УДК 629.764 EDN UQHNJM

Исследование возможности использования кратных орбит шестнадцативиткового класса в интересах наблюдения поверхности Земли

© И.А. Соболев

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

Рассмотрено определение основных характеристик орбит малоиспользуемого в настоящее время «шестнадцативиткового» класса, внимание к которым актуализируется по мере возрастания интереса к сверхнизкоорбитальным космическим аппаратам. Показано распределение по высотам и наклонениям кратных солнечно-синхронных орбит, расположенных в диапазоне высот от 100 до 300 км. Проанализированы условия достижения полноты покрытия поверхности Земли одним космическим аппаратом за период кратности. Определено количество космических аппаратов на заданной орбите, необходимое для обеспечения оперативного покрытия поверхности Земли за период в одни сутки. Показано, что переход от требования обеспечения полного покрытия поверхности Земли к требованию обеспечения полного покрытия широт, включающих территорию России, не приводит к радикальному сокращению численности спутниковой группировки. Приведены численные результаты исследований.

Ключевые слова: *низкоорбитальные космические аппараты, спутниковые группировки, дистанционное зондирование Земли, сверхнизкая орбита, кратность орбиты, полнота покрытия поверхности*

Введение. В настоящее время в мировой космонавтике проявляется интерес к сверхнизким орбитам. Размещение космических аппаратов (КА) на малых высотах предоставляет ряд преимуществ [1], в частности:

– улучшение пространственного разрешения оптической аппаратуры при том же уровне ее массы и объема либо снижение величины этих характеристик при сохранении того же значения разрешения;

– улучшение соотношения сигнал/шум для радарных и лидарных полезных нагрузок;

– повышенная точность геопространственного позиционирования;

– улучшение бюджета каналов связи, снижение потребной мощности передатчика;

– менее напряженная радиационная обстановка на низких высотах, позволяющая снизить требования по радиационной стойкости к элементной базе;

– отсутствие на сверхнизких орбитах космического мусора;

– отсутствие необходимости наличия системы сведения КА с орбиты после окончания миссии;

– мягкие требования к характеристикам ракеты-носителя;

– перспективы использования на КА электропрямоточных двигателей и аэродинамических органов управления.

К числу первых осуществленных проектов сверхнизкоорбитальных КА наиболее часто относят американские разведывательные спутники KH-1—KH-6, разработанные и выведенные на орбиту в рамках программы DISCOVERER/CORONA [2] в 1960-х годах, высота орбит которых в перицентре составляла менее 200 км, а также советские КА «Космос-149» (1967) и «Космос-320» (1970) [3], работавшие на орбитах 297×248 и 342×240 км соответственно. Из числа наиболее известных и интересных новейших разработок следует упомянуть европейский исследовательский КА GOCE [4], миссия которого продолжалась с 2009 по 2013 гг. на высотах от 260 до 240 км, и японский SLATS (Tsubame) [5], находившийся в космосе с 2017 по 2019 гг., при этом на завершающем этапе полета была достигнута рекордно низкая высота 167,4 км [6].

Из числа проектов, находящихся в разработке, стоит упомянуть КА Skimsat, разрабатываемый компаниями Thales Alenia Space и Redwire [7]. Этот КА предназначен для работы на орбитах высотой 220…260 км на протяжении 3 лет, а также КА Sabresat [8], нижняя граница высоты орбиты которого, согласно открытым данным, может составлять около 150 км.

Цель данной работы — исследование характеристик кратных солнечно-синхронных сверхнизких орбит и изучение возможности обеспечить полноту покрытия поверхности Земли в заданном диапазоне широт за выбранный период кратности. Полученные результаты имеют значение для определения возможного состава спутниковой группировки на заданных высотах.

Сверхнизкие орбиты. Следует отметить, что сейчас отсутствует четкое определение понятия «сверхнизкая орбита». Так, в отдельных работах, в частности в [9], за верхнюю границу диапазона сверхнизких орбит принимается высота 450 км. В других исследованиях, например в [10], выделяются диапазоны «очень низких орбит» VLEO (ниже 450 км) и «супернизких орбит» SLEO (от 150 до 300 км). Во всех случаях авторы при вводе терминологии опираются на аргумент о «значительном и заметном влиянии на указанных высотах атмосферного сопротивления». Однако плотность атмосферы и, следовательно, степень ее воздействия на КА, непостоянна, так как она зависит от солнечной активности, т. е. вводимые границы носят весьма условный характер.

В связи с изложенным в качестве сверхнизких орбит будут рассмотрены орбиты так называемого 16-виткового класса, т. е. те, на которых число полных витков в полетных сутках $n_{\text{пс}} = 16$. Наиболее высокая из таких орбит, на которой в полетные сутки укладываются

ровно 16 полных витков без превышения, находится на высоте около 280 км, что хорошо коррелирует с наиболее часто используемой верхней границей диапазона сверхнизких орбит в 300 км.

В качестве нижней границы резонно принять, например, как в работе [11], высоту официально утвержденной границы космического пространства, т. е. линии Кармана, которая составляет 100 км.

Исследование кратности. Будем рассматривать солнечно-синхронные орбиты как наиболее часто используемые для КА дистанционного зондирования Земли. Тогда, помимо числа витков в полетных сутках $n_{\text{пс}}$, орбиту также будут характеризовать два других параметра. Первый из них — период кратности покрытия N, равный числу полетных суток, за которое КА сделает целое число полных витков n. Второй — индекс орбиты m, численно равный целому числу витков, которое КА совершит в период кратности N за счет превышения суточного числа витков над числом полных витков в полетных сутках. Например, если есть орбита, на которой КА за $N = 3$ сут совершает $n = 50$ витков, то суточное число витков составит

$$\frac{n}{N} = \frac{50}{3} = 16\frac{2}{3}.$$

При этом в каждые полетные сутки укладывается $n_{\text{пс}} = 16$ полных витков, превышение суточного числа витков над числом полных витков в полетных сутках составит $2/3$ витка, а за период кратности $N = 3$ сут общее превышение — $m = 2$ витка.

