

## МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОБОСНОВАНИЮ ТРЕБОВАНИЙ К БАЛЛИСТИЧЕСКОМУ ПОСТРОЕНИЮ МНОГОСПУТНИКОВОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А. С. Жамков, В. И. Мясников, А. В. Савченко

*Приводятся результаты аналитических и численных расчетов по определению требований, предъявляемых к орбитальному сегменту многоспутниковой системы, на примере системы «Грифон». Расчеты выполнены исходя из принципа достижения максимальной периодичности мониторинга выделенной территории заданным количеством космических аппаратов. Рассмотрено изменение требований, предъявляемых к орбитальным элементам космических аппаратов в процессе развертывания орбитальной группировки, и выбран наиболее подходящий вариант орбитального построения с учетом технических характеристик космического аппарата.*

**Ключевые слова:** многоспутниковая система, орбитальная группировка, малый космический аппарат, полоса захвата, периодичность наблюдения.

### Введение

Информационные многоспутниковые системы (ИМС) создаются для предоставления пользователям продуктов и геоаналитических сервисов на основе данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), получаемых в потоковом режиме с космической системы (КС) глобального мониторинга Земли, входящей в состав ИМС. Ключевым элементом таких ИМС является орбитальный сегмент.

Баллистическая структура орбитального сегмента должна соответствовать условию сплошного покрытия полосами съемки (обзора или захвата) в обзорном режиме заданной территории в определенный интервал времени. Этот интервал времени должен сокращаться по мере развертывания орбитальной группировки (ОГ) до полного состава. По результатам потоковой обработки и анализа последовательных временных слоев обзорной съемки выявляются значимые изменения и формируются целеуказания по районам интереса для выдачи космическим средствам, производящим их съемку в высокоточном режиме или других спектральных диапазонах, для выявления причин и контроля этих изменений. Для повышения уровня автоматизации обработки целесообразно последовательные съемки проводить в возможно близких условиях наблюдения, с солнечно-синхронной орбиты.

В настоящей работе будут исследованы различные варианты конфигураций орбитального сегмента для выполнения целевых задач, стоящих перед ИМС, построенных на малых космических аппаратах (МКА) ДЗЗ типа «Зоркий-2М» [1] и «Грифон» [2].

Система разворачивается в два этапа – первые 4 экспериментальных МКА, а затем 132 основных. В настоящей статье не рассматриваются экспериментальные МКА, поэтому разворачивание орбитального сегмента моделируется последовательными запусками в три этапа выводом по 44 МКА типа куб-

сат форм-фактора 16U в каждую плоскость. Итого ОГ ИМС полного состава должна насчитывать 132 МКА.

### 1. Анализ исходных данных

К орбитальному сегменту ИМС предъявляются следующие требования:

- приоритетная зона интереса – территория Российской Федерации (РФ);
- минимизация периода обновления результатов съемки по всей территории РФ при полном составе ОГ;
- обеспечение возможности масштабирования состава ОГ до 132-х и более МКА с улучшенными потребительскими характеристиками;
- средняя высота орбиты МКА составляет 500 км (зачетные условия), при этом рассматривается диапазон высот орбиты от 480 до 520 км;
- 132 МКА расположены в трех орбитальных плоскостях по 44 МКА;
- разнесение плоскостей по долготе восходящего узла составляет 5°;
- разнесение МКА в каждой плоскости по аргументу широты равномерное;
- режим съемки – в надир, без поворота МКА по крену и тангажу и тангажного замедления.

Анализируя имеющиеся исходные данные, касающиеся орбитального сегмента ИМС можно заключить следующее. Поскольку приоритетной зоной интереса является территория РФ, то построение орбитального сегмента будет основываться на обеспечении целевых характеристик системы в диапазоне широт от 42° до 75° с. ш.

Минимальный угол высоты Солнца при проведении съемки составляет 10°, что означает максимально возможную широту наблюдения  $\approx 56,5^\circ$  с. ш. в день зимнего солнцестояния. Таким образом, в зимнее время более половины территории РФ будет недоступно для наблюдения. Отсюда требование по периодичности наблюдения любой точки

интереса на территории РФ от 24 часов в любое время года заведомо невыполнимое.

Необходимо также отметить, что на предполагаемой зачетной высоте 500 км МКА успеет сделать 15 витков за сутки, это означает, что в случае равномерного распределения 132 МКА на орбите, снимающих друг за другом, за 1 сутки угловое расстояние между соседними подспутниковыми трассами в проекцию на поверхность Земли составит  $\approx 0,18^\circ$ . Отсюда получим, что за 24 часа на широте  $+42^\circ$  между соседними подспутниковыми трассами расстояние составит  $\approx 14,9$  км, что превышает полосу захвата МКА, равную 12 км, на данной высоте. Следовательно, наименьшая возможная периодичность наблюдения объекта на территории РФ заданной группировкой составляет 48 часов, под которую и будет проектироваться ОГ ИМС.

Съемка территории РФ должна выполняться на восходящем витке в целях возможности сброса отснятой информации на полярные наземные станции приема целевой информации.

## 2. Математическое моделирование

Исследование базируется на аналитических и численных выкладках. Численное моделирование выполнено с помощью программного обеспечения (ПО), разрабатываемого сотрудниками АО «ЦНИИмаш», которое позволяет проводить численное интегрирование движения МКА из состава ИМС с учетом всевозможных факторов гравитационного и негравитационного характера: несферичность гравитационного поля Земли [3], притяжение Луны и Солнца [4], воздействие атмосферы [5]. В целях валидации некоторые результаты моделирования будут также сравнены с ПО разработки NASA GMAT (General Mission Analysis Tool) [6], находящимся в открытом доступе и позволяющим также проводить полномасштабное численное моделирование ОГ МКА.

