

ОПТИМИЗАЦИЯ МНОГОСПУТНИКОВЫХ СТРУКТУР НА ОСНОВЕ ВЕКТОРНОЙ МОДЕЛИ ОБЗОРА ЗЕМЛИ

В. К. Саульский

Решается задача оптимизации структуры многоспутниковых космических систем из малых космических аппаратов для наблюдения Земли. Рекомендуется использование сложных критериев оптимизации в виде функций от всех перерывов обзора с их частотами повторения на задаваемых областях Земли. Для поиска всех перерывов и частот предлагается компьютерная программа на основе векторной модели обзора Земли. Приведен пример ее применения для выбора структуры системы из 4-х малых космических аппаратов. Рассмотрены два периода обновления обзора: 3,5 и 3 часа.

Ключевые слова: многоспутниковая структура, векторная модель, космическая система, перерыв обзора, частота повторения, обзор Земли, период обновления, малый космический аппарат.

В процессе проектирования каждой новой космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), формируемой из малых космических аппаратов (МКА), возникает проблема выбора ее орбитального построения. В этом плане важной и, вероятно, наиболее сложной задачей становится оптимизация орбитальной структуры КС ДЗЗ, то есть выбора наилучшего распределения ее МКА по орбитам.

В качестве критерия оптимизации КС ДЗЗ обычно используется максимальный перерыв обзора (T_{\max}) заданной области Земли, но это может приводить к неоправданному завышению числа МКА. Дело в том, что T_{\max} реализуется, как правило, лишь на отдельных локальных участках этой области, поэтому частота его повторения чаще всего ничтожно мала по сравнению с множеством остальных и гораздо меньших перерывов обзора. Следовательно, для полноценного анализа эффективности КС ДЗЗ нужно находить все перерывы вместе с частотами их повторения и использовать более объективные критерии, задаваемые как функции от всех перерывов обзора, учитывая также и их частоты. Конкретный вид каждой подобной функции должен соответствовать решаемым данной КС задачам ДЗЗ.

Проблема поиска всех перерывов обзора в общем случае является сложной, поэтому в литературе встречаются только отдельные частные примеры ее решения, причем в неполном виде, когда определяется не весь состав перерывов обзора, а их группировки.

В настоящей работе для определения полного набора перерывов обзора и их частот предлагается использовать аппарат векторной модели обзора Земли (ВМОЗ), разработанный в АО «Корпорация «ВНИИЭМ», и приводится пример его применения для перспективной КС метеорологического мониторинга.

На основе ВМОЗ разработана компьютерная программа, отличающаяся высоким быстродействи-

ем и широкой областью применения, включающей систему из любого количества спутников с любой структурой. Единственным ограничением использования ВМОЗ-программы, которое, однако, практически всегда соблюдается на стадии проектирования КС ДЗЗ, служит то, что все спутники должны находиться на круговых орбитах с одинаковыми высотами и наклоном.

Быстродействие ВМОЗ-программы можно оценить на примерах следующих вычислений на компьютере Acer, Aspire 23820, реализованных для разных вариантов структуры систем из спутников типа «Метеор-М» с полосами обзора 2900 км на поясе широт φ от 0° до 90° :

1. При разбиении этого пояса на ряд широт с шагом $\Delta\varphi = 1^\circ$ среднее время расчета полного состава перерывов обзора с частотами их повторения для очередного варианта структуры КС равнялось $\sim 0,05$ с для системы из 4-х спутников, ~ 1 с для системы из 100 спутников, ~ 70 с для системы из 1000 спутников. Количество перерывов обзора для разных вариантов структуры систем из 4-х спутников варьировалось от ~ 3200 до ~ 4100 , а с ростом числа спутников становилось во много раз больше.

2. При разбиении того же пояса на широты с шагом $\Delta\varphi = 0,1^\circ$ среднее время расчета полного состава перерывов обзора с частотами их повторения для очередного варианта структуры КС было равно $\sim 0,3$ с для системы из 4-х спутников, ~ 9 с для системы из 100 спутников, ~ 14 мин. для системы из 1000 спутников.

Результаты расчетов мало изменялись при переходе от шага $\Delta\varphi = 1^\circ$ к $\Delta\varphi = 0,1^\circ$, поэтому при практическом применении ВМОЗ-программы рекомендуется шаг $\Delta\varphi = 1^\circ$.

Аппарат ВМОЗ уже описан в ряде публикаций, в частности, в [1 – 6], поэтому здесь достаточно кратко привести только основные принципы и правила построения ВМОЗ, что потребует для удобного восприятия дальнейшего изложения.

