

Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов

© И.А. Соболев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Российская Федерация

Рассмотрено покрытие Земли полосами обзора оптической аппаратуры космических аппаратов дистанционного зондирования Земли, размещенными на сверхнизких орбитах с диапазоном высот 200...300 км. Проведен анализ возможных орбитальных параметров, осуществлен выбор характеристик орбит в соответствии с требованиями к кратности покрытия и углу возвышения космического аппарата над горизонтом вблизи границы полосы обзора. Проанализирована взаимосвязь характеристик покрытия поверхности Земли, реализуемых орбитальных параметров и основных характеристик оптико-электронной аппаратуры космического аппарата. На основании полученных результатов показаны варианты построения группировок сверхнизкоорбитальных аппаратов дистанционного зондирования Земли. Помимо этого, на основании результатов оценки массогабаритных характеристик бортовой оптико-электронной аппаратуры показана граница величины требуемого пространственного разрешения снимка, определяющая целесообразность создания группировки аппаратов дистанционного зондирования Земли на сверхнизких орбитах.

Ключевые слова: дистанционное зондирование Земли, оптикоэлектронная аппаратура, низкая орбита, низкоорбитальные космические аппараты

Введение. В настоящее время становится все более востребованным создание космических аппаратов (КА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с пространственным разрешением на уровне 1 м и выше для решения целого ряда хозяйственных и оборонных задач [1, 2].

Первыми разработчиками КА сверхвысокого разрешения стали американские компании, но с 2006 г. запуски подобных КА уже провели Израиль (EROS-B), Россия («Ресурс-ДК»), Корея (KOMPSAT-2), Индия (Cartosat-2). Тем не менее сейчас США сохраняют техническое лидерство, о чем свидетельствует вывод на орбиту таких КА, как GeoEye-1, WorldView-1, WorldView-2, WorldView-3, WorldView-4 с разрешением 0,3...0,5 м.

В России результаты, подтверждающие возможность получения указанного разрешения, получены в рамках создания КА «Персона» [3]. Три таких аппарата были выведены на орбиту в 2008–2015 гг. В настоящее время запланированы запуски КА «Ресурс-П» № 4 и № 5 с целевой аппаратурой сверхвысокого (0,7 м) и высокого (1,6 м) разрешения и КА «Ресурс-ПМ» с целевой аппаратурой сверхвысокого (0,4 м) и высокого (1,6 м) разрешения [4].

В аналитической литературе показаны три пути повышения разрешающей способности КА ДЗЗ [5].

Первый путь отличается тем, что при сохранении традиционных орбит базирования высотой 600...700 км увеличение фокусного расстояния и диаметра апертуры объектива приведет к возрастанию габаритов, массы и стоимости КА в целом.

Второй путь состоит в уменьшении размеров единичных пикселей фотоприемных матриц, для чего потребуются серьезное развитие соответствующих отраслей промышленности. Кроме того, возможности повышения разрешающей способности ограничены дифракционным пределом, зависящим от характеристик объектива. Следует также отметить, что в настоящее время создаваемая российская съемочная аппаратура сверхвысокого разрешения по своим массогабаритным характеристикам ориентируется на крупногабаритные зеркальные системы. Так, телескоп нового поколения ОЭК-ВР разработки ОАО «ЛОМО», который войдет в состав КА «Ресурс-ПМ», имеет фокусное расстояние 15,6 м при диаметре входного зрачка объектива 1,2 м [6]. Это влечет за собой сложные технологические проблемы с поддержанием высокой стабильности геометрических параметров объективов. В связи с этим значительно усложняется конструкция и увеличиваются габариты КА, вследствие чего существенно возрастают стоимость и сроки разработки КА.

Третий путь заключается в повышении разрешения аппаратуры в результате размещения КА на сверхнизкой орбите (200...300 км). В этом случае высокого пространственного разрешения можно достичь посредством использования аппаратуры существенно меньших массы и габаритов, и стоимость которой также ниже. Однако при размещении КА на таких орбитах возникают новые проблемы, и одной из самых важных является поддержание их высоты в условиях достаточно плотной атмосферы [7]. Решение этой проблемы видится в применении двигателей малой тяги, как постоянно действующих для компенсации аэродинамического сопротивления, так и периодически активируемых для подъема орбиты при достижении нижней допустимой границы высоты [8].

Очевидно также, что снижение высоты орбиты КА будет неизбежно сопровождаться уменьшением полосы обзора земной поверхности, вследствие чего обеспечить высокую периодичность получения данных ДЗЗ единичным аппаратом становится проблематичным, а порой даже невозможным. В связи с этим неизбежно возникает потребность в создании группировки низкоорбитальных КА ДЗЗ, что может быть оправданным в случае снижения массы самих КА, их полезной нагрузки и стоимости выведения на более низкую орбиту. Тенденция создания группировок КА ДЗЗ уже существует, она была рассмотрена и проанализирована в [9].

Цель представленных исследований — обоснование орбитальных характеристик и состава группировки космических аппаратов ДЗЗ при размещении на сверхнизких орбитах.

Выбор орбиты для размещения низкоорбитальных КА. Анализ семейств орбит для размещения низкоорбитальных КА следует начать с выбора их обобщающих характеристик.

Кратностью орбиты называют минимальное целое число полетных суток, за которые КА совершает целое число витков по заданной орбите. Под полетными сутками будем понимать время, за которое Земля совершает полный оборот относительно плоскости орбиты. Тогда обязательно должно выполняться равенство

$$NT_{\text{пс}} = nT_{\text{орб}}, \quad (1)$$

где N — число полетных суток (или период кратности орбиты); $T_{\text{пс}}$ — продолжительность полетных суток; n — число витков, осуществляемых за период кратности; $T_{\text{орб}}$ — орбитальный период КА.