В работе [12] показано, что высота солнечно-синхронной орбиты (ССО) с указанными выше параметрами определяется так:

$$h_{\text{орб}} = 42\,241{,}12\frac{1}{\left(n_{\text{пс}} + \dfrac{m}{N}\right)^{\frac{2}{3}}} - R_{\text{З}},\ \text{км},$$

где $R_{\text{З}} = 6371$ км — средний радиус Земли.

Высоты орбит, полученные для значений N в диапазоне 1–15, приведены в табл. 1. Прочерки в таблице соответствуют высотам менее 100 км, которые в данном исследовании не рассматриваются. Следует заметить, что для описания уникальной орбиты в одном и том же классе необходимо, чтобы N и m были взаимно простыми числами. Это хорошо видно на данных в табл. 1, например, высоты орбит с $N = 4$, $m = 1$ и $N = 8$, $m = 2$ равны, т. е. данные сочетания N и m описывают одну и ту же орбиту. Графически сочетания кратности и высоты для уникальных орбит приведены на рис. 1.

Таблица 1

Высоты $h_{орб}$ круговых кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$)

N	$h_{орб}$, км, при m витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	281,6										
2	281,6	146,5									
3	281,6	190,7	103,0								
4	281,6	213,2	146,5	–							
5	281,6	226,7	172,9	120,3	–						
6	281,6	235,8	190,7	146,5	103,0	–					
7	281,6	242,3	203,5	165,4	127,7	–	–				
8	281,6	247,1	213,2	179,6	146,5	113,8	–	–			
9	281,6	250,9	220,7	190,7	161,1	131,9	103,0	–	–		
10	281,6	254,0	226,7	199,7	172,9	146,5	120,3	–	–	–	
11	281,6	256,5	231,6	207,0	182,6	158,5	134,5	110,8	–	–	–
12	281,6	258,6	235,8	213,2	190,7	168,5	146,5	124,6	103,0	–	–
13	281,6	260,3	239,3	218,4	197,6	177,0	156,6	136,4	116,3	–	–
14	281,6	261,8	242,3	222,8	203,5	184,4	165,4	146,5	127,7	109,1	–
15	281,6	263,1	244,9	226,7	208,7	190,7	172,9	155,3	137,7	120,3	103,0

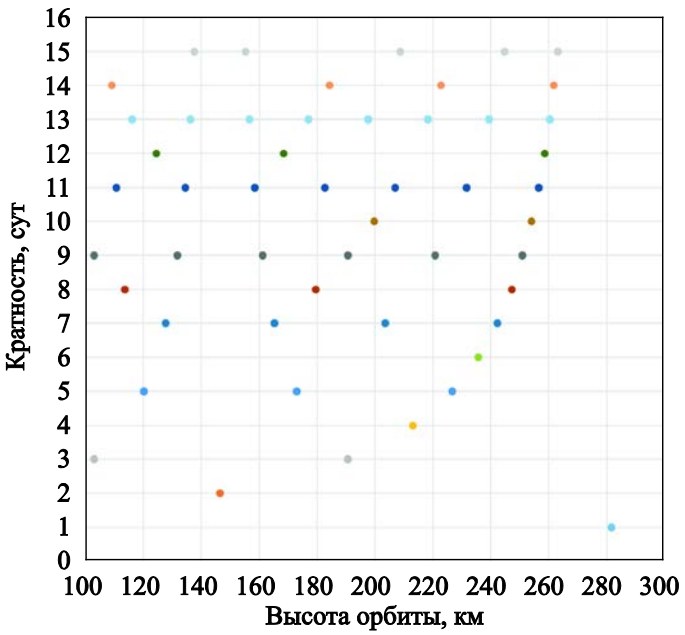


Рис. 1. Высоты и кратности солнечно-синхронных орбит класса $n_{пс} = 16$

Высота кратной ССО связана с ее наклонением посредством соотношения [12]:

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

Таким образом, основываясь на данных табл. 1, можно найти наклонения кратных ССО, которые составляют вызывающий интерес класс для первых 15 значений кратности, сведенных в табл. 2.

Таблица 2

Наклонения *i*, град, кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс}$ = 16)

N	*m*										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	96,58										
2	96,58	96,12									
3	96,58	96,27	95,98								
4	96,58	96,35	96,12	–							
5	96,58	96,39	96,21	96,04	–						
6	96,58	96,42	96,27	96,12	95,98	–					
7	96,58	96,45	96,31	96,19	96,06	–	–				
8	96,58	96,46	96,35	96,23	96,12	96,02	–	–			
9	96,58	96,48	96,37	96,27	96,17	96,08	95,98	–	–		
10	96,58	96,49	96,39	96,30	96,21	96,12	96,04	–	–	–	
11	96,58	96,50	96,41	96,33	96,24	96,16	96,08	96,01	–	–	–
12	96,58	96,50	96,42	96,35	96,27	96,20	96,12	96,05	95,98	–	–
13	96,58	96,51	96,44	96,36	96,29	96,23	96,16	96,09	96,02	–	–
14	96,58	96,51	96,45	96,38	96,31	96,25	96,19	96,12	96,06	96,00	–
15	96,58	96,52	96,46	96,39	96,33	96,27	96,21	96,15	96,10	96,04	95,98

Если за полетные сутки КА совершает ровно 16 витков (т. е. $N = 1$, $m = 0$), то за период кратности он пересечет экватор 16 раз, значит, на линии экватора можно указать 16 узлов. При этом соседние узлы также являются последовательными, а расстояние между ними равно $2\pi R_З/16$ км. Если $N > 1$ и $m \neq 0$, то на линии экватора размещается $(n_{пс}N + m)$ узлов. В этом случае расстояние *c* между двумя любыми соседними (не последовательными!) узлами вдоль экватора будет определяться выражением из [12]:

$$c = \frac{2\pi R_З}{n_{пс}N + m},\ \text{км}.$$

При расчетах по этой формуле уже становится принципиально важным отслеживать то обстоятельство, что N и m для описания уникальной орбиты должны быть взаимно простыми числами. В этом можно убедиться, выполнив расчеты для $N = 4$, $m = 1$ и $N = 8$, $m = 2$, которые дадут разные результаты, что будет ошибочным, так как данные сочетания периода кратности и индекса описывают одну и ту же орбиту. Следовательно, значение расстояния между узлами для сочетания $N = 8$, $m = 2$ должно определяться так же, как для $N = 4$, $m = 1$. Расстояния c между соседними узлами кратных ССО приведены в табл. 3.