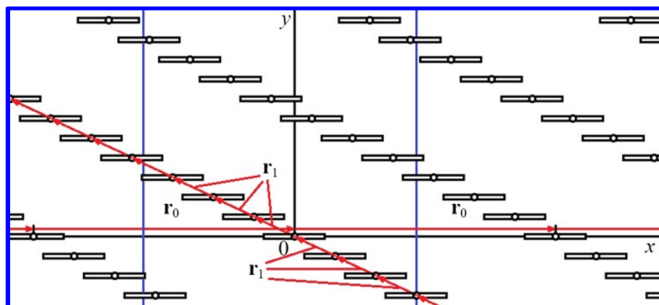


Рис. 1. Принципиальный вид векторной модели одностороннего обзора широты Земли

Рассмотрим сначала простейший пример формирования векторной модели для одностороннего обзора произвольной широты Земли, выполняемого с помощью единственного спутника. Односторонний обзор производится на какой-либо одной стороне орбиты: восходящей или нисходящей. Принципиальный вид ВМОЗ, построенной для одностороннего одностороннего обзора широты Земли, приведен на рис. 1.

Через каждый виток орбиты трасса спутника вновь пересекает ту же широту, смещаясь к западу на межвитковое расстояние l в радианах. Положения всех пересечений данной широты и моменты времени их возникновения отображаются на рис. 1 в системе координат, где по горизонтали откладываются (на восток) долготы в радианах, а по вертикали (вверх) – время в количестве витков. Итак, каждому пересечению широты трассой спутника в этой системе координат соответствует точка, фиксированная долготой на оси абсцисс и моментом времени на оси ординат. Такие точки для определенности называются «спутниковыми узлами» или кратко – «узлами». За начало координат можно взять любой спутниковый узел. Все спутниковые узлы задаются следующими векторами:

$$\mathbf{r} = W\mathbf{r}_0 + Y\mathbf{r}_1, \quad (1)$$

где W и Y – целочисленные множители с любыми знаками: + или – , а \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 – так называемые шаг-векторы, задаваемые следующим образом:

$$\mathbf{r}_0 = (2\pi; 0); \mathbf{r}_1 = (-l; 1). \quad (2)$$

Координаты любого вектора здесь записываются в круглых скобках через точку с запятой, причем 1-я координата является абсциссой, а 2-я – ординатой.

Из формул (1) и (2) вытекает, что в рассматриваемой системе координат образовалось бесконечное множество спутниковых узлов. Они формируются двояким образом: путем чередования узлов

вдоль вектора \mathbf{r}_1 на его длину и путем смещения некоторого узла или любой группы узлов по горизонтали на вектор \mathbf{r}_0 .

Через каждый спутниковый узел можно провести отрезок прямой линии, который (в радианах) равен длине участка широты, пересеченного полосой обзора спутника, и также выраженной в радианах (на этой широте). Такие отрезки назовем «спутниковыми следами» или просто – «следами». Их центрами считаются спутниковые узлы. На любой вертикали, фиксирующей долготу точки на широте Земли, возникают вертикальные промежутки между соседними (снизу и сверху) следами. Величина очередного промежутка равна перерыву обзора (в витках) между очередными пересечениями широты трассой спутника.

Для построения ВМОЗ в случае многоспутникового одностороннего обзора широты Земли с помощью КС из N_{sat} спутников достаточно в общей системе координат изобразить N_{sat} одинаковых односторонних односторонних моделей, сдвинутых на «векторы сдвигов», координаты которых однозначно определяются по заданной структуре КС ДЗЗ.

В самом общем случае многоспутникового двустороннего обзора ВМОЗ образуется путем добавления к уже полученной многоспутниковой модели одностороннего обзора ее двойника, сдвинутого на «вектор смещения», определяемый по формулам, выведенным в зависимости от широты Земли.

На вертикали, фиксирующей долготу некоторой точки широты, в многоспутниковой ВМОЗ (односторонней или двусторонней) существуют интервалы между соседними (снизу и сверху) следами, которые могут принадлежать разным спутникам. Очередной интервал – это очередной перерыв обзора точки широты с фиксированной долготой.

Итак, 1-е главное свойство ВМОЗ состоит в том, что векторная модель позволяет отобразить в системе координат долготу – время все перерывы обзора на широте земного шара, для которой она построена.

2-е свойство ВМОЗ заключается в том, что по структуре КС однозначно строится ее векторная модель и, наоборот, векторная модель соответствует единственной структуре КС.

