКА на опорную орбиту высотой примерно 200...250 км;

Этап 2 РБ (Третья ступень) доводит группу МКА на рабочую орбиту (например, высотой 600 км);

Этап 3 Осуществляется разведение МКА по рабочей орбите.

Для VLEO – выведение завершается на Этапе 1.

Для LEO - с целью минимизации стоимости разведения целесообразно: на Этапах 2 и 3 использовать не маршевые двигатели (высокий удельный импульс, но малый КПД), а двигатели малой тяги ДМТ (малый удельный импульс, но высокий КПД).

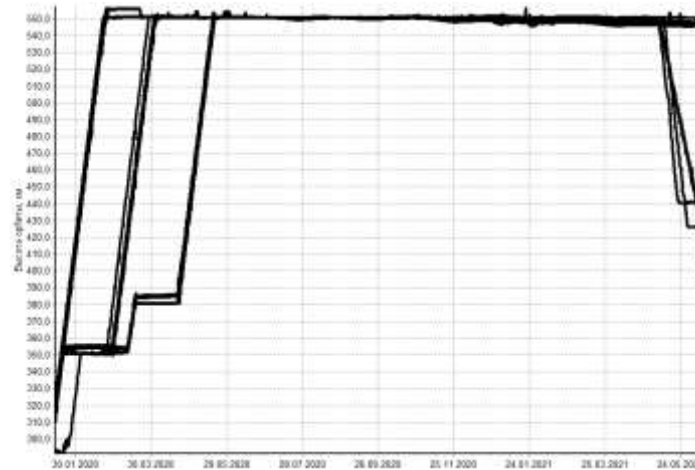


Рис.1 Графики изменения высоты КА из состава группового запуска (57 КА) системы StarLink от 07.01.2020 ($i=53$ град, время развертывания в рабочих плоскостях: 1,5 мес+1,5 мес + 1.5 мес.)

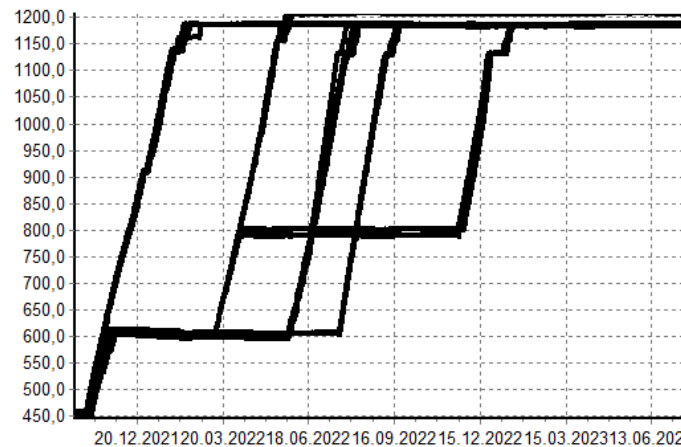


Рис.3 Графики изменения высоты КА из состава группового запуска (36 КА) системы OneWeb от 14.10.2021 (2021-090)



Рис.2 Результат : через 4,5 мес сформированы три плоскости ОГ системы StarLink

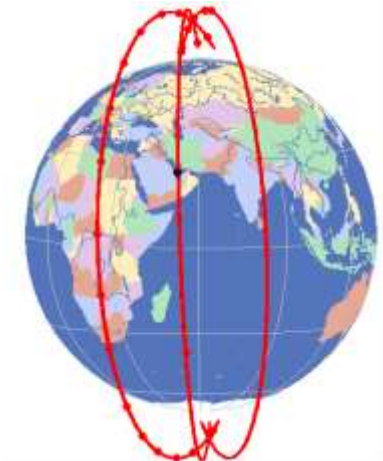


Рис.4 Результат : через 1 год и 2 мес сформированы три плоскости ОГ системы OneWeb



САПР «Альбатрос» - система имитационного моделирования функционирования орбитальных группировок различного назначения

В состав ПК АСТ входят:

- частный каталог ИСЗ (включая историю баллистических данных), сформированный на основе данных каталога NORAD;
- пользовательская база данных (БД) ИСЗ;
- пользовательская БД РЭС наземного базирования.