Структурная схема математической модели, на основе которой построено ПО, разработанное сотрудниками АО «ЦНИИмаш», представлена на рис. 1.

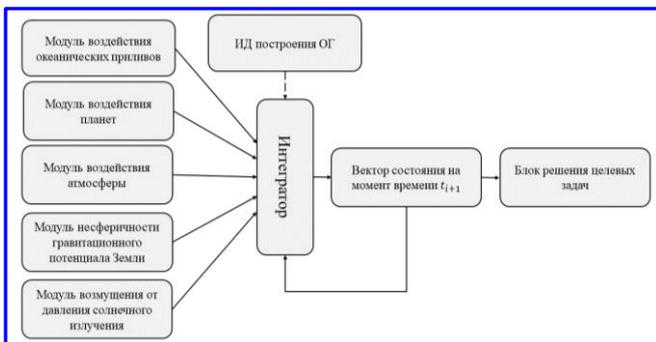


Рис. 1. Структурная схема математической модели

Модель включает в себя модули учета воздействий, влияющих на движение МКА. Входными данными являются структурированные исходные данные построения ОГ. Основным элементом модели является интегратор, вычисляющий вектор состояния моделируемой системы в каждый момент времени с заранее заданным шагом. Результаты, полученные при работе интегратора, передаются в блок решения целевых задач, формирующий оценку периодичности, изменения полосы захвата от широты и т. д.

Перед проведением численного моделирования были выполнены аналитические расчеты, позволяющие оценить периодичность наблюдения объектов на территории РФ для полного состава ОГ МКА «Грифон», а также для первого этапа развертывания ОГ в количестве 44 МКА. Кроме этого, аналитические выкладки позволяют оценить правильность проведенного последующего численного моделирования.

При проведении аналитических расчетов использовались следующие выражения.

Радиус Земли в точке на геоцентрической широте  $\varphi$  с учетом сжатия Земли [7]:

$$r = \frac{b}{\sqrt{1 - e^2 \cos^2 \varphi}}, \quad (1)$$

где  $e = \sqrt{1 - \frac{b^2}{R_{ref}^2}}$ ;  $b = 6356,8$  км – полярный радиус Земли;  $R_{ref} = 6378,136$  км – средний экваториальный радиус Земли.

Расстояние точки поверхности Земли на широте  $\varphi$  от оси вращения Земли:

$$r_\varphi = r \cos \varphi. \quad (2)$$

Длина 1 градуса дуги на широте  $\varphi$ :

$$deg_\varphi = \frac{r_\varphi \pi}{180}. \quad (3)$$

Драконический период обращения МКА (далее – период) [8]:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \left( 1 - 3/2 J_2 \left( \frac{R_{ref}}{a} \right)^2 (4 \cos^2 i - 1) \right), \quad (4)$$

где  $a$  – большая полуось орбиты МКА;  $\mu = 398600,4418$  км<sup>3</sup>/с<sup>2</sup> – гравитационный параметр Земли;  $J_2$  – вторая нормированная зональная гармоника геопотенциала;  $i$  – наклонение орбиты МКА.

Угловая скорость прецессии долготы восходящего узла:

$$\dot{\Omega} = \frac{3}{2} J_2 \frac{n}{(1-e^2)^2} \frac{R_{ref}^2}{a^2} \cos i, \quad (5)$$

где  $n = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}}$ ;  $e$  – эксцентриситет орбиты;  $i$  – наклонение орбиты.

Наклонение солнечно-синхронной орбиты:

$$i = \arccos \left( - \left( \frac{a}{12352 \text{ км}} \right)^{7/2} \right). \quad (6)$$

Высота орбиты, под которой понимается высота над средним экваториальным радиусом Земли:

$$H = a - R_{ref}. \quad (7)$$

Межвитковый сдвиг трассы:

$$\Delta\lambda = (\Omega - \dot{\Omega})T, \quad (8)$$

где  $\Omega = 7,292 \times 10^{-5}$  рад/с – угловая скорость вращения Земли.

Суточный сдвиг трассы, рад, (положительное направление – на запад):

$$\Delta\lambda_{\text{сут}} = \left( 16 - \frac{86400}{T} \right) (\Omega - \dot{\Omega})T. \quad (9)$$

Межтрассовое расстояние в ОГ МКА за одни сутки:

$$\Delta\lambda_{\text{ОГ}} = \frac{2\pi}{N_{\text{КА}} N_{\text{об}}}, \quad (10)$$

где  $N_{\text{КА}}$  – количество МКА в группировке;  $N_{\text{об}}$  – количество целых оборотов МКА в сутки (в рамках данной задачи  $N_{\text{об}} = 15$ ).

Максимальное непокрытое межтрассовое расстояние в ОГ МКА спустя двое суток:

$$\Delta\lambda_{\text{max}} = \left( 1 - \text{abs} \left( \frac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{сут}}}{\Delta\lambda_{\text{ОГ}}} - \text{int} \left( \frac{\Delta\lambda - \Delta\lambda_{\text{сут}}}{\Delta\lambda_{\text{ОГ}}} \right) \right) \right) \Delta\lambda_{\text{ОГ}}, \quad (11)$$

где  $\text{int}$  – округление числа;  $\text{abs}$  – модуль числа.

Значение угла рыскания МКА, компенсирующее поперечную составляющую бега изображения в фо-

кальной плоскости ЦА МКА за счет вращения Земли:

$$\text{tg} \Delta\psi = \frac{\sin i \cos u}{\frac{\dot{u}}{\dot{\Omega} - \Omega} + \cos i}, \quad (12)$$

где  $u$  – аргумент широты МКА;  $\dot{u}$  – угловая скорость движения МКА по орбите.