Отношение продолжительности полетных суток к орбитальному периоду можно записать как

$$\frac{T_{\text{пс}}}{T_{\text{орб}}} = \frac{n}{N},$$

а дробь $\frac{n}{N}$ — в виде

$$\left\{ n_{\text{пс}} \frac{m}{N} \right\},$$

где $n_{\text{пс}}$ — число полных витков, совершаемых КА за одни полетные сутки; m — индекс орбиты, т. е. целое число витков, которое КА совершает за период кратности N за счет превышения суточного числа витков $\frac{n}{N}$ (не целого!) над числом полных витков в полетных сутках $n_{\text{пс}}$ (целым).

Например, если КА совершает число витков $n = 47$ за $N = 3$ сут, то

$$\frac{n}{N} = \frac{47}{3} = 15 \frac{2}{3}.$$

В этом случае считается, что орбита 15-виткового класса ($n_{\text{пс}} = 15$) имеет трехсуточную кратность ($N = 3$) и индекс $m = 2$. Кратность орбиты также принято обозначать $K = [N, m]$, т. е. в случае данного примера $K = [3, 2]$.

В [10] показано, как от характеристик кратности орбиты перейти к более физически понимаемым геометрическим характеристикам — высоте и наклонению. В данном случае будем рассматривать солнечно-синхронные орбиты (ССО) как наиболее удобные для размещения КА ДЗЗ. При этом можно считать, что продолжительность полного оборота Земли относительно плоскости орбиты совпадает с продолжительностью средних солнечных суток, т. е. $T_{\text{пс}} = T_{\text{сс}} = 86\,400$ с.

Для круговой орбиты с достаточной для проектных задач точностью орбитальный период вращения можно выразить формулой

$$T_{\text{орб}} = \frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_{\text{орб}}^{\frac{3}{2}}, \quad (2)$$

где μ — гравитационный параметр Земли, $\text{км}^3/\text{с}^2$; $r_{\text{орб}}$ — радиус орбиты КА, км.

Тогда, приравняв значения орбитального периода из выражений (1) и (2), получим

$$\frac{2\pi}{\sqrt{\mu}} r_{\text{орб}}^{\frac{3}{2}} = T_{\text{сс}} \frac{N}{n}.$$

Из этого соотношения можно вывести формулу для расчета радиуса орбиты:

$$r_{\text{орб}} = \left(\frac{T_{\text{сс}} \sqrt{\mu}}{2\pi} \right)^{\frac{2}{3}} \left(\frac{N}{n} \right)^{\frac{2}{3}},$$

а после вычисления постоянного множителя получить

$$r_{\text{орб}} = 42\,241,12 \left(\frac{N}{n} \right)^{\frac{2}{3}}. \quad (3)$$

Далее воспользуемся выражением для солнечно-синхронных орбит, связывающим их радиус и наклонение [9],

$$r_{\text{орб}} = 12\,352,54 \left(-\cos(i) \right)^{\frac{2}{7}}, \quad (4)$$

и с помощью (3) и (4) получим формулу для определения угла наклона солнечно-синхронной орбиты i :

$$\cos(i) = -73,942 \left(\frac{N}{n} \right)^{\frac{7}{3}}. \quad (5)$$

Учитывая, что $n = n_{\text{пс}}N + m$, можно построить зависимость радиуса (и высоты) солнечно-синхронной орбиты от ее заданного класса, кратности и индекса. Для примера на рис. 1 приведен такой график для орбит часто встречающегося 14-виткового класса.

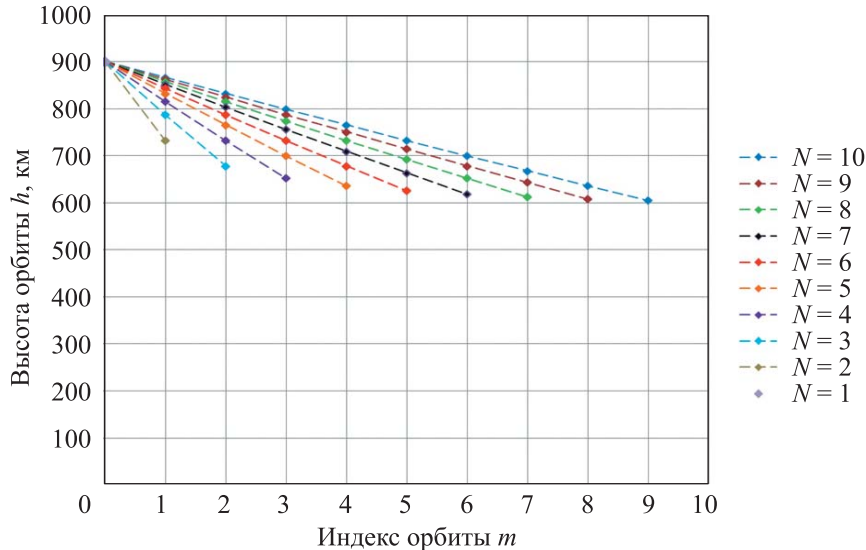


Рис. 1. Высота орбит 14-виткового класса

Несложно заметить, что при заданном периоде кратности высота орбиты понижается с увеличением индекса. Это объясняется тем, что чем больше индекс, тем больше витков должен сделать КА за одно и то же время, т. е. орбитальный период необходимо уменьшить, а это достигается снижением высоты орбиты.

Построим такой же график для исследуемых сверхнизких орбит 16-виткового класса (рис. 2). На рисунке видно, что семейство орбит для рассмотрения существенно сокращается, так как значительная их часть находится на высотах ниже 200 км, где существование КА либо сильно затруднено, либо невозможно. Это обстоятельство упрощает поставленную задачу.