В публикациях [1 – 6] выведен весь состав формул для построения ВМОЗ и взаимно однозначного перехода от структуры КС ДЗЗ к ВМОЗ и обратно.

Используя 1-е свойство ВМОЗ, разработан алгоритм и на его основе ВМОЗ-программа для расчета всех перерывов обзора вместе с частотами их повторения на заданном поясе Земли, который разбит на ряд широт. Алгоритм достаточно подробно изложен в уже упомянутых работах, в частности, в статье [6].

Благодаря 2-му свойству можно с большой произвольностью рассматривать в координатах долготы-времени различные варианты ВМОЗ, добываясь, например, оптимальной равномерной минимизации всех перерывов обзора, а затем по лучшему варианту определять однозначно соответствующую ему лучшую структуру КС ДЗЗ.

В частности, используя такой способ, можно показать, что наиболее целесообразным типом орбитальной структуры КС ДЗЗ, состоящих из спутников с широкими полосами обзора, является «эквидистантный», задаваемый следующим образом для системы из N_{sat} спутников:

1. Структура состоит из L -плоскостей орбит по M спутников в каждой плоскости с равномерным распределением внутри нее:

$$N_{sat} = LM. \quad (3)$$

2. Положение j -го спутника с номером $j = 1, 2, \dots, N_{sat}$ определяется разностью $\Delta\lambda_j$ (град.) долгот восходящих узлов орбит j -го и 1-го спутников и разностью $\Delta\tau_j$ (град.) фаз j -го и 1-го спутников:

$$\Delta\lambda_j = ((j - 1) \operatorname{div} M) d\lambda, \quad (4)$$

где $d\lambda$ (град.) – фиксированный долготный сдвиг между восходящими узлами соседних орбит;

$$\Delta\tau_j = ((j - 1) \operatorname{div} M) d\tau + ((j - 1) \operatorname{mod} M) 360^\circ/M, \quad (5)$$

где $d\tau$ (град.) – фиксированный фазовый сдвиг между 1-ми спутниками соседних орбит.

3. $A \operatorname{div} B$ – операция получения целого частного при делении целого A на целое B .

4. $A \operatorname{mod} B$ – операция получения целого остатка при делении целого A на целое B .

«Эквидистантные» структуры фактически уже давно применяются на практике в упрощенном виде, который для определенности назовем «номинальным»: долготный сдвиг $d\lambda$ фиксируется по следующей формуле

$$d\lambda = 180^\circ/L. \quad (6)$$

При заданном количестве N_{sat} спутников и числе орбит L «номинальная» структура задается единственным параметром: фазовым сдвигом $d\tau$, который должен быть оптимально найден в пределах диапазона $0^\circ \div 360^\circ/M$, исходя из назначения конкретной КС ДЗЗ.

В отличие от «номинальной» структуры, в «эквидистантной» структуре варьируются оба

сдвига: фазовый $d\tau$ и долготный $d\lambda$, который может отклоняться от значения (6). Требование оптимизации долготного сдвига $d\lambda$, наряду с фазовым $d\tau$, многократно расширяет состав вариантов спутниковых структур.

На рис. 2 и 3 даны примеры векторных моделей «номинальных» и «эквидистантных» структур.

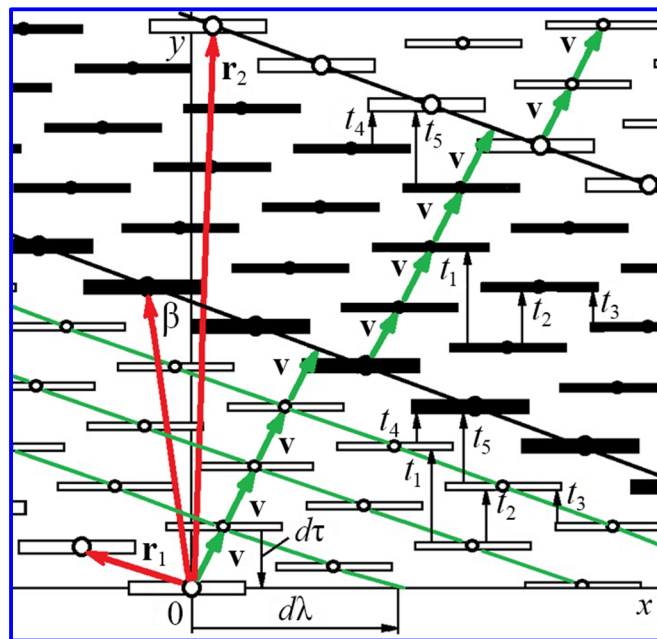


Рис. 2. Векторная модель «номинальной» структуры из 4-х спутников, построенная для экватора Земли, $d\lambda = 180^\circ/L$