Данная формула получена на основе соотношений, содержащихся в [9]. Ее вывод для более общего случая будет представлен в последующих публикациях авторов.

Отдельно стоит упомянуть определение угла движения МКА по отношению к местному меридиану, поскольку его суммарное значение с углом рыскания определяют проекцию полосы захвата на данной широте. Для того, чтобы определить угол движения МКА по отношению к местному меридиану, необходимо знать вектор скорости МКА в земной (гринвичской) системе координат  $V = \{V_x, V_y, V_z\}$  и его текущие значения долготы и широты ( $\lambda, \varphi$ ). Для этого определяем поворот системы координат:

$$R = R_2(-\varphi)R_3(\lambda) = \begin{pmatrix} \cos \varphi & 0 & \sin \varphi \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \varphi & 0 & \cos \varphi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \lambda & \sin \lambda & 0 \\ -\sin \lambda & \cos \lambda & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{pmatrix}. \quad (13)$$

Этим поворотом мы добиваемся того, что ось  $Z$  становится сонаправленной с местным меридианом, ось  $X$  направлена в зенит, а  $Y$  дополняет систему координат до правой. Применив операцию поворота к вектору скорости  $V$  в земной системе координат, получим, что  $z$ -компонента скорости в новой системе координат по отношению к модулю скорости представляет косинус угла к местному меридиану, отсюда значение угла можно найти как:

$$\Delta i = \arccos \left( \frac{V_z'}{|V|} \right) = \arccos \left( \frac{V_z \cos \varphi - V_y \sin \varphi \sin \lambda - V_x \sin \varphi \cos \lambda}{|V|} \right). \quad (14)$$

Значения  $\Delta\psi$  и  $\Delta i$  ввиду громоздких выкладок и необходимости счета в каждой точке орбиты во время съемки целесообразно делать численно. В случае съемки на восходящем узле орбиты значения  $\Delta\psi$  и  $\Delta i$  складываются, поэтому для величины полосы захвата на заданной широте получим:

$$d_\varphi = \frac{d_H}{\cos(\Delta i + \Delta\psi)}, \quad (15)$$

где  $d_H$  – полоса захвата МКА на заданной высоте.

Рис. 2 поясняет трактовку определения полосы захвата на заданной широте.

Для МКА, находящегося на орбите высотой 500 км, имеющего ЦА с полосой захвата 12 км на данной высоте, получим представленную на рис. 3 зависимость полосы захвата значения широты в рассматриваемом диапазоне.

Оценим возможность ежесуточного наблюдения территории РФ ОГ в составе 132-х МКА. Для этого построим зависимость межтрассового расстояния в ОГ МКА на южной границе РФ  $\Delta\lambda_{ог}$  за одни сутки в зависимости от высоты орбиты (рис. 4).

Сопоставляя рис. 2 и 3, приходим к выводу, что требования к ежесуточной периодичности обновления информации на южной границе РФ не выполняются: образующееся межтрассовое расстояние больше полосы захвата МКА на заданной широте. Определим таким образом, с какой широты будет доступна ежесуточная периодичность обзора.

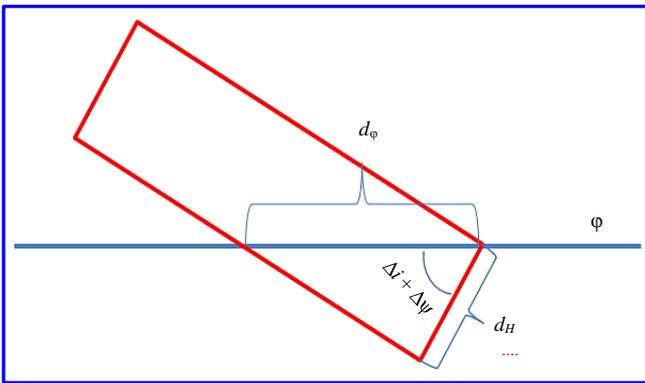


Рис. 2. К определению полосы захвата на заданной широте с учетом наклона орбиты и необходимости доворота целевой аппаратуры малого космического аппарата по рысканью при съемке

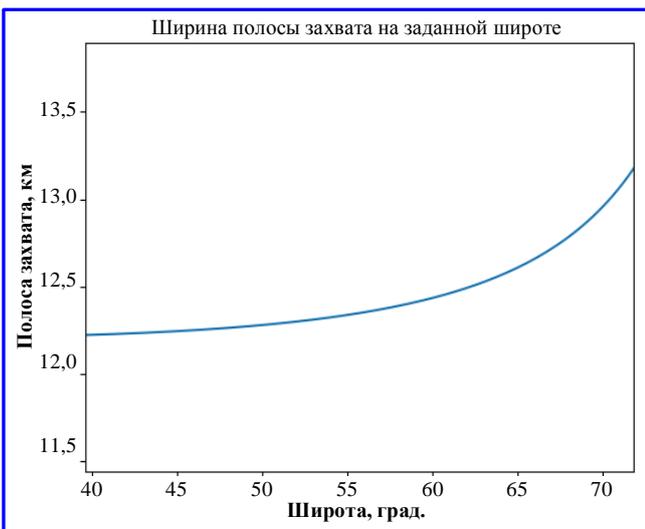


Рис. 3. Ширина полосы захвата на заданной широте при движении малого космического аппарата на высоте 500 км с полосой захвата целевой аппаратуры, равной 12 км