Теперь определим, как с параметрами кратности связано расстояние по экватору $L_{\text{ву}}$, измеряемое между двумя соседними (в общем случае, при этом — не последовательными!) восходящими узлами. Поскольку за период кратности КА совершит целое число витков $n = n_{\text{пс}}N + m$, и при этом все восходящие узлы всех витков должны равномерно распределиться по длине экватора, равной $2\pi R_3$, расстояние между этими восходящими узлами

$$L_{\text{ву}} = \frac{2\pi R_3}{n_{\text{пс}}N + m}. \quad (6)$$

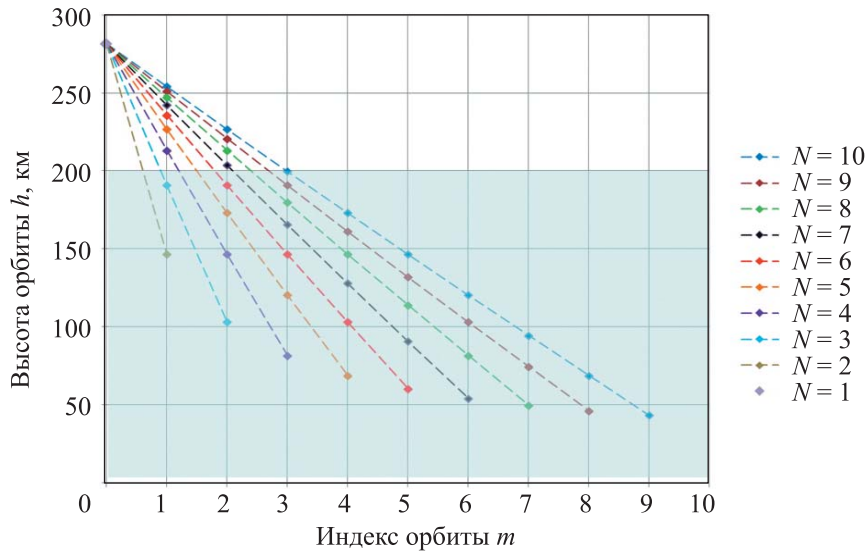


Рис. 2. Высота орбит 16-виткового класса

Для обеспечения полного покрытия всей поверхности Земли за период кратности необходимо, чтобы полосы обзора аппаратуры КА располагались на поверхности Земли как минимум без зазоров между ними. Это условие будет выполняться, если измеряемая вдоль линии экватора ширина полосы обзора бортовой аппаратуры $b_{\text{эКВ}}$ будет не меньше $L_{\text{вУ}}$, т. е. реальная ширина полосы обзора не должна быть меньше

$$b = b_{\text{эКВ}} \sin(i). \quad (7)$$

Таким образом, если бортовая аппаратура КА будет поддерживать ширину полосы обзора, соответствующую ширине, определяемой по (7), то будет достигнуто полное покрытие всей земной поверхности за период кратности орбиты.

Данные ДЗЗ сверхвысокого разрешения обычно необходимы для задач, при решении которых требуется максимально оперативно получать изображения заинтересовавшего объекта, т. е. при создании КА ДЗЗ следует стремиться к минимальному периоду полного покрытия.

Однако если исходить из реализации минимальной ширины полосы обзора (7) и равенства периода полного покрытия и периода кратности, то приходится сталкиваться с ситуацией, когда при понижении периода кратности расстояние между соседними восходящими узлами в соответствии с (6) увеличивается. Для кратности порядка первых единиц суток оно может достигать 2000...2500 км. Для того чтобы обеспечить полноту покрытия за период кратности, полоса обзора КА должна быть не меньше этой величины. Но участки на

границах полосы обзора такой ширины будут наблюдаться под очень малым углом, что приведет к потере качества снимков, а в некоторых случаях и к полной потере информативности.

Возможно ли снизить периодичность полного покрытия, и если возможно, то насколько, при сохранении высоких значений периода кратности орбиты, превысив ширину полосы обзора бортовой аппаратуры над полученным из (7) минимальным значением?

В работе [10] приведено доказательство теоремы о продолжительности полного покрытия, которая формулируется следующим образом: для того чтобы на ССО кратности $K = [N, m]$ продолжительность полного покрытия $T_{\text{пок}}$ составляла k суток (при этом вы-

полнялось неравенство $2 \leq k \leq \left[\frac{N}{m} \right]^+$, k — целое), необходимо и достаточно, чтобы относительная ширина полосы обзора вдоль экватора $\bar{b}_{\text{эКВ}} = \frac{b_{\text{эКВ}} n}{2\pi R_3}$ удовлетворяла неравенству

$$\bar{b}_{\text{эКВ}} \geq \max \{m, N - m(k-1)\}, \quad (8)$$

при этом

$$\left[\frac{N}{m} \right]^+ = \frac{N}{m}, \text{ если } \frac{N}{m} \text{ — целое,}$$

$$\left[\frac{N}{m} \right]^+ = \frac{N}{m} + 1, \text{ если } \frac{N}{m} \text{ — не целое.}$$

Таким образом, задавая значения величин $n_{\text{ис}}$, N и m , однозначно были определены высота и наклонение ССО. Затем, задавая продолжительность полного покрытия k , следует найти относительную ширину полосы обзора вдоль экватора $\bar{b}_{\text{эКВ}}$ и, как следствие, уже абсолютные величины $b_{\text{эКВ}}$ и b . Здесь необходимо сделать важное терминологическое замечание. Величина b может относиться как к полосе обзора аппаратуры, т. е. к ширине полосы, каждая точка которой видна с данного КА на данном витке, так и к полосе захвата, т. е. к ширине полосы, каждая точка которой попадает в кадр с данного КА на данном витке. Иными словами, полоса захвата обеспечивается аппаратурой КА (полем зрения оптики), полоса обзора — всем КА (с учетом возможного маневра по крену). Какую именно характеристику использовать, зависит от требований к системе ДЗЗ — необходимо ли обеспечивать видимость *каждой* точки земной поверхности за период кратности (в этом случае речь идет о полосе обзора) или *любой* точки (в этом случае имеется в виду полоса захвата).