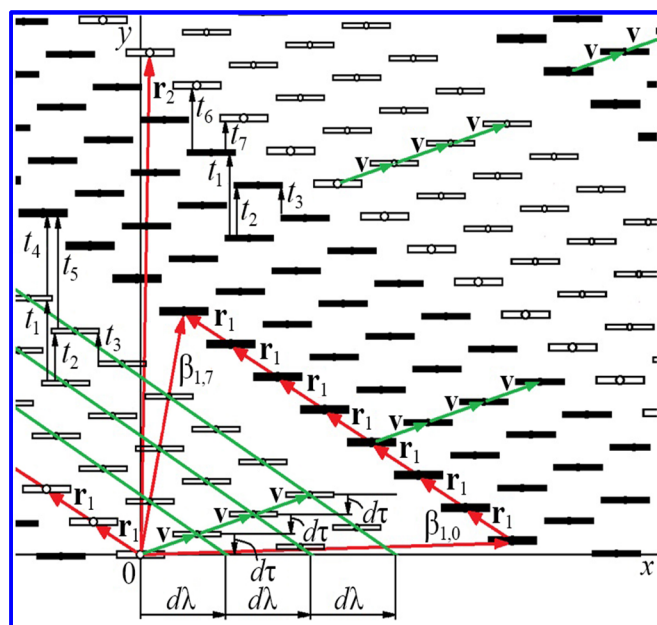


Рис. 3. Векторная модель «эквидистантной» структуры из 4-х спутников, построенная для удаленной от экватора широты Земли, $d\lambda \neq 180^\circ/L$

На рис. 2 и 3 спутниковые узлы изображены малыми кругами, а следы – узкими прямоугольниками, хотя, на самом деле, они являются прямолинейными отрезками. Узлы и следы 1-го спутника выделены более крупными размерами. Для восходящей стороны орбиты узлы и следы белые, для нисходящей – черные. Каждая наклонная прямолинейная цепочка спутниковых узлов принадлежит отдельному спутнику. Цепочки восходящих и нисходящих узлов будем называть просто «восходящими» и «нисходящими» цепочками. Восходящие и нисходящие цепочки 1-го спутника занимают постоянное положение. Совокупности цепочек любого из остальных спутников можно поступательно перемещать, сохраняя взаимное расположение всех узлов на их восходящих и нисходящих цепочках. В результате перемещений образуется бесконечное множество вариантов векторных моделей, а потому и соответствующих им (по формулам из аппарата ВМОЗ) структур КС ДЗЗ.

Для равномерной минимизации перерывов обзора можно между восходящей и нисходящей цепочками 1-го спутника, которые фиксированы, расположить со смещением на один и тот же вектор \mathbf{v} восходящие цепочки 2-го, 3-го и 4-го спутников. Это выполнено на рис. 2 и 3. Образовались: «номинальная» векторная модель на рис. 2, обеспечивающая наилучший обзор экватора; «эквилидистантная» векторная модель на рис. 3 для обзора пояса широт, включающего экватор или без него. На рис. 2, в отличие от рис. 3, вектор \mathbf{v} определяет также и смещение от восходящей цепочки 4-го спутника до нисходящей цепочки 1-го спутника.

При горизонтальном перемещении цепочек меняются разности $\Delta\lambda_j$ долгот восходящих узлов орбит спутников, а при перемещении спутниковых узлов цепочки вдоль нее меняются разности $\Delta\tau_j$ фаз спутников. На рис. 2 и 3 показаны значения долготных сдвигов $d\lambda$ и фазовых сдвигов $d\tau$, используемых в формулах (4) и (5) для расчета разностей $\Delta\lambda_j$ и $\Delta\tau_j$. Сдвиг $d\lambda$ равен расстоянию по горизонтали между парой соседних восходящих или, наоборот, соседних нисходящих цепочек. Сдвиг $d\tau$ – это ордината вектора \mathbf{v} , но со знаком «минус», то есть $d\tau = -V_y$, где $\mathbf{v} = (V_x; V_y)$.