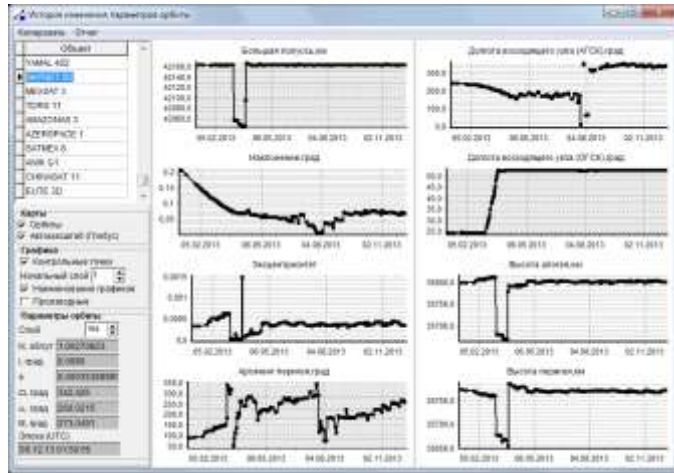


Рис.1. История баллистических данных

Объект	NORAD	COSPAR	200 АТСК	200 ОСК	И. в. орбиты	Назначение	Эксплуатация	Высота	Скорость
SKYMET 48	20491	1990-0014	29.2031	107.840	3.90083284	12.2750	6.9015551	190	7.90
ICSAT 2	20492	1990-0018	54.5933	4.873	3.90039542	11.0229	6.9001834	200	7.90
LSASAT 2	20490	1990-0028	23.0219	72.083	3.90073891	10.7392	6.9001880	201	7.90
COSMOS 2098	20492	1990-0044	255.6074	101.217	14.32931976	74.0334	6.9023561	308	7.90
SPOT 2	20439	1990-0064	149.832	111.32	14.5584428	88.7489	6.914987	281	7.90
OSCAR 14 (ROBAT 3)	20437	1990-0068	273.9198	116.301	14.3188841	98.6329	6.9019883	27	7.90
OSCAR 15 (ROBAT 4)	20438	1990-0069	273.2878	119.884	14.36706886	98.6772	6.9019877	66	7.90
OSCAR 16 (ROBAT)	20436	1990-0067	274.8316	116.765	14.3042018	96.4880	6.901101	21	7.90
OSCAR 17 (ROBAT)	20440	1990-0066	276.7338	102.818	14.3258601	96.4880	6.901065	8.1	7.90
OSCAR 18 (WEBERSAT)	20441	1990-0067	275.3713	106.889	14.3200668	96.4751	6.9011948	16	7.90
OSCAR 19 (USASAT)	20442	1990-0069	276.1301	20.370	14.32440716	96.4596	6.9011806	18	7.90
NAVSTAR 18 (USA 98)	20452	1990-0069	284.4484	111.454	1.89595058	55.7887	6.9012779	230	7.90
COSMOS 2099	20495	1990-0104	45.2788	121.876	14.50873381	82.491	6.9015588	311	7.90
STW 4	20473	1990-0114	29.5514	84.813	1.90023468	13.9452	6.9004880	48	7.90
MOE 18 (ROBO 18)	20470	1990-0134	284.2384	142.508	13.99108872	90.1181	6.9008234	28	7.90
DEBIT (ROBO 2)	20470	1990-0138	339.281	73.904	12.61750483	95.0214	6.9009883	67	7.90
JAS 18 (JAS 2)	20480	1990-0136	334.9822	155.917	12.63887712	98.0221	6.9041029	73	7.90
ROBO 25	20499	1990-0164	16.9349	67.584	1.90043951	14.4982	6.9006827	798	7.90
NAVSTAR 26	20530	1990-0174	214.2913	80.038	13.74709482	92.856	6.9002048	235	7.90
OSCAR 2	20510	1990-0184	327.3088	154.20	14.84880179	92.5174	6.9015283	16	7.90

Рис.2. Текущие параметры орбит ИСЗ в околоземном космическом пространстве

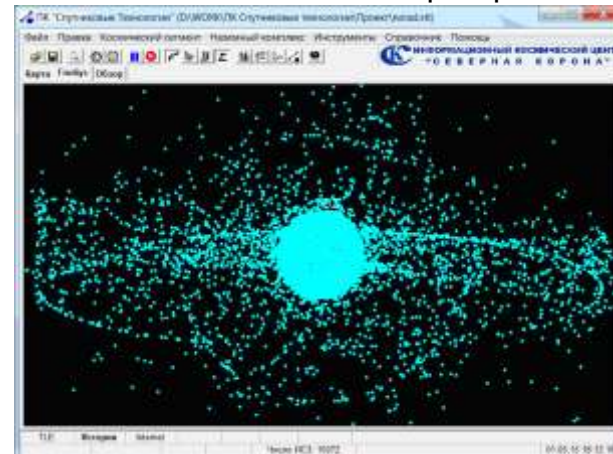


Рис.3. Космический мусор + действующие спутники (>50 тыс. объектов)