Проведенные исследования для орбит с $n_{\text{пс}} = 16$ (соответствующими рассматриваемому диапазону высот), кратностью $N = 2, \dots, 10$ и индексом $m = 1, \dots, (N - 1)$ показали, что ширина полосы обзора для обеспечения короткого периода полного покрытия ($k = 2$) сохраняет величину примерно 2000 км. При этом угол возвышения КА над горизонтом вблизи границы полосы обзора в наилучших случаях лишь слегка превышает 10° (рис. 3), хотя для качественных снимков требуется, чтобы он был не менее $55^\circ \dots 60^\circ$.

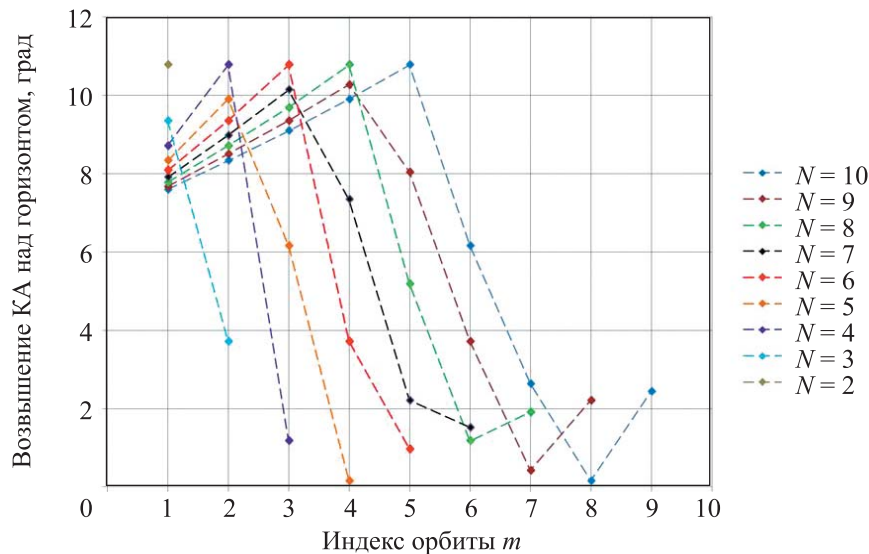


Рис. 3. Возвышение КА над горизонтом у границы полосы обзора для низких орбит ($n_{\text{пс}} = 16, k = 2$)

Таким образом, обеспечить малое значение периодичности полного покрытия поверхности с орбит высотой 200...250 км при выполнении требования по минимальному значению угла возвышения КА над горизонтом у границы полосы обзора с использованием одного КА не представляется возможным.

Многоспутниковая группировка. В качестве выхода можно предложить построение многоспутниковой группировки, размещенной на орбитах с большим периодом кратности. В этом случае выбор орбиты обеспечивает приемлемое значение ширины полосы обзора с точки зрения величины возвышения КА над горизонтом, а работа нескольких КА, размещенных на орбитах тех же высоты и наклона, но отличающихся местным временем прохождения восходящего узла, в несколько раз снижает продолжительность периода полного покрытия.

В следующем исследовании было рассмотрено семейство орбит с $n_{\text{пс}} = 16, N = 2, \dots, 20$, из которых были отобраны подходящие по углу возвышения КА над горизонтом вблизи границы полосы обзора δ ,

величина которого не должна была быть меньше 55° . Требуемому критерию удовлетворили лишь пять орбит. Их высоты, углы наклонения, ширины полос обзора и захвата, а также углы возвышения КА у границы полосы обзора приведены в табл. 1.

Таблица 1

Параметры орбит КА, определенные при исследовании

Кратность K	Время полного покрытия одним КА, сут	Высота орбиты h_{orb} , км	Угол наклонения i , град	Ширина полосы, км		Угол возвышения КА δ , град	Число КА для полного покрытия за	
				обзора	захвата		1 сут	2 сут
[8,1]	8	247,1	96,46	308,3	20,0	56,9	8	4
[9,1]	9	250,9	96,48	274,3	20,3	60,3	9	5
[17,2]	9	249,1	96,47	290,3	20,2	58,6	9	5
[10,1]	10	254,0	96,49	247,0	20,6	63,1	10	5
[19,2]	10	252,5	96,48	260,0	20,5	61,7	10	5

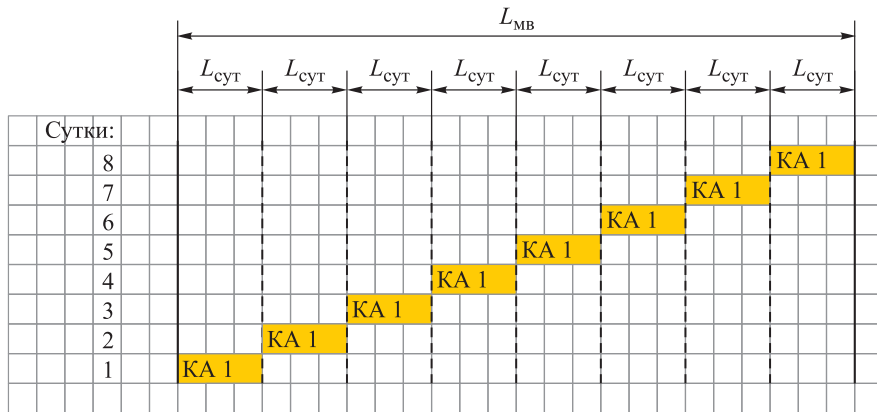
Процесс покрытия земной поверхности полосами обзора. В [10] показано, что такие свойства кратных орбит, как полнота и частота покрытия экватора полосами обзора КА ДЗЗ, можно изучать не на всей длине экватора, а только на его отрезке, длина которого соответствует сдвигу трассы за период кратности:

$$L_N = L_{сут} N = L_{мв} m.$$

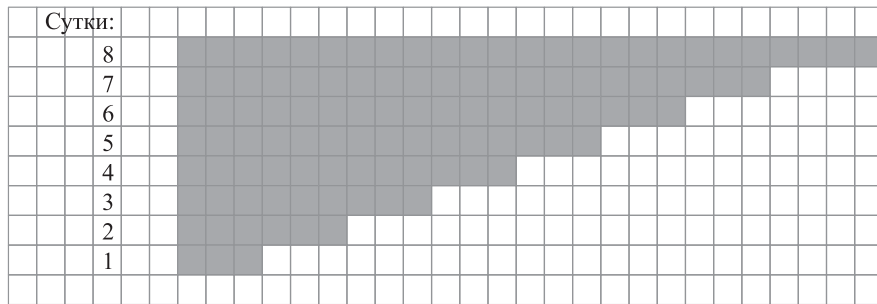
В частном случае орбиты с индексом $m = 1$ сдвиг трассы за период кратности равен межвитковому расстоянию $L_{мв}$.

Пример схемы покрытия экватора полосами обзора КА ДЗЗ при условии обеспечения полного покрытия на периоде кратности для орбиты $K = [8, 1]$ (см. табл. 1) представлен на рис. 4, а. В работе задействован один КА, полное покрытие осуществляется за период кратности орбиты — 8 суток. Динамика изменения величины «просмотренного» участка поверхности в зависимости от текущих суток периода кратности орбиты показана на рис. 4, б.

Для примера схема покрытия экватора полосами обзора КА ДЗЗ при условии обеспечения полного покрытия на периоде кратности для той же орбиты, но при задействовании двух КА, продемонстрирована на рис. 5, а. В этом случае полное покрытие осуществляется за половину периода кратности орбиты, т. е. в течение 4 суток. Динамика изменения величины «просмотренного» участка поверхности

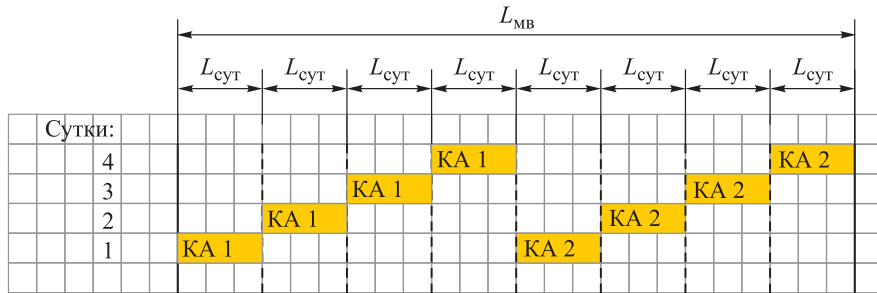


а

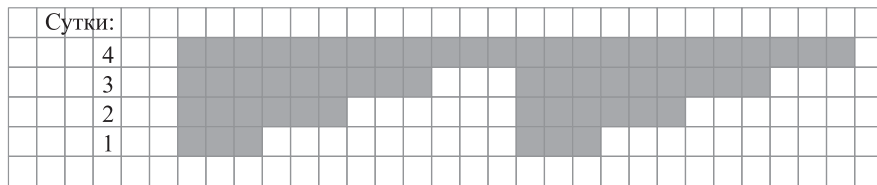


б

Рис. 4. Схема покрытия экватора полосами обзора при использовании одного КА на орбите кратности $K = [8, 1]$ (а) и изменение величины покрытого района за период кратности (б)



а



б

Рис. 5. Схема покрытия экватора полосами обзора при использовании двух КА на орбите кратности $K = [8, 1]$ (а) и изменение величины покрытого района за период кратности (б)

в зависимости от текущих суток периода кратности орбиты представлена на рис. 5, б.

Схема покрытия экватора полосами обзора КА ДЗЗ при условии обеспечения полного покрытия на периоде кратности для той же орбиты, что и в предыдущем случае, но уже при задействовании четырех КА, приведена на рис. 6, а. Полное покрытие осуществляется за четверть периода кратности орбиты, т. е. за 2 суток. Динамика изменения величины «просмотренного» участка поверхности в зависимости от текущих суток периода кратности орбиты показана на рис. 6, б.

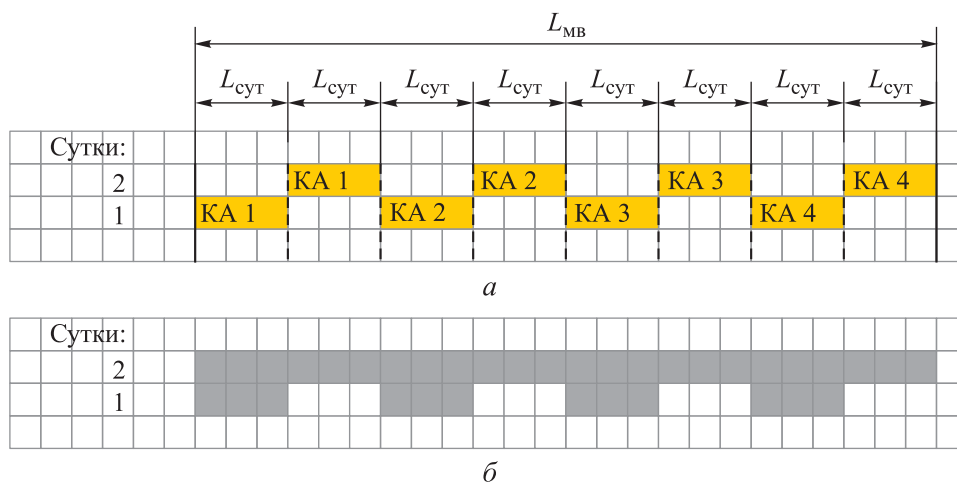


Рис. 6. Схема покрытия экватора полосами обзора при использовании четырех КА на орбите кратности $K = [8, 1]$ (а) и изменение величины покрытого района за период кратности (б)