На векторной модели для обзора экватора каждая нисходящая цепочка проходит ровно посередине между восходящими цепочками ее спутника. Значит, для «номинальной» модели на рис. 2 долготный сдвиг равен значению, задаваемому формулой (6). Перерывы обзора t_4 и t_5 от «следов» восходящей цепочки 4-го спутника до «следов» нисходящей цепочки 1-го спутника совпадают с такими же перерывами обзора от «следов» нисходящей цепочки 4-го спутника до «следов» восходящей цепочки 1-го спутника. Ввиду того что долготный

сдвиг $\Delta\lambda$ фиксирован, для выбора оптимального варианта «номинальной» модели нужно найти только оптимальный «фазовый» сдвиг $d\tau$, исходя из критерия оптимальности, учитывающего все перерывы обзора с их частотами.

На рис. 3 в векторной модели, построенной для широты вне экватора, нисходящие цепочки любого спутника отклоняются от средних положений между восходящими цепочками того же спутника. Отклонения зависят от широты Земли. Требуется обеспечить равномерную минимизацию всех перерывов обзора на пространстве между одноименными (восходящими или нисходящими) цепочками 1-го и последнего спутников. С этой целью достаточно равномерно распределить на этом пространстве одноименные цепочки остальных спутников, смещая их на один и тот же вектор \mathbf{v} . В результате образуется «эквилидистантная» модель. Для нее одинаковые сдвиги $\Delta\lambda$ между одноименными цепочками отличаются от удобной величины (6), а число перерывов обзора возрастает за счет добавления пары перерывов t_6 и t_7 . Любые изменения «эквилидистантной» модели приведут к возрастанию неравномерности перерывов обзора. Следовательно, при обзоре поясов Земли (с экватором и без него) целесообразно искать наилучшие варианты «эквилидистантных» моделей, переходя затем по формулам из аппарата ВМОЗ к однозначно соответствующим им «эквилидистантным» структурам КС ДЗЗ.

Полезно добавить, что по рис. 3 видно, что равенство абсолютно всех перерывов обзора при мониторинге пояса широт вне экватора недостижимо. В любых вариантах ВМОЗ будут присутствовать наибольший, наименьший и другие перерывы обзора.

Для оптимизации «эквилидистантной» модели (и соответствующей ей структуры) нужно найти долготный $d\lambda$ и фазовый $d\tau$ сдвиги. Эта пара значений должна обеспечить оптимизацию показателей эффективности, назначаемых, исходя из целевых задач конкретной КС ДЗЗ. Важно подчеркнуть, что оптимизация должна проводиться на всей совокупности широт заданного пояса Земли.

Рассмотрим пример выбора показателя эффективности и оптимизации с его помощью «эквилидистантной» структуры возможной в перспективе КС из 4-х малых спутников для метеорологического мониторинга Земли.

КС должна решать следующие задачи:

– регулярный двусторонний обзор Земли в глобальном масштабе с помощью МКА с полосами захвата 2950 км;

– регулярный двусторонний обзор Земли выше широты 40° с помощью МКА с полосами захвата 2200 км.

Для обеих задач требуется обеспечивать обзор с вероятностью не хуже 0,98. Это означает, что площадь не просмотренных участков Земли (называемых «потерями» или «ошибками» обзора) не должна превышать 2% за каждый период обновления, равный $a = 3,5$ часа. Целесообразно дополнительно рассмотреть возможность обзора с теми же ошибками, но за более короткий период обновления $a = 3,0$ часа. Дело в том, что результаты мониторинга нужны для оценки метеорологической ситуации в синоптические сроки, наступающие через каждые 3 часа.

Показатель эффективности $F(a)$ должен выражать среднюю частоту ошибок обзора за период обновления. Выведем формулу для его расчета, учитывая следующий упорядоченный ряд перерывов обзора t_n (витки орбиты) с частотами g_n (1/час) их появления (повторения) за один час времени:

$$t_1 < t_2 < t_3 < \dots < t_n < t_{n+1} < \dots < t_{n_{\max-1}} < t_{n_{\max}}, t_{n_{\max}} = T_{\max} \cdot (7)$$

На рис. 4 дана схема, поясняющая процесс возникновения ошибок обзора. На схеме на рис. 4 используются следующие обозначения: t_n (в витках орбиты) – n -й перерыв обзора; T_{dr} (в часах) – драконический период обращения спутника;

$$b_n \text{ (в часах)} = t_n T_{dr} - a, \quad (8)$$

где b_n – промежуток времени, при попадании на который начала регулярного периода обновления a точка Земли не наблюдается за время a , то есть возникает ошибка обзора.