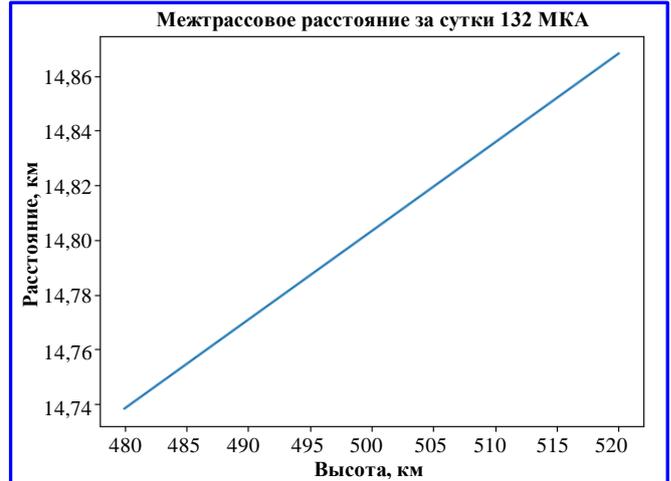


Рис. 4. Межтрассовое расстояние за сутки при орбитальной группировке из 132-х малых космических аппаратов на южной границе Российской Федерации

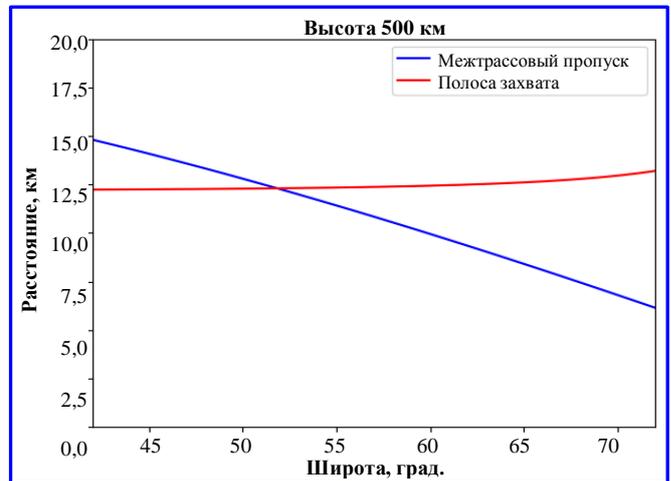


Рис. 5. Определение широты Российской Федерации, начиная с которой будет выполняться условие ежесуточной периодичности обновления информации

На рис. 5 представлена зависимость полосы захвата и межтрассового интервала для различных широт на высоте орбиты МКА 500 км. Условие ежесуточной периодичности обзора выполняется для случая, когда полоса захвата больше межтрассового интервала. Как можно видеть из рис. 4, начиная с широты  $\approx 52^\circ$  с. ш., будет обеспечиваться ежесуточная периодичность обновления информации территории РФ.

В силу того, что группировкой МКА заданного состава не удастся обеспечить ежесуточную периодичность обзора территории РФ, рассмотрим возможности обеспечения периодичности за двое суток. Для этого воспользуемся величиной  $\Delta\lambda_{max}$  – максимального непокрытого межтрассового расстояния в ОГ МКА спустя двое суток.

На рис. 6 представлена зависимость максимального межтрассового пропуска на южной границе

РФ в зависимости от высоты орбиты МКА. Отдельной линией показана полоса захвата МКА на заданной широте ( $42^\circ$  с. ш.). Высоты орбит, соответствующие значениям величины межтрассового пропуска, которые, в свою очередь, меньше величины полосы захвата, подходят для обеспечения периодичности наблюдения РФ не более чем за двое суток. Из рис. 5 вытекают в том числе требования по точности удержания высоты орбиты, которая составляет 1,5 км.

Вместе с этим выбранные конфигурации необходимо сопоставить с конфигурацией ОГ МКА первого этапа – 44 МКА, потому что может оказаться так, что оптимальные параметры для 132-х МКА будут не оптимальны в части сплошного покрытия территории РФ для 44-х МКА.

Среднее межтрассовое расстояние за сутки при ОГ 44 МКА на южной границе РФ составляет 44,4 км, при этом полоса захвата МКА  $\approx 12,2$  км. Отсюда следует, что данная группировка сможет обеспечить минимальную периодичность обновления информации на территории РФ за четверо суток. Это означает, что ежесуточный сдвиг трасс должен составлять не менее 11,1 км, но не более полосы захвата, то есть максимальное непокрытое межтрассовое расстояние в ОГ МКА спустя двое суток ( $\Delta\lambda_{\max}$ ) должно быть от 32,2 км до 33,3 км (рис. 7), что является достаточно строгим требованием для точности поддержания высоты орбиты МКА.

Объединяя возможные высоты для ОГ 44-х МКА и 132-х МКА в обеспечение минимальной периодичности обновления информации при заданном составе ОГ, получим следующие допустимые диапазоны высот в километрах: (482,3 ÷ 482,4), (485,8 ÷ 485,95), (489,1 ÷ 489,2), (492,65 ÷ 492,75), (495,9 ÷ 496,0), (499,5 ÷ 499,6), (502,75 ÷ 502,85), (506,35 ÷ 506,45), (509,6 ÷ 509,7), (513,25 ÷ 513,35), (516,5 ÷ 516,6).

В данном случае, как можно видеть, требования по точности поддержания высоты орбиты составляют до 100 метров.

Для МКА типа кубсат, как показывает численное моделирование, даже это требование достаточно просто реализовать, так как ввиду очень малой площади миделя деградация орбиты МКА вследствие воздействия атмосферы очень мала (рис. 8).