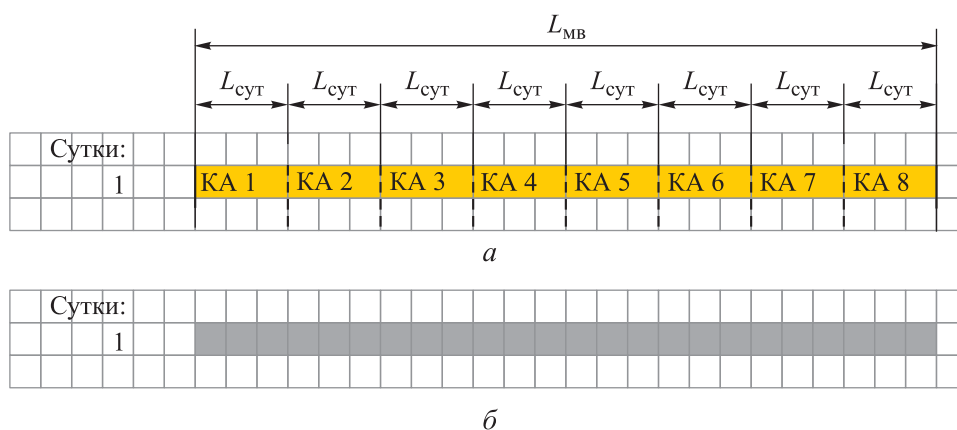


Рис. 7. Схема покрытия экватора полосами обзора при использовании восьми КА на орбите кратности $K = [8, 1]$ (а) и изменение величины покрытого района за период кратности (б)

Пример схемы покрытия экватора полосами обзора КА ДЗЗ при условии обеспечения полного покрытия на периоде кратности для той же орбиты, что была и для представленной на рис. 6 схемы, при задействовании уже восьми КА, приведен на рис. 7, а. Полное покрытие осуществляется за одну восьмую часть периода кратности орбиты, т. е. за 1 сутки. Динамика изменения величины «просмотренного» участка поверхности в зависимости от текущих суток периода кратности орбиты отображена на рис. 7, б.

Другая схема построения группировки. Можно выбрать для аппаратов группировки орбиту кратностью в одни сутки $K = [1, 0]$. При $n_{\text{пс}} = 16$ такая орбита будет иметь высоту $h_{\text{орб}} = 282$ км и расстояние между соседними восходящими узлами $L_{\text{мв}} = 2502$ км. При этом угол возвышения КА над горизонтом δ у границы полосы обзора составит $6,9^\circ$.

Задав угол возвышения $\delta_{\text{min}} = 60^\circ$, получим для КА, находящегося на заданной высоте, ширину полосы обзора по экватору $b_{\text{экв}} = 309$ км.

Таким образом, для обеспечения полного покрытия за период кратности $k = 1$ сут с орбиты $K = [1, 0]$ необходимо в составе группировки иметь число космических аппаратов

$$n_{\text{КА}} = \frac{L_{\text{мв}}}{b_{\text{экв}}} = 8.$$

Это число совпадает с числом КА на орбите $K = [8, 1]$, что и следовало ожидать, поскольку суточное превышение числа витков орбиты $K = [8, 1]$ над орбитой $K = [1, 0]$ составляет лишь $1/8$ витка. Однако орбита $K = [8, 1]$ имеет меньшую высоту, равную 247 км. Это, с одной стороны, позволяет достичь больших значений пространственного разрешения, с другой — требует большего запаса рабочего тела и более интенсивной работы двигательной установки КА.

Разница местного времени прохождения восходящего узла орбит аппаратов группировки. Образующие группировку аппараты находятся на солнечно-синхронных орбитах с одним и тем же значением радиуса и наклона, но с разными значениями местного времени прохождения восходящего узла. Разницу этого времени для двух соседних аппаратов группировки представим следующим выражением:

$$\Delta t_{\Omega} = \frac{24L_{\text{сут}}}{2\pi R_3} \frac{N}{n_{\text{КА}}},$$

где $n_{\text{КА}}$ — число КА в группировке.

Найденные величины приведены в табл. 2.

Таблица 2

Разница местного времени прохождения восходящего узла между орбитами КА ДЗЗ при построении группировки (кратность орбиты $K = [8, 1]$)

Число КА	2	4	8
Δt_{Ω} , мин	44,7	22,3	11,2

Разведение аппаратов группировки по орбитам с разными значениями местного времени прохождения восходящего узла в случае кластерного запуска всех КА одним носителем предполагается осуществлять путем временного перевода на орбиту с меньшей (или большей) высотой без изменения остальных орбитальных параметров. В этом случае долгота восходящего узла орбиты маневрирующего КА начнет изменяться относительно долготы восходящего узла КА, находящегося на «базовой» орбите, за счет разницы скоростей прецессии орбитальной плоскости. После достижения требуемой величины ДВУ маневрирующий КА возвращается на орбиту с прежней высотой и новым значением долготы восходящего узла и местного времени его прохождения.