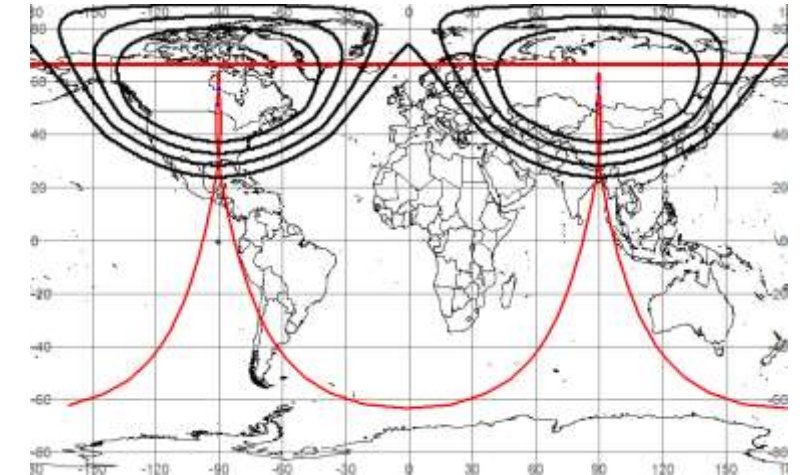


Рис.4. Трасса и гарантированные зоны радиовидимости проекта системы «Экспресс-РВ»

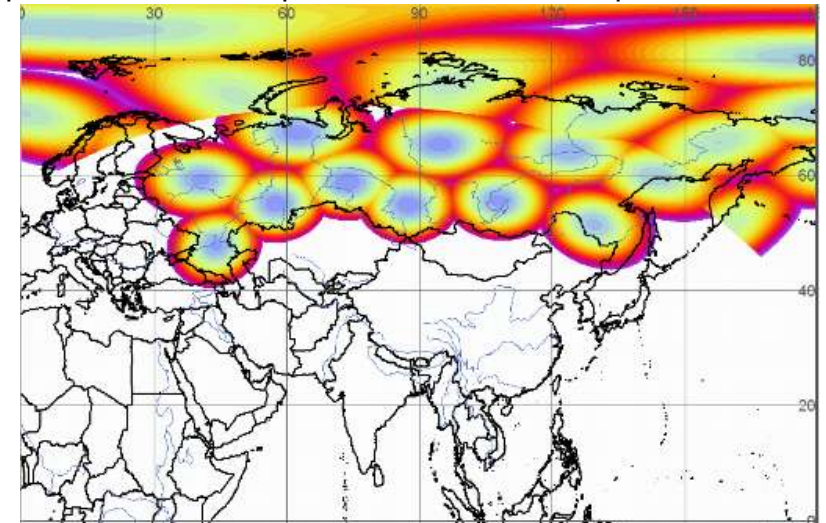


Рис.5. Парциальные зоны обслуживания лучей проекта системы «Экспресс-РВ»



САПР «Альбатрос» - система имитационного моделирования функционирования орбитальных группировок различного назначения