На рис. 8 представлен тренд изменения большой полуоси (высоты) орбиты МКА «Грифон». Площадь миделя в настоящем расчете составила  $0,08 \text{ м}^2$  ( $0,2 \text{ м} \times 0,4 \text{ м}$ ), масса МКА – 25 кг. В моделировании также учитывались несферичность геопотенциала до  $N_{\max} = 5$  гармоник включительно и воздействие Луны и Солнца. Как можно видеть, за месяц высота орбиты в среднем уменьшилась на 350 метров, что теоретически позволяет задействовать средства контроля высоты МКА раз в 10 суток, с точки зрения выполнения целевой задачи МКА по периодичности покрытия.

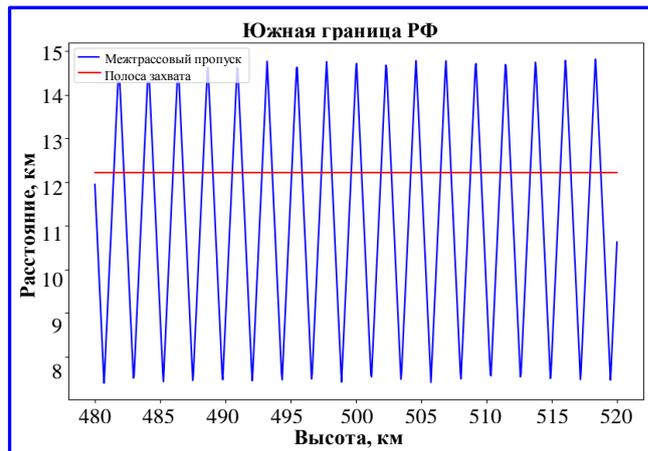


Рис. 6. Определение возможности обеспечения периодичности обновления информации о территории Российской Федерации за двое суток

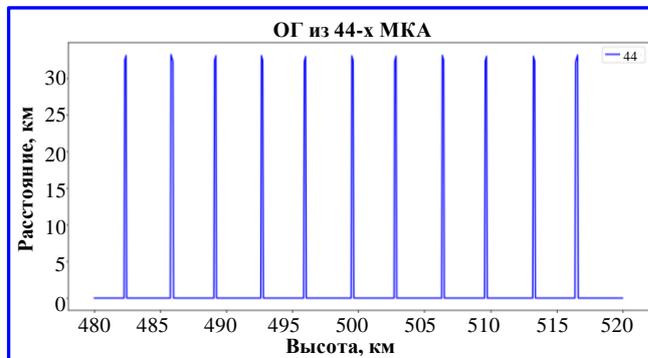


Рис. 7. Возможные высоты орбит функционирования орбитальной группировки из 44-х малых космических аппаратов для обеспечения периодичности обновления информации за четверо суток

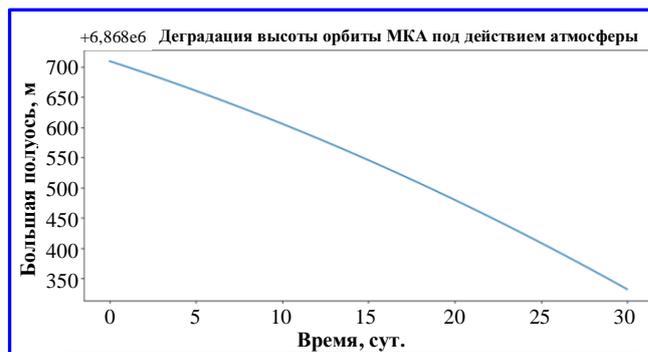


Рис. 8. Деграляция высоты орбиты космического аппарата с начальной высоты 499,6 км вследствие воздействия атмосферы

Для подтверждения полученных аналитически величин проведем проверку результатов численным моделированием. И здесь стоит отметить важный фактор, отличающий численное моделирование от аналитических формул, – переменная высота движения МКА. В аналитических формулах (1) – (15), приведенных выше, для расчета параметров исполь-

зуется большая полуось  $a$ , считающаяся постоянной. В реальности мгновенная большая полуось, определяющая мгновенную высоту орбиты, изменяется на десятки километров преимущественно вследствие сжатия Земли (зональная гармоника  $J_2$ ). Мгновенное значение большой полуоси определяется с помощью интеграла энергии по следующим формулам [10]:

$$\begin{aligned} a &= -\frac{\mu}{2h}; \quad h = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r}; \\ r &= \sqrt{x^2 + y^2 + z^2}; \\ V^2 &= \dot{x}^2 + \dot{y}^2 + \dot{z}^2, \end{aligned} \quad (16)$$

где  $a$  – большая полуось орбиты;  $\mu$  – гравитационный параметр Земли;  $h$  – интеграл энергии;  $V$  – модуль скорости МКА;  $r$  – радиус-вектор МКА;  $\{x, y, z, \dot{x}, \dot{y}, \dot{z}\}$  – координаты и скорости центра масс МКА (вектор состояния).

Покажем изменение мгновенной большой полуоси на одном витке. Один оборот в данном случае МКА сделал за  $\approx 5672,3$  секунд, что, согласно формуле (4) периода обращения МКА, соответствует большой полуоси 6873,3 км или высоте  $H = 496,2$  км, в то время как в моделировании использовалась высота  $H = 499,6$  км.

Очередная проверка связи теоретических и численных величин была проведена для случая кратных орбит. Кратные орбиты – это орбиты, на которых МКА делает целое число оборотов за целое количество суток. Возьмем в качестве примера 16-витковую суточно кратную орбиту. Это означает, что период обращения МКА на этой орбите должен быть  $86400/16 = 5400$  секунд. Согласно формуле (4) периода обращения МКА, это соответствует высоте 274,4 км. При этом в численной модели замыкание орбиты происходит при высоте 277,7 км.