Массогабаритные характеристики. Оценка массогабаритных характеристик и синтез облика КА выходят за рамки данной статьи. Здесь лишь оценим и сопоставим характеристики оптикоэлектронной аппаратуры (табл. 3), воспользовавшись методикой, приведенной в [11, 12]. Сравнение показало, что масса оптикоэлектронной аппаратуры сверхнизкоорбитальных КА существенно меньше аналогичной по основным характеристикам аппаратуры, предназначенной для установки на высокоорбитальных КА. Впрочем, масса сверхнизкоорбитальных КА будет возрастать как минимум из-за наличия на борту двигательной установки и запаса топлива для поддержания орбиты. Предварительный анализ масс показал, что их совокупная масса

Таблица 3

Характеристики оптикоэлектронной аппаратуры для космических аппаратов ДЗЗ, размещаемых на средневысоких и сверхнизких орбитах

Разрешение в надире (GSD), м	Высота орбиты, км								
	250			500			700		
	Фокусное расстояние, м	Диаметр главного зеркала, м	Масса, кг	Фокусное расстояние, м	Диаметр главного зеркала, м	Масса, кг	Фокусное расстояние, м	Диаметр главного зеркала, м	Масса, кг
0,3	5,0	0,56	100	10,1	1,14	409	14,0	1,57	779
0,5	3,0	0,34	36	6,1	0,68	147	8,4	0,94	280
1,0	1,5	0,17	9	3,0	0,34	37	4,2	0,47	70
2,0	0,8	0,08	2	1,5	0,17	9	2,1	0,23	18

при миссии продолжительностью 5 лет будет достигать 150...200 кг. Таким образом, использование сверхнизких орбит для дистанционного зондирования Земли будет целесообразно в том случае, если требуется достичь высокого разрешения — 0,3...0,5 м и даже лучшего. В остальных случаях выигрыш в массе оптикоэлектронной аппаратуры будет нивелироваться возросшей массой двигательной установки.

Заключение. Проведено исследование свойств солнечно-синхронных орбит высотой в диапазоне 200...250 км и дано обоснование их пригодности для развертывания группировки космических аппаратов ДЗЗ высокого разрешения. Определен состав группировки сверхнизкоорбитальных КА, рассмотрена его взаимосвязь с требуемой периодичностью покрытия.

Исследования показали, что достижима высокая периодичность полного покрытия поверхности Земли полосами обзора группировки сверхнизкоорбитальных КА. При требуемой периодичности, составляющей двое суток, можно решить данную задачу группировкой в составе четырех КА, а для достижения суточной периодичности число КА в группировке должно быть не менее восьми.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] *Космические снимки сверхвысокого разрешения*. URL: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya> (дата обращения: 23.11.2023).
- [2] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. *Космические системы дистанционного зондирования Земли*. Москва, Изд-во А и Б, 1997, 296 с.
- [3] *Обновление парка спутников оптической разведки России*. URL: <https://sovzond.ru/press-center/news/dzz/7571/> (дата обращения: 27.11.2023).
- [4] Заичко В.А., Шведов Д.О., Кутумов А.А. О состоянии и развитии российской государственной космической системы дистанционного зондирования Земли. *Дистанционное зондирование Земли из космоса в России: Сборник информационных материалов. Научно-практический журнал*, 2022, вып. 2, с. 6–17.
- [5] Пантенков Д.Г., Гусаков Н.В., Ломакин А.А. Обзор современного состояния орбитальных группировок космических аппаратов дистанционного зондирования Земли и космических ретрансляторов. Обзорная статья. *Изв. вузов. Электроника*, 2022, т. 27, № 1, с. 120–149. <https://doi.org/10.24151/1561-5405-2022-27-1-120-149>
- [6] Бакланов А.И., Блинов В.Д., Горбунов И.А., Забиякин А.С., Малахов И.А. Аппаратура высокого разрешения для перспективного космического аппарата «Ресурс-ПМ». *Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета имени академика С.П. Королева (национального исследовательского университета)*, 2016, т. 15, № 2, с. 30–35. <https://doi.org/10.18287/2412-7329-2016-15-2-30-35>
- [7] *ГОСТ 25645.101–86. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для проектных баллистических расчетов искусственных спутников Земли*. Москва, 1983, 168 с.

- [8] Волоцуев В.В., Салмин В.В. Анализ эффективности использования электрореактивных двигателей для поддержания низкой орбиты малого космического аппарата. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 10, с. 65–74. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-10-65-74>
- [9] Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения Земли высокого разрешения (часть II). *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, вып. 4, с. 14–27.
- [10] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.
- [11] Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 12. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>
- [12] Куренков В.И. Модели для проектной оценки массы оптической аппаратуры наблюдения космических аппаратов зондирования земли. *Управление движением и навигация летательных аппаратов: Сборник трудов XXII Всероссийского семинара по управлению движением и навигации летательных аппаратов: Часть I. (г. Самара, 13-14 июня 2019 г.)* Самара, Изд-во Самарского федерального исследовательского центра РАН, 2020, с. 98–102.

Статья поступила в редакцию 19.12.2023

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соболев И.А. Построение группировки низкоорбитальных космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2024, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2024-2-2337>

Соболев Иван Анатольевич — канд. техн. наук, доцент кафедры «Космические аппараты и ракеты-носители» МГТУ им. Н.Э. Баумана, e-mail: sobolevia@bmstu.ru

Constructing a constellation of the low-orbit spacecraft

© I.A. Sobolev

Bauman Moscow State Technical University,
Moscow, 105005, Russian Federation

The paper considers Earth coverage by swaths of the optical equipment installed onboard the Earth remote sensing spacecraft positioned in the ultra-low orbits at the altitude range of 200–300 kilometers. Possible orbital parameters were analyzed, and characteristics of the orbits were selected in accordance with the requirements to the coverage ratio and the spacecraft elevation angle above the horizon in vicinity to the swath boundary. Relationship was analyzed between the Earth's surface coverage characteristics, realized orbital parameters and main characteristics of the spacecraft optoelectronic equipment. Based on the results obtained, options for constructing constellations of the ultra-low-orbit Earth remote sensing spacecraft were presented. In addition, based on results of assessing the weight and size characteristics of the onboard optoelectronic equipment, boundary of the required image spatial resolution is shown, as it determines feasibility of creating a constellation of the Earth remote sensing spacecraft in the ultra-low orbits.