Очевидно, ошибка обзора может появиться только на длинных перерывах из растущего ряда (7), удовлетворяющих неравенству $b_n > 0$, которое реализуется при следующем условии:

$$n \geq m, t_{m-1} T_{dr} \leq a, t_m T_{dr} > a. \quad (9)$$

Учитывая (8) и (9), выводим следующую формулу для вычисления частоты ошибок $F(a)$:

$$F(a) = \sum_{n=m}^{n=n_{\max}} b_n g_n = \sum_{n=m}^{n=n_{\max}} (t_n T_{dr} - a) g_n, \quad (10)$$

где g_n (1/ час) – частота повторения перерыва обзора t_n за один час.

Видно, что формула (10) для расчета показателя эффективности рассматриваемой КС метеорологического мониторинга зависит от совокупности всех перерывов обзора t_n с их частотами g_n , включая и максимальный T_{\max} .

На рис. 5 – 8 показаны графики ошибок обзора для КС из 4-х спутников, по одному в 4-х плоскостях орбит. Графики построены для «номиналь-

ной» структуры с долготным сдвигом 45° и «эквидистантных» структур с долготными сдвигами $46^\circ, 47^\circ, 48^\circ, 49^\circ$ и 50° . Графики рассчитаны с помощью ВМОЗ-программы.

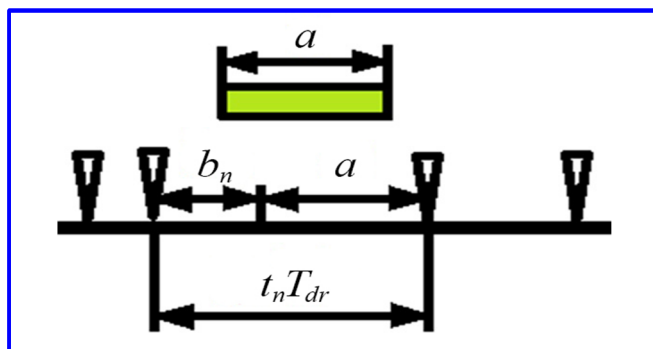


Рис. 4. К выводу формулы для расчета частоты ошибок обзора $F(a)$ за период обновления a

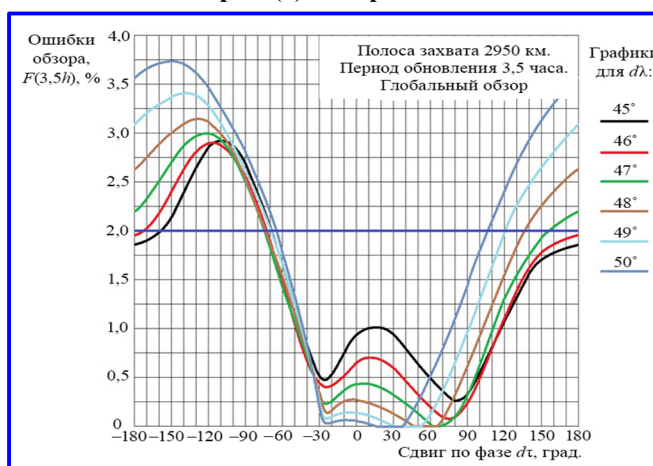


Рис. 5. Ошибки обзора $F(a)$ при глобальном мониторинге, выполняемом космическими системами из 4-х спутников с полосами захвата 2950 км, период обновления 3,5 часа

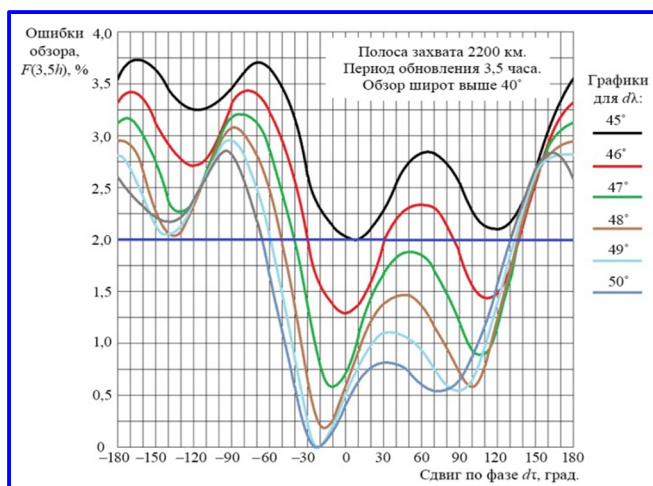


Рис. 6. Ошибки обзора $F(a)$ при мониторинге пояса широт выше 40° , выполняемом космическими системами из 4-х спутников с полосами захвата 2200 км, период обновления 3,5 часа