Для случая 15-витковой орбиты орбитальный период должен быть  $86400/15 = 5760$  секунд. Согласно формуле (4) периода обращения МКА, это соответствует высоте 567 км. При этом в численной модели замыкание орбиты происходит при высоте 570,3 км.

Таким образом, разность между теоретическими оценками высоты орбиты МКА и численными расчетами, учитывающими возмущающие ускорения на МКА, составляет 3,3 км.

Следующим моментом, необходимым для уточнения, является фазирование аппаратов между плоскостями. Согласно исходным данным, 132 МКА должны быть расположены в трех орбитальных плоскостях по 44 МКА, шаг между плоскостями по долготе восходящего узла  $5^\circ$ , а разнесение МКА в каждой плоскости по аргументу широты должно быть равномерным. 132 МКА, разнесенные по трем плоскостям

должны работать так, как будто они находятся в одной плоскости, это означает, что каждая плоскость должна «проходить» по участкам земной поверхности, не наблюдавшимся МКА из других плоскостей.

Введем определения:  $\Delta u_{132}$  – фаза между МКА в одной плоскости в случае численности ОГ 132 МКА;  $\Delta u_{пл}$  – фаза между МКА между двух соседних плоскостей;  $\Delta T_{132}$  – время между последовательным прохождением МКА в плоскости в случае численности ОГ 132 МКА;  $T_{вр}$  – время поворота Земли на угол  $5^\circ$ .



Рис. 9. Изменение большой полуоси на одном витке

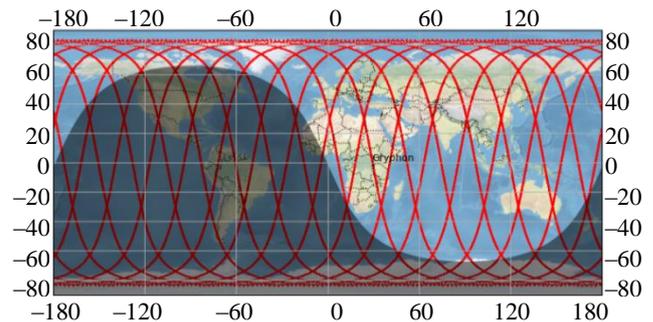


Рис. 10. Подспутниковые трассы суточно кратной 16-витковой орбиты

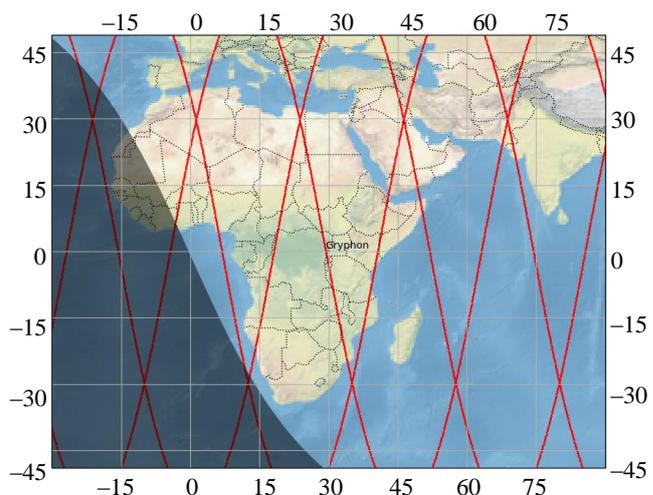


Рис. 11. Укрупненная область восходящего узла орбиты малого космического аппарата в целях демонстрации факта замыкания орбиты

Пусть в некоторый момент времени  $T_0$  МКА первой плоскости находится на экваторе, тогда для условия «прохождения» МКА соседней плоскости по трассе МКА, имитирующей случай нахождения 132-х МКА в одной плоскости, необходимо, чтобы за время поворота Земли на угол  $5^\circ$  за вычетом времени  $\Delta T_{132}$ , МКА соседней плоскости оказался на экваторе.

С математической точки зрения, это условие можно записать следующим образом:

$$\Delta u_{пл} = (1 - (T_{вр} / \Delta T_{132} - \text{int}(T_{вр} / \Delta T_{132}))) \Delta u_{132}. \quad (17)$$

Поскольку  $\Delta T_{132}$  – это не что иное, как  $T/132$ , то отсюда следует, что фазирование МКА в соседней плоскости зависит от орбитального периода МКА, а значит, от высоты рабочей орбиты. Реальный орбитальный период с учетом воздействующих факторов можно оценить только с помощью численного интегрирования. В табл. 1 представлены реальные высоты орбит в восходящих узлах и необходимое фазирование между плоскостями МКА.

Положительное значение фазирования означает, что плоскость с более высоким значением долготы восходящего узла (восточнее) «сдвинута» на величину фазы в сторону движения МКА.

### 3. Анализ результатов моделирования и обоснование предложений по баллистическому построению информационной многоспутниковой системы на базе орбитальной группировки малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли

По результатам численного моделирования орбитального сегмента ИМС обзорной сплошной

съемки подстилающей поверхности определены допустимые рабочие высоты МКА. Показано, что требования, предъявляемые к орбитальному сегменту для этапов развертывания 44-х МКА и 132-х МКА, различаются. Более жесткие требования по поддержанию орбитальной высоты предъявляются к первому этапу развертывания системы, состоящей из 44-х МКА, и обусловлено это тем, что данное количество МКА является почти предельным для обеспечения максимально возможной для данной группировки периодичности наблюдения любого региона на территории РФ, составляющей четверо суток. Возможные орбитальные конфигурации для первого этапа развертывания системы представлены в табл. 1. Поддержание рабочей орбиты в заданных диапазонах для решения целевых задач по периодичности покрытия, как следует из рис. 8, возможно при условии проведения коррекций не реже одного раза в 10 суток. При этом высота орбиты должна определяться с точностью не хуже 100 метров, а фазирование между плоскостями должно обеспечиваться с точностью не хуже  $0,01^\circ$ , что в пересчете на тангенциальную составляющую положения эквивалентно  $\approx 1$  км.