Keywords: Earth remote sensing, optoelectronic equipment, low orbit, low-orbit spacecraft

REFERENCES

- [1] *Kosmicheskie snimki sverkhvysokogo razresheniya* [Ultra-high resolution satellite images]. Available at: <https://innoter.com/articles/kosmicheskie-snimki-sverkhvysokogo-razresheniya> (accessed November 23, 2023).
- [2] Garbuk S.V., Gershenzon V.E. *Kosmicheskie sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli* [Space systems for the Earth remote sensing]. Moscow, A i B Publ., 1997, 296 p.
- [3] *Obnovlenie parka sputnikov opticheskoy razvedki Rossii* [Updating the Russian optical reconnaissance satellite fleet]. Available at: <https://sovzond.ru/press-center/news/dzz/7571/> (accessed November 27, 2023).
- [4] Zaichko V.A., Shvedov D.O., Kutumov A.A. O sostoyanii i razvitii rossiyskoy gosudarstvennoy kosmicheskoy sistemy distantsionnogo zondirovaniya Zemli [On the state and development of the Russian state space system for the Earth remote sensing]. *Distantsionnoe zondirovanie Zemli iz kosmosa v Rossii. Sbornik informatsionnykh materialov. Nauchno-prakticheskiy zhurnal — Remote sensing of the Earth from space in Russia. Collection of information materials. Scientific and practical journal*, 2022, iss. 2, pp. 6–17.
- [5] Pantenkov D.G., Gusakov N.V., Lomakin A.A. Obzor sovremennogo sostoyaniya orbitalnykh gruppировок kosmicheskikh apparatov distantsionnogo zondirovaniya Zemli i kosmicheskikh retranslyatorov. Obzornaya statya [Review of the current state of the orbital groups of remote sensing spacecraft and information relay spacecraft. Review article]. *Izvestiya Vysshikh Uchebnykh Zavedenii. Elektronika — Proceedings of Universities. Electronics*, 2022, vol. 27, no. 1, pp. 120–149. <https://doi.org/10.24151/1561-5405-2022-27-1-120-149>
- [6] Baklanov A.I., Blinov V.D., Gorbunov I.A., Zabayakin A.S., Malakhov I.A. Apparatura vysokogo razresheniya dlya perspektivnogo kosmicheskogo apparata “Resurs-PM” [High-resolution equipment for the future spacecraft “Resource-PM”]. *Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo uni-*

- versiteta imeni akademika S.P. Koroleva (natsionalnogo issledovatel'skogo universiteta) — *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, 2016, vol. 15, no. 2, pp. 30–35.
<https://doi.org/10.18287/2412-7329-2016-15-2-30-35>
- [7] *GOST 25645.101–86. Atmosfera Zemli verkhnyaya. Model plotnosti dlya proektnykh ballisticheskikh raschetov iskusstvennykh sputnikov Zemli* [Earth upper atmosphere. Density model for project ballistic computations of artificial Earth satellites]. Moscow, 1983, 168 p.
- [8] Volotsuev V.V., Salmin V.V. Analiz effektivnosti ispolzovaniya elektreaktivnykh dvigateley dlya podderzhaniya nizkoy orbity malogo kosmicheskogo apparata [An analysis of the efficiency of electric propulsion engines for maintaining a low orbit of a small spacecraft]. *Izvestiya vysshikh uchebnykh zavedeniy. Mashinostroenie – BMSTU Journal of Mechanical Engineering*, 2020, no. 10, pp. 65–74. <https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-10-65-74>
- [9] Baklanov A.I. Novye gorizonty kosmicheskikh sistem optiko-elektronnoogo nablyudeniya Zemli vysokogo razresheniya (chast II) [New horizons of high-resolution optical-electronic Earth observation space systems (Part II)]. *Raketno-kosmicheskoe priborostroenie i informatsionnye sistemy — Rocket and Space Instrumentation and Information Systems*, 2018, vol. 5, iss. 4, pp. 14–27.
- [10] Chernov A.A., Chernyavsky G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of the Earth remote sensing satellites. Lectures and exercises]. Moscow, Radio i Svyaz Publ., 2004, 200 p.
- [11] Volotsuev V.V. Nizkoorbitalnye kosmicheskie apparaty vysokodetalnogo nablyudeniya s dlitelnyim srokom sushchestvovaniya na rabochikh orbitakh vysotoy nizhe chetarekhsot kilometrov [Low-orbit spacecraft for highly detailed observation with a long lifetime in working orbits with an altitude below four hundred kilometers]. *Inzhenerny zhurnal: nauka i innovatsii — Engineering Journal: Science and Innovation*, 2021, iss. 12.
<https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135>
- [12] Kurenkov V.I. Modeli dlya proektnoy otsenki opticheskoy apparatury zondirovaniya Zemli [Models for design estimation of the optical observation equipment mass for the Earth sensing spacecraft]. In: *Upravlenie dvizheniem i navigatsiya letatelnykh apparatov. Sbornik trudov XXII Vserossiyskogo seminar po upravleniyu dvizheniem i navigatsii letatelnykh apparatov: Chast 1. Samara, 13–14 iyunya 2019 g.* [Traffic control and navigation of the aircraft: Collection of proceedings of the XXII All-Russian seminar on traffic control and navigation of the aircraft: Part I. (Samara, June 13–14, 2019)]. Samara, Samara Federal Research Centre of RAS Publ., 2020, pp. 98–102.

Sobolev I.A., Cand. Sc. (Eng.), Associate Professor, Department of Spacecraft and Launch Vehicles, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: sobolevia@bmstu.ru