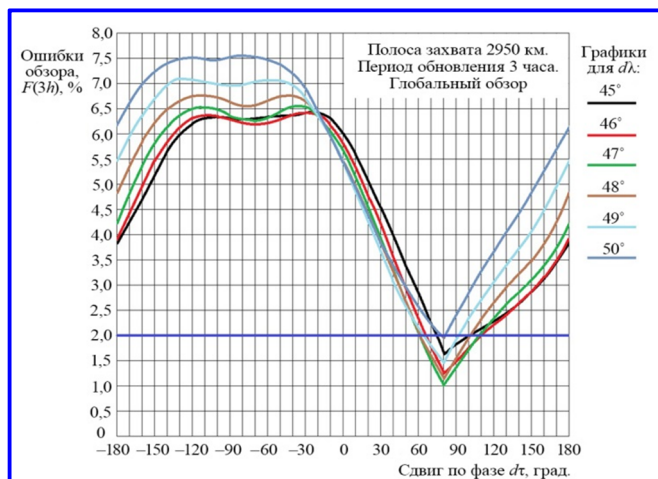


Рис. 7. Ошибки обзора $F(a)$ при глобальном мониторинге, выполняемом космическими системами из 4-х спутников с полосами захвата 2950 км, период обновления 3,0 часа

По графикам на рис. 5 видно, что при глобальном мониторинге, осуществляемом 4-мя спутниками с полосами захвата 2950 км за период обновления 3,5 часа, для всех рассматриваемых долготных сдвигов обеспечивается полное выполнение требования $F(a) < 2\%$, причем с большим запасом и в широких диапазонах фазовых сдвигов.

По графикам на рис. 6 видно, что при мониторинге пояса широт выше 40° , осуществляемом 4-мя спутниками с полосами захвата 2200 км за период обновления 3,5 часа, для всех рассматриваемых долготных сдвигов, кроме «номинального» 45° , обеспечивается выполнение требования $F(a) < 2\%$.

Для долготных сдвигов от 48° до 50° данное требование реализуется с большим запасом и в широких диапазонах фазовых сдвигов.

По графикам на рис. 7 видно, что при глобальном мониторинге, осуществляемом 4-мя спутниками с полосами захвата 2950 км за период обновления 3,0 часа, для всех рассматриваемых долготных сдвигов, кроме 50° , выполнение требования $F(a) < 2\%$ обеспечивается, однако с небольшим запасом и в довольно узких диапазонах фазовых сдвигов. Лучшие результаты достигаются для долготных сдвигов от 46° до 49° .

По графикам на рис. 8 видно, что при мониторинге пояса широт выше 40° , осуществляемом 4-мя спутниками с полосами захвата 2200 км за период обновления 3,0 часа, выполнение требования $F(a) < 2\%$ обеспечивается только для долготных сдвигов 48° , 49° и 50° , причем с небольшими запасами и в узких диапазонах фазовых сдвигов.

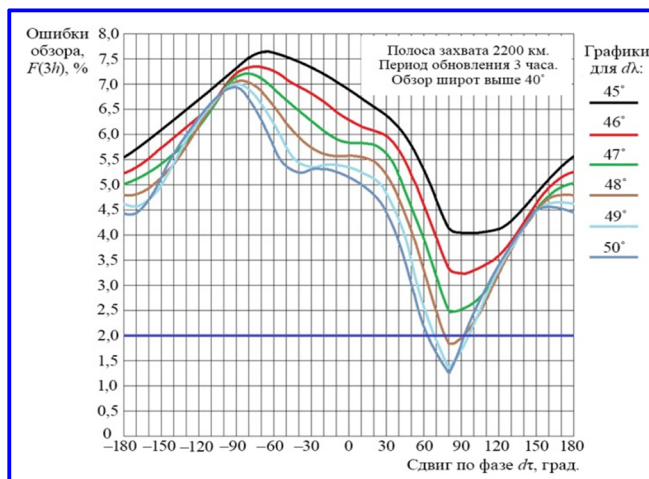


Рис. 8. Ошибки обзора $F(a)$ при мониторинге пояса широт выше 40° , выполняемом космическими системами из 4-х спутников с полосами захвата 2200 км, период обновления 3,0 часа

В целом, анализируя графики на рис. 5 – 8, можно сделать два основных вывода по выбору структуры для рассматриваемой КС метеорологического мониторинга, состоящей из 4-х малых спутников:

- при периодах обновления 3,5 часа обеспечение ошибок обзора ниже 2% одновременно для глобального обзора с полосами захвата 2950 км и для обзора пояса широт выше 40° с полосами захвата 2200 км реализуется при долготных сдвигах от 46° до 50° , причем с большими запасами и в широких диапазонах фазовых сдвигов;

- при периодах обновления 3,0 часа обеспечение ошибок обзора ниже 2% одновременно для глобального обзора с полосами захвата 2950 км и обзора пояса широт выше 40° с полосами захвата 2200 км реализуется только при долготных сдвигах 48° и 49° с малыми запасами и в узких диапазонах фазовых сдвигов.