Таблица 3

Расстояние c между соседними узлами кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$)

N	c, км, при m витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	2501,9	2354,7									
2	2501,9	1213,0									
3	2501,9	816,9	800,6								
4	2501,9	615,8	1213,0	–							
5	2501,9	494,2	488,2	482,3	–						
6	2501,9	412,7	816,9	1213,0	800,6	–					
7	2501,9	354,2	351,1	348,1	345,1	–	–				
8	2501,9	310,3	615,8	305,6	1213,0	301,0	–	–			
9	2501,9	276,1	274,2	816,9	270,5	268,7	800,6	–	–		
10	2501,9	248,6	494,2	245,6	488,2	1213,0	482,3	–	–	–	
11	2501,9	226,2	224,9	223,6	222,4	221,2	219,9	218,7	–	–	–
12	2501,9	207,4	412,7	615,8	816,9	203,2	1213,0	201,2	800,6	–	–
13	2501,9	191,5	190,6	189,7	188,8	187,9	187,1	186,2	185,3	–	–
14	2501,9	177,9	354,2	176,3	351,1	174,8	348,1	1213,0	345,1	171,8	–
15	2501,9	166,1	165,4	494,2	164,1	816,9	488,2	162,1	161,4	482,3	800,6

Исследование полноты покрытия поверхности Земли. В работе [12] приведена теорема о полном покрытии, согласно которой для того чтобы орбита с периодом кратности N и индексом m была орбитой полного покрытия, необходимо и достаточно, чтобы ширина $b_э$ полосы обзора КА, измеренная вдоль экватора, удовлетворяла условию $b_э \geq c$, причем полное покрытие будет осуществлено за время, не превосходящее период кратности N.

Поскольку плоскость орбиты и плоскость экватора пересекаются под углом, соответствующим наклонению орбиты i, ширина $b_э$ полосы

обзора, измеренная вдоль экватора, связана с фактической шириной полосы обзора b соотношением

$$b = b_э \sin i.$$

Таким образом, условие полноты покрытия преобразуется в неравенство

$$\frac{b}{\sin i} \geq c.$$

Ширина полосы обзора b определяется высотой орбиты космического аппарата $h_{орб}$ и одним из двух задаваемых углов — либо надирным углом η, характеризующим способность КА разворачиваться по углу крена, либо углом δ, определяющим высоту КА над местным горизонтом у границы полосы обзора (рис. 2).

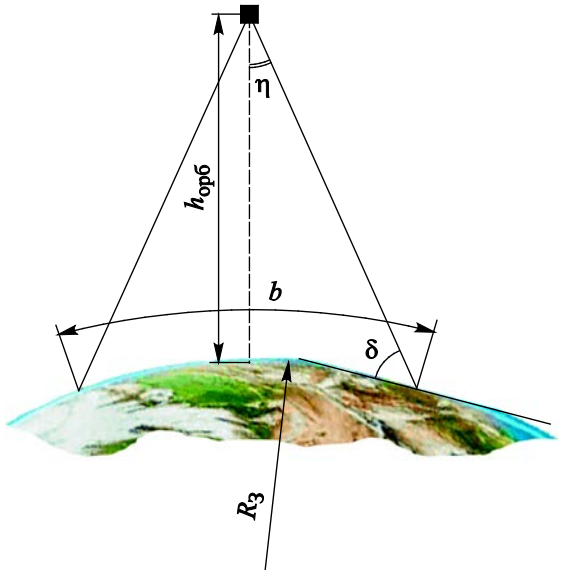


Рис. 2. Полоса обзора с космического аппарата

Для аппаратов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) особенно актуально ограничение на минимальное допустимое значение δ_{min}, поскольку при малом значении этого угла существенно снижается качество изображения на границе полосы обзора. В таком случае максимально реализуемое значение ширины полосы обзора рассчитывается по формуле

$$b_{max} = 2R_З \left(\frac{\pi}{2} - \delta_{min} - \arcsin\left(\frac{R_З}{R_З + h_{орб}} \cos\delta_{min} \right) \right).$$

Если принять ограничение $\delta_{\min} = 50°$, то для рассматриваемых ССО с заданной кратностью и индексом, определяющими их высоту и наклонение, могут быть найдены максимально реализуемые значения ширины полосы обзора $b_{\max}$, а затем и значения ширины полосы обзора $b_э = b_{\max} / \sin i$ (табл. 4).

Зеленым цветом обозначены ячейки, соответствующие орбитам, для которых выполняется условие $b / \sin i \geq c$, и которые, следовательно, будут за период кратности обеспечивать полное покрытие при принятом ограничении на $\delta_{\min}$.

Таблица 4

Максимальные реализуемые значения ширины полосы обзора $b_э$, км, измеренной вдоль экватора, для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$) при ограничении $\delta_{\min} = 50°$

N	$b_э$, км, при m витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	449,0										
2	449,0	239,8									
3	449,0	309,6	170,0								
4	449,0	344,4	239,8	–							
5	449,0	365,3	281,7	197,9	–						
6	449,0	379,3	309,6	239,8	170,0	–					
7	449,0	389,3	329,5	269,7	209,9	–	–				
8	449,0	396,7	344,4	292,1	239,8	187,5	–	–			
9	449,0	402,5	356,0	309,6	263,1	216,5	170,0	–	–		
10	449,0	407,2	365,3	323,5	281,7	239,8	197,9	–	–	–	
11	449,0	411,0	373,0	334,9	296,9	258,8	220,8	182,7	–	–	–
12	449,0	414,2	379,3	344,4	309,6	274,7	239,8	204,9	170,0	–	–
13	449,0	416,8	384,7	352,5	320,3	288,1	255,9	223,7	191,5	–	–
14	449,0	419,1	389,3	359,4	329,5	299,6	269,7	239,8	209,9	180,0	–
15	449,0	421,1	393,2	365,3	337,5	309,6	281,7	253,8	225,8	197,9	170,0

Если ужесточить ограничения и потребовать $\delta_{\min} = 60°$, то количество орбит полного покрытия в соответствии с новым условием сократится (табл. 5).