При увеличении группировки до 132-х МКА диапазон допустимых высот расширяется до  $\approx 1,4$  км. В данном случае это объясняется тем, что орбитальный состав ИМС в количестве 132-х МКА недостаточен для периодичности наблюдения за одни сутки на территории РФ, но избыточен для периодичности за двое суток, что позволяет варьировать допустимые высоты МКА в более широких пределах. Значения данных высот приведены в табл. 2.

Таблица 1

**Фазирование между плоскостями малых космических аппаратов в зависимости от рабочей высоты в восходящем узле**

№	Диапазон высот орбит, км	Большая полуось, км	Наклонение, град.	Фазирование между плоскостями, град.
1	485,60 ÷ 485,70	6863,79	97,35	0,18
2	489,10 ÷ 489,25	6867,34	97,36	0,23
3	492,40 ÷ 492,50	6870,59	97,38	0,30
4	495,95 ÷ 496,05	6874,14	97,39	0,36
5	499,20 ÷ 499,30	6877,39	97,40	0,41
6	502,80 ÷ 502,90	6880,99	97,41	0,46
7	506,05 ÷ 506,15	6884,24	97,43	0,53
8	509,65 ÷ 509,75	6887,84	97,44	0,58
9	512,90 ÷ 513,00	6891,09	97,45	0,64
10	516,55 ÷ 516,65	6894,74	97,47	0,69
11	519,80 ÷ 519,90	6897,99	97,48	0,75

Таблица 2

**Допустимые орбитальные параметры информационной многоспутниковой системы «Грифон», состоящей из 132-х малых космических аппаратов**

№	Диапазон высот орбит, км	Большая полуось (средняя), км	Наклонение, град.
1	483,30 ÷ 484,70	6862,14	97,34
2	485,60 ÷ 486,95	6864,44	97,35
3	487,85 ÷ 489,25	6866,69	97,36
4	490,15 ÷ 491,50	6868,99	97,37
5	492,40 ÷ 493,75	6871,24	97,38
6	494,65 ÷ 496,05	6873,49	97,39
7	496,95 ÷ 498,30	6875,79	97,39
8	499,25 ÷ 500,60	6878,09	97,40
9	501,50 ÷ 502,90	6880,34	97,41
10	503,80 ÷ 505,15	6882,64	97,42
11	506,10 ÷ 507,45	6884,94	97,43
12	508,35 ÷ 509,75	6887,19	97,44
13	510,65 ÷ 512,00	6889,49	97,45
14	512,95 ÷ 514,30	6891,79	97,45
15	515,25 ÷ 516,60	6894,09	97,46
16	517,55 ÷ 518,90	6896,39	97,47
17	519,85 ÷ 521,20	6898,69	97,48

### Заключение

В настоящей статье описан методический подход к обоснованию требований к баллистическому построению многоспутниковой ОГ ДЗЗ, основанный на совместном использовании как аналитических соотношений, так и методов численного имитационного моделирования. Разработанные математическая модель и ПО были валидированы с ПО разработки NASA GMAT (General Mission Analysis Tool) [6], находящимся в открытом доступе.

Было проведено полномасштабное численное моделирование ОГ в составе 44-х и 132-х МКА, предназначенной для решения задачи сплошной обзорной съемки территории России в заданный интервал времени.

Проведенный анализ результатов моделирования с учетом характеристик целевой аппаратуры позволил обосновать следующие требования к баллистическому построению ОГ:

- диапазон высот орбиты 499,2 ÷ 499,3 км для первого этапа развертывания с последующим увеличением высоты орбиты до 506,1 ÷ 507,45 км при развертывании всей системы до 132-х МКА;

- наклонение орбиты 97,4°;

- местное солнечное время прохождения восходящего узла второй (средней) плоскости целесообразно выбрать  $12^h$  для обеспечения максимальной освещенности подспутниковой трассы на восходящем витке в средних и высоких широтах;

- фазирование положения МКА между плоскостями 0,41°;

- точность поддержания высоты орбиты должна обеспечиваться на первом этапе развертывания не хуже 100 метров со снижением требований до  $\approx 1,4$  км при полном развертывании ОГ;

- точность поддержания фазового положения МКА между плоскостями должна обеспечиваться не хуже  $\approx 1$  км (0,01°).

Данное баллистическое построение ОГ КС ДЗЗ позволит обеспечить сплошную обзорную съемку территории РФ каждые четверо суток на первом этапе развертывания КС из 44-х МКА с повышением периодичности обновления информации до двух суток при полном развертывании до 132-х МКА.