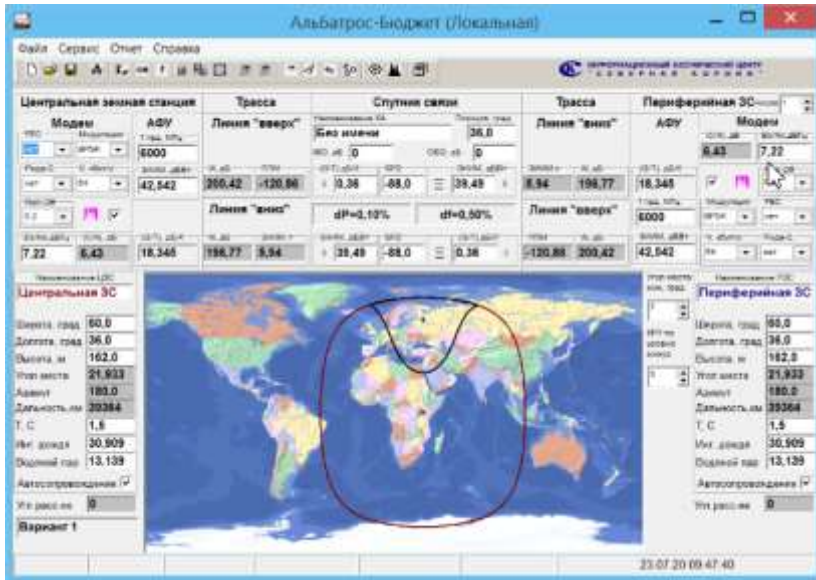


Рис.1 Расчет спутниковых радиолиний

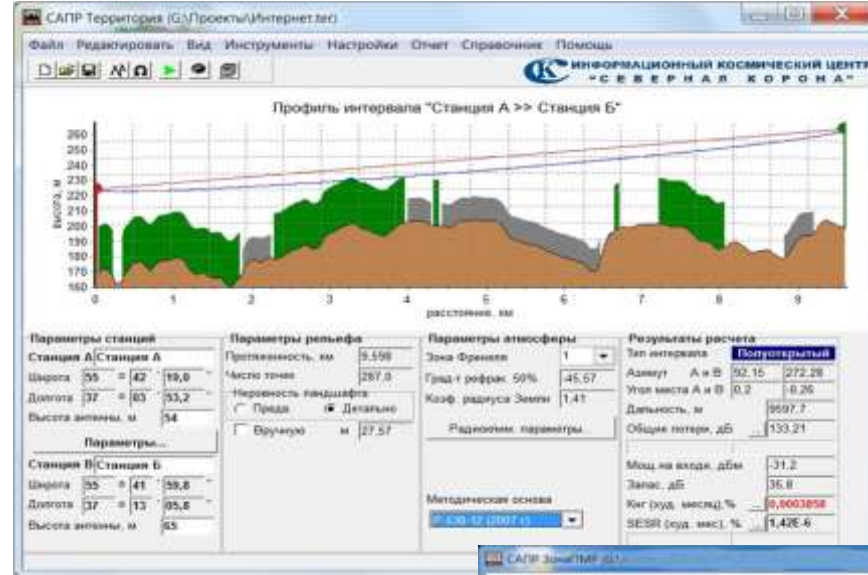


Рис.3 Расчет качественных показателей наземных радиолиний

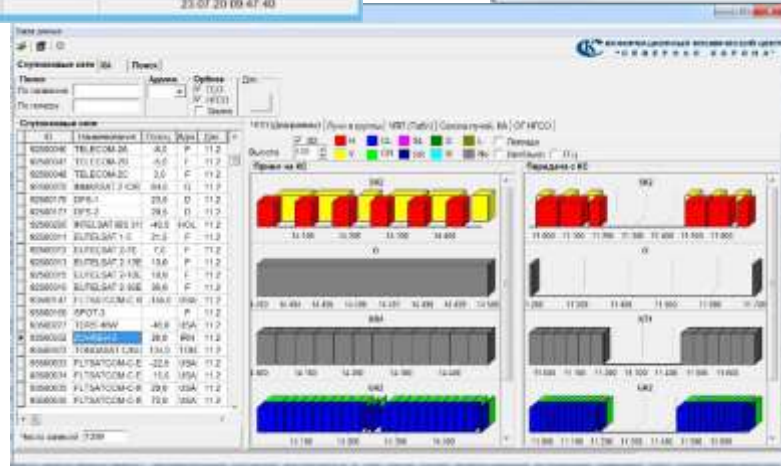


Рис.2 Анализ заявленных спутниковых сетей BRIFIC

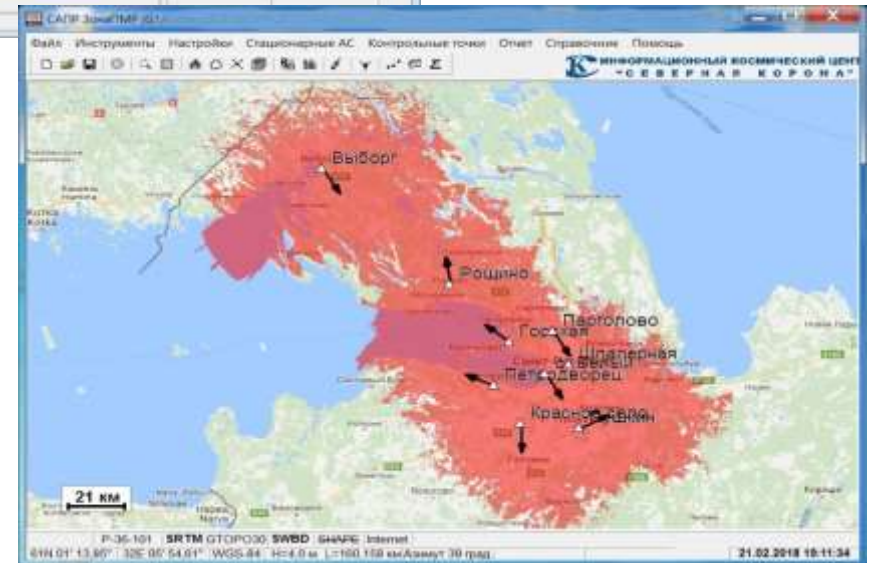


Рис.4 ЧТП сетей ПМР (TETRA, DMR, LTE и др.)



Информационный Космический Центр «Северная Корона»

Спасибо за внимание!



199034, Россия, Санкт-Петербург,
17-я линия В.О., д.4-6
тел/факс +7 (812) 320-65-04
 +7 (812) 922-36-21
e-mail: org@spacecenter.ru
сайт: www.spacecenter.ru