Таким образом, указанные орбиты при заданных ограничениях на величину $\delta_{\min}$ могут обеспечить полное покрытие земной поверхности за период кратности с использованием одного КА. Однако минимальная величина этого периода кратности для ограничений $\delta_{\min} = 50°$

и $\delta_{\min} = 60°$ составляет 7 сут и 9 сут соответственно, что для ряда задач, связанных с наблюдением поверхности Земли, может оказаться слишком длительным сроком.

Таблица 5

Максимальные реализуемые значения ширины полосы обзора $b_э$, км, измеренной вдоль экватора, для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$) при ограничении $\delta_{\min} = 60°$

N	$b_э$, км, при m витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	311,3										
2	311,3	165,7									
3	311,3	214,1	117,3								
4	311,3	238,4	165,7	–							
5	311,3	252,9	194,7	136,7	–						
6	311,3	262,6	214,1	165,7	117,3	–					
7	311,3	269,6	228,0	186,4	144,9	–	–				
8	311,3	274,8	238,4	202,0	165,7	129,4	–	–			
9	311,3	278,8	246,5	214,1	181,8	149,5	117,3	–	–		
10	311,3	282,1	252,9	223,8	194,7	165,7	136,7	–	–	–	
11	311,3	284,7	258,2	231,7	205,3	178,9	152,5	126,1	–	–	–
12	311,3	286,9	262,6	238,4	214,1	189,9	165,7	141,5	117,3	–	–
13	311,3	288,8	266,4	244,0	221,6	199,2	176,8	154,5	132,2	–	–
14	311,3	290,4	269,6	248,8	228,0	207,2	186,4	165,7	144,9	124,2	–
15	311,3	291,8	272,4	252,9	233,5	214,1	194,7	175,4	156,0	136,7	117,3

Построение группировки. Итак, выше были определены орбиты, для которых при заданных условиях наблюдения, т. е. при минимальной величине угла $\delta_{\min}$, выполняется условие $b_э = \dfrac{b}{\sin i} \geq c$, т. е. ширина $b_э$ полосы обзора, измеренная вдоль экватора, равна или больше расстояния c между соседними узлами. В этом случае обеспечивается полнота покрытия всей поверхности Земли после прохождения спутником всех узлов кратной орбиты за период кратности.

Как было отмечено ранее, минимальный период кратности, при котором в семействе орбит 16-виткового класса может обеспечиваться полнота покрытия при ограничении $\delta_{\min} = 50°$, составляет $N = 7$ сут, а при ограничении $\delta_{\min} = 60°$ этот период — $N = 9$ сут. Для многих задач, связанных с наблюдением поверхности Земли из космоса, такие значения слишком велики.

В этом случае повысить оперативность получения данных можно путем развертывания группировки спутников. Пусть требуется обеспечить периодичность покрытия, равную 1 сут. Тогда, если сохраняются условия на ограничение $\delta_{\min}$, необходимое число спутников будет определяться отношением расстояния между двумя *последовательными* (!) узлами и шириной полосы обзора, измеренной вдоль экватора. Математически это можно представить выражением

$$n_{\text{КА}}^{1\text{ сут}} = \left\lceil \frac{c_{\text{посл}}}{b_{\text{э}}} \right\rceil,$$

где $c_{\text{посл}}$ — расстояние между последовательными узлами, измеренное вдоль экватора, символ «$\lceil\ \rceil$» означает «округление вверх до целого».

Для $c_{\text{посл}}$ будет справедливо выражение [12]:

$$c_{\text{посл}} = \frac{2\pi R_{\text{З}}}{n_{\text{пс}} + \dfrac{m}{N}}.$$

Таким образом, можно определить число спутников, которые, находясь на одной орбите на некотором угловом расстоянии друг от друга, обеспечат при прохождении узла орбиты «стыковку» своих полос обзора и полное перекрытие ими расстояния между двумя последовательными узлами. Результаты расчетов показаны на рис. 3 и 4.

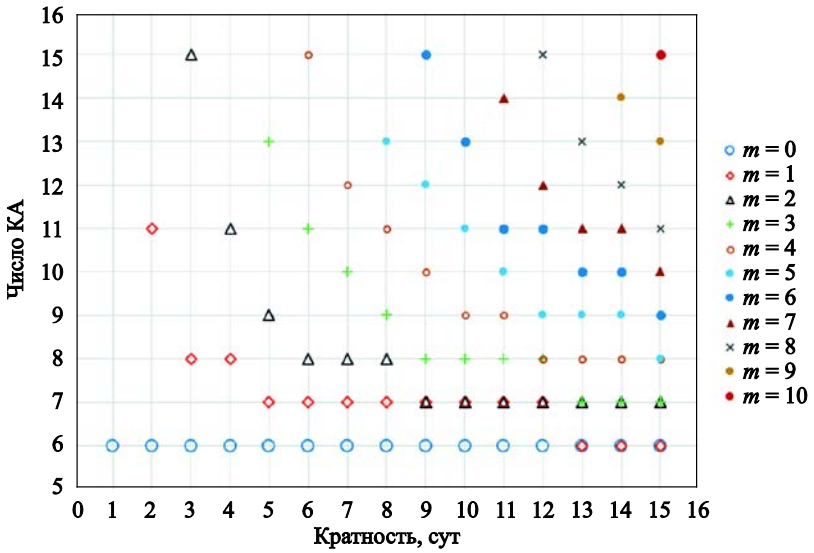


Рис. 3. Число космических аппаратов $n_{\text{КА}}^{1\text{ сут}}$, необходимых для обеспечения суточного покрытия поверхности Земли для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{\text{пс}} = 16$) при ограничении $\delta_{\min} = 50°$