### Литература

- Копик, А. Г. Многоспутниковые группировки малых космических аппаратов / А. Г. Копик // Материалы 21-й Международной конференции «Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса». – Москва : ИКИ РАН, 2023. – С. 4. – DOI : 10.21046/21DZZconf-2023a.
- [Новую спутниковую группировку «Грифон» включат в программу «Сфера»] // Российская газета : [сайт]. – URL: <https://rg.ru/2023/10/24/novuiu-sputnikovuiu-gruppirovku-grifon-vkliuchat-v-programmu-sfera.html>.
- Храмов, А. А. Возмущенное движение космических аппаратов: учебное пособие / А. А. Храмов. – Самара : Издательство Самарского университета, 2022. – 75 с.
- Мирер, С. А. Механика космического полета. Орбитальное движение / С. А. Мирер. – Москва : Резолит, 2007. – 267 с.
- Матвеев, Н. К. Моделирование возмущенного орбитального движения космического аппарата: практи-

- ческое пособие / Н. К. Матвеев. – Санкт-Петербург: Балтийский государственный технический университет «Военмех» имени Д. Ф. Устинова, 2019. – 29 с.
6. [General Mission Analysis Tool (GMAT)] / NASA's Technology Transfer Program : [сайт]. – URL: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>.
7. Абламейко, С. В. Малые космические аппараты : пособие для студентов / С. В. Абламейко, В. А. Саечников, А. А. Спиридонов. – Минск : БГУ, 2012. – 159 с.
8. Statistical orbit determination / Byron D. Tapley, Bob E. Schutz, George H. Born. – Burlington (MA) [etc.] : Elsevier Acad. press, cop. 2004. – XV. – 547 с. ил. ; 24.
9. Петрищев В. Ф. Оптимальное сканирование космическим аппаратом поверхности Земли / В. Ф. Петрищев – Самара : СГАУ, 2007. – 96 с.
10. Крылов, В. И. Основы теории движения ИСЗ (часть первая: невозмущенное движение): учебное пособие / В. И. Крылов. – Москва : МИИГАиК, 2015. – 52 с.

Поступила в редакцию 22.08.2024

*Александр Сергеевич Жамков, кандидат физико-математических наук, заместитель начальника отделения – начальник отдела, т. +7 (495) 513-40-76, e-mail: ZhamkovAS@tsniimash.ru.*

*Владимир Игоревич Мясников, инженер, т. +7 (495) 513-42-40, e-mail: MyasnikovVI@tsniimash.ru.*

*Алексей Владимирович Савченко, кандидат технических наук, советник генерального конструктора по автоматическим космическим системам и комплексам, т. +7 (495) 513-59-52, e-mail: SavchenkoAV@tsniimash.ru. (АО «ЦНИИМаши»).*

## METHODICAL APPROACH OF THE VALIDITY OF THE REQUIREMENTS FOR THE BALLISTIC CONSTRUCTION OF THE REMOTE SENSING MULTI-SATELLITE CONSTELLATION

A. S. Zhamkov, V. I. Myasnikov, A. V. Savchenko

*The results of analytical and numerical calculations are presented to determine the requirements for the orbital segment of a multi-satellite system, using the example of the «Grifon» system. The calculations were performed based on the principle of achieving the maximum periodical frequency of monitoring of the allocated territory by a given number of spacecraft. The variety in the requirements for the orbital elements of the spacecraft during the deployment of the orbital constellation are considered, and the most suitable variant of the orbital construction is selected, taking into account the technical characteristics of the satellite.*

**Key words:** multi-satellite system, satellite constellation, small spacecraft, swath, periodical frequency of monitoring.

### References

1. Kopik, A. G. Multi-satellite constellation of small spacecraft / A. G. Kopik // Proceedings of the 21st International Conference «Modern problems of remote sensing of the Earth from space». – Moscow : IKI RAS, 2023. – P. 4. – DOI : 10.21046/21DZZconf-2023a.
2. [The new satellite constellation «Grifon» will be included in the «Sphere» program] // Rossiyskaya Gazeta : [website]. – URL: <https://rg.ru/2023/10/24/novuiu-sputnikovuiu-gruppirovku-grifon-vkliuchat-v-programmu-sfera.html>.
3. Khramov, A. A. Perturbed motion of spacecraft: a textbook / A. A. Khramov. – Samara : Samara University Press, 2022. – 75 p.
4. Mirer, S. A. Mechanics of space flight. Orbital motion / S. A. Mirer. – Moscow : Resolit, 2007. – 267 p.
5. Matveev, N. K. Modeling of the perturbed orbital motion of a spacecraft: a practical guide / N. K. Matveev. – St. Petersburg: Baltic State Technical University «Voennmekh» named after D. F. Ustinov, 2019. – 29 p.
6. [General Mission Analysis Tool (GMAT)] / NASA's Technology Transfer Program : [website]. – URL: <https://software.nasa.gov/software/GSC-17177-1>.
7. Ablameyko, S. V. Small spacecraft: a handbook for students / S. V. Ablameyko, V. A. Saechnikov, A. A. Spiridonov. – Minsk : BSU, 2012. – 159 p.
8. Statistical orbit determination / Byron D. Tapley, Bob E. Schutz, George H. Born. – Burlington (MA) [etc.] : Elsevier Acad. press, cop. 2004. – XV. – 547 с. ил. ; 24.
9. Petrishchev, V. F. Optimal scanning of the Earth's surface by a spacecraft / V. F. Petrishchev. – Samara : SSAU, 2007. – 96 p.
10. Krylov, V. I. Fundamentals of the theory of motion of the satellites (part of the first: undisturbed motion): textbook / V. I. Krylov. – Moscow : MIIGAiK, 2015. – 52 p.

*Alexandr Sergeevich Zhamkov, Candidate of Physics and Mathematics (Ph. D.), Head of department, t. +7 (495) 513-40-76, e-mail: ZhamkovAS@tsniimash.ru.*

*Vladimir Igorevich Myasnikov, engineer, t. +7 (495) 513-42-40, e-mail: MyasnikovVI@tsniimash.ru.*

*Aleksei Vladimirovich Savchenko, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Advisor to the General Designer on Automatic space systems and Complexes, t. +7 (495) 513-59-52, e-mail: SavchenkoAV@tsniimash.ru. (JSC «TsNIIMash»).*