Литература

1. Саульский В. К. Рациональные орбиты для многополосного обзора Земли из космоса / В. К. Саульский // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». – 2015. – Т. 145. – № 2. – С. 42 – 56.
2. Горбунов А. В. Векторный метод анализа спутниковых структур / А. В. Горбунов, В. К. Саульский // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». – 2015. – Т. 147. – № 4. – С. 18 – 28.
3. Горбунов А. В. Применение векторной модели обзора Земли для анализа ИСЗ на изомаршрутных орбитах / А. В. Горбунов, В. К. Саульский // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». – 2016. – Т. 153. – № 4. – С. 29 – 46.

4. Саульский В. К. Анализ систем спутников для периодического обзора Земли / В. К. Саульский // Космические исследования. – 2017. – Т. 55 – № 4. – С. 290 – 304.
5. Горбунов А. В. Векторная модель обзора Земли и направления ее использования / А. В. Горбунов, В. К. Саульский // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ». – 2017. – Т. 156. – № 1. – С. 21 – 32.
6. Анализ структуры группировок спутников типа «Метеор-М» / А. В. Горбунов, И. Ю. Ильина, Л. А. Макриденко [и др.] // Космонавтика и ракетостроение. – 2020. – № 2 (113). – С. 5 – 21.

Поступила в редакцию 10.10.2023

*Виктор Константинович Саульский, доктор технических наук, главный специалист,
т. (495) 623-57-74, e-mail: ntk.vniiem@bk.ru.
(АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).*

OPTIMIZING MULTI-SATELLITE STRUCTURES USING VECTOR MODEL OF THE EARTH SURVEY

V. K. Saulskii

The target of optimizing multi-satellite structures is solved for small spacecraft (SS) constellations to observe the Earth. Functions of all time survey intervals with their repetition frequencies on given Earth zones are recommended as complex optimization criterions. The computer program developed on the basis of "Vector Model of the Earth Survey" is suggested to search all time intervals and frequencies. An example of its use to choose constellation structures from 4 SS is given. Two "renovation periods": 3.5 hours and 3 hours are considered.

Keywords: multi-satellite structure, vector model, constellation, time interval, repetition frequency, Earth survey, «renovation period», small spacecraft.

References

1. Saulskii V. K. Rational orbits for multisatellite survey of the Earth from space / V. K. Saulskii // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow: VNIIEEM Corporation JSC. – 2015. – Vol. 145. – No. 2 – P. 42–56.
2. Vector method for analysis of satellite structures / A. V. Gorbunov, V. K. Saulskii // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow : VNIIEEM Corporation JSC, 2015. – Vol. 147. – No. 4. – P. 18 – 28.
3. Gorbunov A. V. Application of vector model of Earth survey for analysis of artificial Earth satellite on repeating orbits / A. V. Gorbunov, V. K. Saulskii // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow: VNIIEEM Corporation JSC, 2016. – Vol. 153. – No. 4. – P. 29 – 46.
4. Saulskii V. K. Analysis of satellite systems for periodical Earth observation / V. K. Saulskii // Space research. – 2017. – Vol. 55. – No. 4. – P. 290 – 304.
5. Gorbunov A. V. Vector model for Earth survey and its application areas / A. V. Gorbunov, V. K. Saulskii // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow : VNIIEEM Corporation JSC. – 2017. – Vol. 156. – No. 1. – P. 21 – 32.
6. Analysis of structure of Meteor-M type satellite constellations / A. V. Gorbunov, I. Yu. Ilyina, L. A. Makridenko [et al.] // Cosmonautics and rocket engineering. – 2020. – No. 2 (113). – P. 5–21.

*Viktor Konstantinovich Saulskii, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.), Chief Specialist,
t. +7 (495) 623-57-74, e-mail: ntk.vniiem@bk.ru.
(JC VNIIEEM Corporation).*