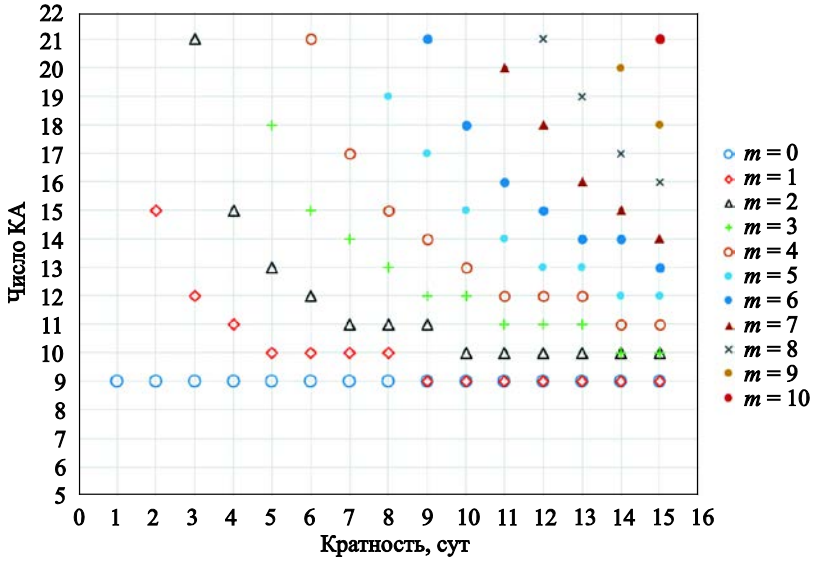


Рис. 4. Число космических аппаратов $n_{\text{КА}}^{1\text{ сут}}$, необходимых для обеспечения суточного покрытия поверхности Земли для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{\text{пс}} = 16$) при ограничении $\delta_{\min} = 60°$

Наименьшее число КА соответствует орбите суточной кратности с нулевым индексом ($N = 1,\ m = 0$).

Исследование полноты покрытия поверхности Земли в заданном широтном диапазоне. Возможно, что более актуальной задачей при создании сверхнизкоорбитальной группировки станет обеспечение быстрого и полного покрытия не всей поверхности земного шара, а только районов, расположенных в сфере интереса. Так, для России актуально оперативное обеспечение обзора участка земной поверхности с широтами выше 40°. Исследование покрытия поверхности Земли в заданном широтном диапазоне осуществляется по методике, аналогичной той, которая применялась для исследования полного покрытия, но с тем отличием, что вместо расстояния между узлами витков орбиты, измеренному вдоль экватора, необходимо брать расстояние между точками пересечения трассы спутника и параллели с заданной широтой φ.

В этом случае расстояние между такими последовательными точками будет определяться так:

$$c_{\text{посл. }\varphi} = \frac{2\pi R_3 \cos\varphi}{n_{\text{пс}} + \dfrac{m}{N}},\ \text{км},$$

а между соседними точками выражением

$$c_{\varphi} = \frac{2\pi R_{З} \cos\varphi}{n_{пс} N + m}, \text{ км.}$$

Вместо наклонения орбиты i при расчетах также необходимо использовать угол пересечения трассы спутника с параллелью заданной широты φ. Для его определения можно воспользоваться прямоугольным сферическим треугольником (рис. 5), для которого выполняется соотношение

$$\cos(\pi - i) = \cos\varphi \sin\alpha.$$

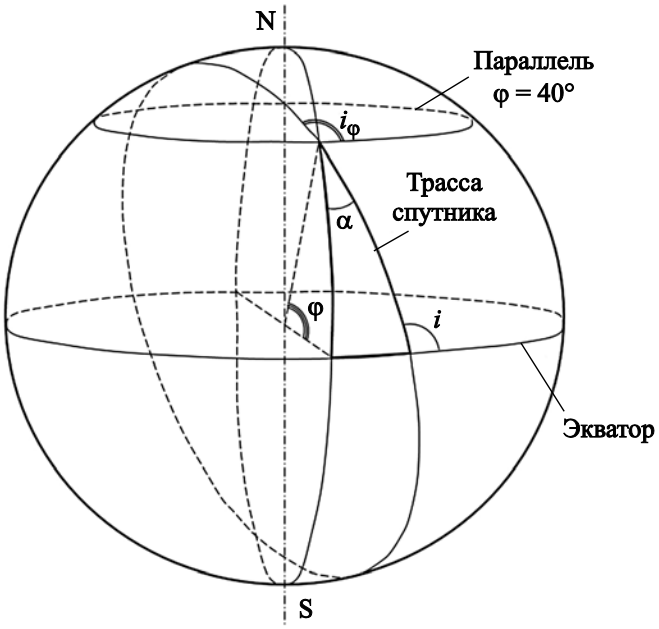


Рис. 5. Схема взаимного расположения трассы спутника и пересекаемой параллели

Поскольку $i_{\varphi} = \frac{\pi}{2} + \alpha,$ искомый угол для орбиты заданного наклонения будет определяться таким образом:

$$i_{\varphi} = \frac{\pi}{2} + \arcsin\left(-\frac{\cos i}{\cos\varphi}\right).$$

Результаты расчета расстояний между соседними точками пересечения трассы кратных орбит с параллелью широтой $\varphi = 40^{o}$ приведены в табл. 6.

Таблица 6

Расстояние c_φ между соседними точками пересечения трассы кратных орбит ($n_{пс} = 16$) с параллелью широтой $\varphi = 40°$

N	c_φ, км, при m витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	1916,6	1803,8									
2	1916,6	929,2									
3	1916,6	625,8	613,3								
4	1916,6	471,8	929,2	–							
5	1916,6	378,6	374,0	369,5	–						
6	1916,6	316,1	625,8	929,2	613,3	–					
7	1916,6	271,4	269,0	266,7	264,4	–	–				
8	1916,6	237,7	471,8	234,1	929,2	230,6	–	–			
9	1916,6	211,5	210,0	625,8	207,2	205,8	613,3	–	–		
10	1916,6	190,5	378,6	188,1	374,0	929,2	369,5	–	–	–	
11	1916,6	173,2	172,3	171,3	170,4	169,4	168,5	167,6	–	–	–
12	1916,6	158,9	316,1	471,8	625,8	155,7	929,2	154,1	613,3	–	–
13	1916,6	146,7	146,0	145,3	144,6	144,0	143,3	142,6	142,0	–	–
14	1916,6	136,3	271,4	135,1	269,0	133,9	266,7	929,2	264,4	131,6	–
15	1916,6	127,2	126,7	378,6	125,7	625,8	374,0	124,1	123,6	369,5	613,3

Ширина полосы обзора, измеренная вдоль параллели заданной широты b_φ, будет определяться из соотношения $b_\varphi = b_{\max} / \sin i_\varphi$. Результаты расчета для широты $\varphi = 40°$ при ограничениях $\delta_{\min} = 50°$ и $\delta_{\min} = 60°$ приведены в табл. 7 и 8 соответственно. В этих таблицах, подобно табл. 4 и 5, зеленым цветом обозначены ячейки, соответствующие орбитам, для которых условие $b_\varphi \geq c_\varphi$ выполняется. Следовательно, эти орбиты будут за период кратности обеспечивать полное покрытие зоны земной поверхности, расположенной выше широты $\varphi = 40°$, одним КА при принятом ограничении на $\delta_{\min}$.

Анализ данных из табл. 4 и 7, а также из табл. 5 и 8 показывает, что минимальный период кратности орбиты, обеспечивающей полное покрытие заданной зоны, по сравнению с минимальным периодом кратности орбиты, обеспечивающей полное покрытие всей земной поверхности, сократился всего на 1 сут. Иными словами, для достижения более оперативной частоты покрытия и в этом случае необходимо увеличивать число КА. Для определения их потребного числа следует применить соотношение $n_{КА}^{1\,сут} = \left\lceil c_{посл\,\varphi} / b_\varphi \right\rceil$. Результаты для ограничений $\delta_{\min} = 50°$ и $\delta_{\min} = 60°$ показаны на рис. 6 и 7 соответственно.

Таблица 7

Ширина полосы обзора b_φ, км, для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$) при ограничении $\delta_{min} = 50°$, измеренная вдоль параллели на широте $\varphi = 40°$

N	b_φ, км, при *m* витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	451,1										
2	451,1	240,8									
3	451,1	310,9	170,7								
4	451,1	345,9	240,8	–							
5	451,1	367,0	282,8	198,7	–						
6	451,1	381,0	310,9	240,8	170,7	–					
7	451,1	391,0	330,9	270,8	210,7	–	–				
8	451,1	398,5	345,9	293,4	240,8	188,2	–	–			
9	451,1	404,4	357,6	310,9	264,1	217,4	170,7	–	–		
10	451,1	409,0	367,0	324,9	282,8	240,8	198,7	–	–	–	
11	451,1	412,9	374,6	336,4	298,1	259,9	221,7	183,4	–	–	–
12	451,1	416,1	381,0	345,9	310,9	275,8	240,8	205,7	170,7	–	–
13	451,1	418,8	386,4	354,0	321,7	289,3	257,0	224,6	192,2	–	–
14	451,1	421,1	391,0	361,0	330,9	300,9	270,8	240,8	210,7	180,7	–
15	451,1	423,1	395,0	367,0	338,9	310,9	282,8	254,8	226,8	198,7	170,7

Таблица 8

Ширина полосы обзора b_φ, км для кратных солнечно-синхронных орбит ($n_{пс} = 16$) при ограничении $\delta_{min} = 60°$, измеренная вдоль параллели на широте $\varphi = 40°$

N	b_φ, км, при *m* витков										
	0	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
1	312,7										
2	312,7	166,3									
3	312,7	215,0	117,8								
4	312,7	239,4	166,3	–							
5	312,7	254,1	195,5	137,2	–						
6	312,7	263,8	215,0	166,3	117,8	–					
7	312,7	270,8	229,0	187,2	145,5	–	–				
8	312,7	276,0	239,4	202,8	166,3	129,9	–	–			
9	312,7	280,1	247,5	215,0	182,6	150,1	117,8	–	–		
10	312,7	283,4	254,1	224,8	195,5	166,3	137,2	–	–	–	
11	312,7	286,0	259,4	232,8	206,2	179,6	153,1	126,6	–	–	–
12	312,7	288,3	263,8	239,4	215,0	190,7	166,3	142,0	117,8	–	–
13	312,7	290,1	267,6	245,0	222,5	200,0	177,6	155,1	132,7	–	–
14	312,7	291,8	270,8	249,9	229,0	208,1	187,2	166,3	145,5	124,7	–
15	312,7	293,2	273,6	254,1	234,5	215,0	195,5	176,1	156,6	137,2	117,8

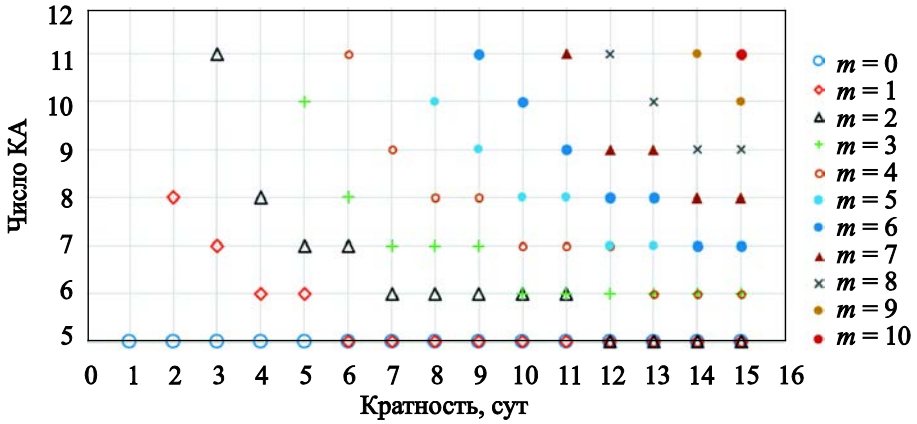


Рис. 6. Число КА, необходимых для обеспечения суточного покрытия зоны земной поверхности выше широты $\varphi = 40°$ для кратных солнечно-синхронных орбит $(n_{пс} = 16)$ при ограничении $\delta_{min} = 50°$

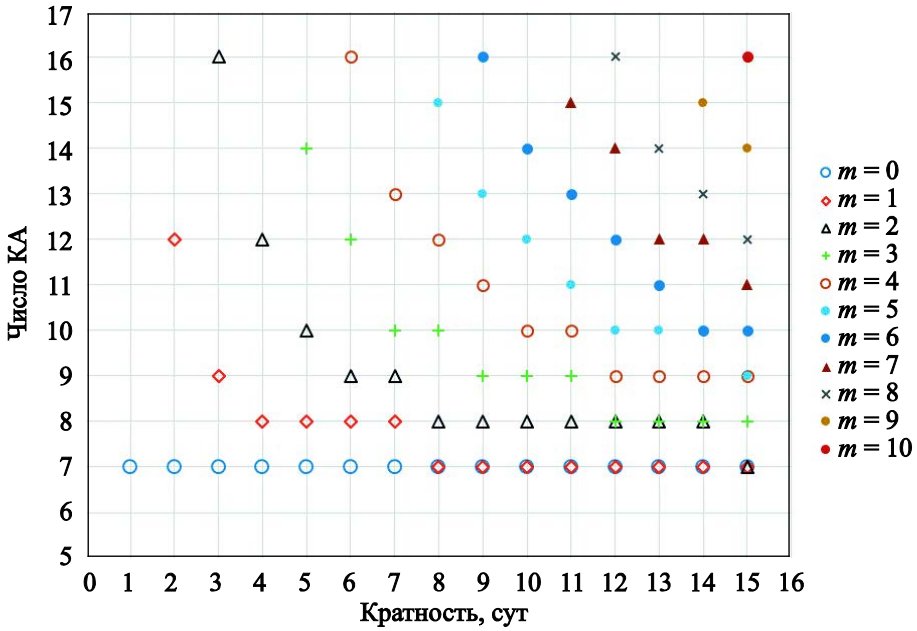


Рис. 7. Число КА, необходимых для обеспечения суточного покрытия зоны земной поверхности выше широты $\varphi = 40°$ для кратных солнечно-синхронных орбит $(n_{пс} = 16)$ при ограничении $\delta_{min} = 60°$

При сравнении рис. 3 и 6, а также рис. 4 и 7 видно, что в первом случае $(\delta_{min} = 50°)$ число КА, необходимых для достижения суточного полного покрытия, уменьшается на 1, во втором случае $(\delta_{min} = 60°)$ — на 2. Следовательно, сокращение требуемой зоны полного покрытия до участков с широтой выше $\varphi = 40°$ не приводит к радикальному

упрощению группировки. В то же время для обеспечения суточного полного покрытия приполярных областей (выше $\varphi = 60°$) при условии δ_{min}=50° потребуется группировка из трех КА, а при условии $\delta_{min} = 60°$ — из четырех. При этом вне зоны обзора с обеспечением заданных требований по δ_{min} оказывается приполярная область выше ~86°. Угол возвышения КА над точками географических полюсов будет составлять в наилучшем случае ~17°.

Заключение. Проведен анализ распределения по высотам и наклонениям кратных солнечно-синхронных орбит 16-виткового класса с периодом кратности до 15. Определены орбиты, обеспечивающие полноту покрытия поверхности Земли одним космическим аппаратом при заданных ограничениях на его угловую высоту над горизонтом у границы полосы обзора. Предложен выбор численности орбитальной группировки для обеспечения полного покрытия поверхности Земли за период в 1 сутки. Показано, что переход от требования обеспечения полного покрытия поверхности всей Земли к требованию обеспечения полного покрытия широт, включающих в себя территорию России, не приводит к радикальному сокращению спутниковой группировки. В то же время для обеспечения полного покрытия только приполярных областей можно обойтись группировкой КА вдвое меньшей численности. Результаты исследований могут быть применены в процессе проектирования сверхнизкоорбитальных аппаратов и спутниковых группировок для решения задач, связанных с наблюдением поверхности Земли.

ЛИТЕРАТУРА

[1] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., et al. The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Missions. *Progress in Aerospace Science*, 2020, vol. 117, paper 100619. DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100619

[2] Clausen I., Miller E.A. *Intelligence Revolution 1960: Retrieving the Corona Imagery that Helped Win the Cold War*. Centre for the Study of National Reconnaissance, Chantilly, VA, 2012. ISBN 9781937219024

[3] Обухов А.М., Ковтуненко В.М., отв. ред. *Космическая стрела: Оптические исследования атмосферы: Сб. статей*. Москва, Наука, 1974, 326 с.

[4] Drinkwater M.R., Floberghagen R., Haagmans R., Muzi D., Popescu A. GOCE: ESA's first Earth Explorer Core mission. In: Beutler G.B., Drinkwater M.R., Rummel R., von Steiger R., eds. *Earth Gravity Field from Space — from Sensors to Earth Sciences*. Dordrecht, Netherlands, Kluwer Academic Publishers, 2003, vol. 18, pp. 419–432 (the Space Sciences Series of ISSI). ISBN 1-4020-1408-2

[5] SLATS : Super Low Altitude Test Satellite. *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*. URL: https://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat37.pdf (дата обращения: 25.11.2025).

[6] Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) TSUBAME has set a GUINESS WORLD RECORDS(R). *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*. URL: https://global.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a.html (дата обращения: 25.11.2025).

[7] Hills R., Mellor S., Walsh J., Dunphy R., Pablo Ramos J., Kohl S., Deckert A. Skimsat: a small-satellite platform exploiting very low-Earth orbit (VLEO): in-orbit demonstrator mission update. *Proc. SPIE 13546, Small Satellites Systems and Services Symposium (4S 2024)*, 135463L (20 March 2025). https://doi.org/10.1117/12.3062657

[8] A New Breed of Satellite. *Redwire.* URL: https://rdw.com/capabilities/sabresat/ (дата обращения: 25.11.2025).

[9] Virgili Llop J., Roberts P.C., Hao Z., Ramio Tomas L., Beauplet V. Very Low Earth Orbit mission concepts for Earth Observation: Bene_ts and challenges. In: *12th Reinventing Space Conference*. London, UK, 2014.

[10] Spektor R., Jones K.L. *A breath of fresh air: air-scooping electric propulsion in very low Earth orbit*. Cent Space Policy Strateg., 2021. URL: https://csps.aerospace.org/sites/default/files/2021-08/ Spektor-Jones_AirBreathing_20210318.pdf (дата обращения: 25.11.2025).

[11] Chan Yuk Chi, Indraji Ushantha Wanigaratne, David Dubinsky. How low can you go: advocating very low earth orbit as the next frontier for satellite operations. *8th European Conference on Space Debris.* URL: https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc8/paper/109/ SDC8-paper109.pdf (дата обращения: 25.11.2025).

[12] Чернов А.А., Чернявский Г.М. *Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения*. Москва, Радио и связь, 2004, 200 с.

Статья поступила в редакцию 31.03.2026

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Соболев И.А. Исследование возможности использования кратных орбит шестнадцативиткового класса в интересах наблюдения поверхности Земли. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2026, вып. 10. EDN UQHNJM

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

Feasibility Study of Using Multiple Orbits of the Sixteen-Turn Class for Earth Surface Observation

© I.A. Sobolev

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

The determination of the main characteristics of the currently underused "sixteen-turn" class of orbits is considered; attention to these orbits is becoming more relevant as interest in very low Earth orbit spacecraft grows. The distribution of multiple Sun-synchronous orbits located in the altitude range from 100 to 300 km by altitudes and inclinations is shown. The conditions for achieving complete coverage of the Earth's surface by a single spacecraft over the repetition period are analyzed. The number of spacecraft in a given orbit required to provide operational coverage of the Earth's surface within a period of one day is determined. It is shown that the transition from the requirement of ensuring complete coverage of the Earth's surface to the requirement of ensuring complete coverage of latitudes including the territory of Russia does not lead to a radical reduction in the size of the satellite constellation. Numerical results of the studies are presented.

Keywords: *low-orbit spacecraft, satellite constellations, Earth remote sensing, very low orbit, orbit repetition, surface coverage*

REFERENCES

[1] Crisp N.H., Roberts P.C.E., Livadiotti S., et al. The Benefits of Very Low Earth Orbit for Earth Observation Missions. *Progress in Aerospace Sciences*, 2020, vol. 117, art. no. 100619. DOI: 10.1016/j.paerosci.2020.100619

[2] Clausen I., Miller E.A., eds. *Intelligence Revolution 1960: Retrieving the Corona Imagery that Helped Win the Cold War*. Chantilly, VA, Center for the Study of National Reconnaissance, 2012, 240 p. ISBN 9781937219024

[3] Obukhov A.M., Kovtunenko V.M., eds. *Kosmicheskaya strela: Opticheskie issledovaniya atmosfery: Sbornik statey* [Space Arrow: Optical Studies of the Atmosphere: Collection of Articles]. Moscow, Nauka Publ., 1974, 326 p.

[4] Drinkwater M.R., Floberghagen R., Haagmans R., Muzi D., Popescu A. GOCE: ESA's First Earth Explorer Core Mission. In: Beutler G.B., Drinkwater M.R., Rummel R., von Steiger R., eds. *Earth Gravity Field from Space — from Sensors to Earth Sciences*. Dordrecht, Netherlands, Kluwer Academic Publishers, 2003, vol. 18, pp. 419–432 (Space Sciences Series of ISSI). ISBN 1-4020-1408-2

[5] SLATS: Super Low Altitude Test Satellite. *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*. Available at: https://global.jaxa.jp/activity/pr/brochure/files/sat37.pdf (accessed November 25, 2025).

[6] Super Low Altitude Test Satellite (SLATS) "TSUBAME" has set a GUINNESS WORLD RECORDS(R). *Japan Aerospace Exploration Agency (JAXA)*. Available at: https://global.jaxa.jp/press/2019/12/20191224a.html (accessed November 25, 2025).

[7] Hills R., Mellor S., Walsh J., Dunphy R., Pablo Ramos J., Kohl S., Deckert A. Skimsat: a small-satellite platform exploiting Very Low-Earth Orbit (VLEO): in-orbit demonstrator mission update. In: *Proc. SPIE 13546, Small Satellites Systems and Services Symposium (4S 2024)*, 135463L (March 20, 2025). https://doi.org/10.1117/12.3062657

[8] A New Breed of Satellite. *Redwire*. Available at: https://rdw.com/capabilities/sabresat/ (accessed November 25, 2025).
[9] Virgili Llop J., Roberts P.C., Hao Z., Ramio Tomas L., Beauplet V. Very Low Earth Orbit Mission Concepts for Earth Observation: Benefits and Challenges. In: *12th Reinventing Space Conference*. London, UK, 2014.
[10] Spektor R., Jones K.L. *A Breath of Fresh Air: Air-Scooping Electric Propulsion in Very Low Earth Orbit*. Cent Space Policy Strateg, 2021. Available at: https://csps.aerospace.org/sites/default/files/2021-08/ Spektor-Jones_AirBreathing_20210318.pdf (accessed November 25, 2025).
[11] Chan Yuk Chi, Indraji Ushantha Wanigaratne, David Dubinsky. How Low Can You Go: Advocating Very Low Earth Orbit as the Next Frontier for Satellite Operations. In: *8th European Conference on Space Debris*. Available at: https://conference.sdo.esoc.esa.int/proceedings/sdc8/paper/109/ SDC8-paper109.pdf (accessed November 25, 2025).
[12] Chernov A.A., Chernyavskiy G.M. *Orbity sputnikov distantsionnogo zondirovaniya Zemli. Lektsii i uprazhneniya* [Orbits of Earth Remote Sensing Satellites. Lectures and Exercises]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 2004, 200 p.

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