

ИССЛЕДОВАНИЕ ОРБИТАЛЬНОГО ПОСТРОЕНИЯ ПЕРСПЕКТИВНОЙ СИСТЕМЫ СПУТНИКОВ ДЛЯ МЕТЕОРОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА

Л. А. Макриденко, С.Н. Волков, А. В. Горбунов,
И. Ю. Ильина, В. К. Саульский, А. Л. Чуркин

Проведено исследование широкого состава вариантов орбитального построения, то есть спутниковой структуры, перспективной космической системы из космических аппаратов типа «Метеор-М», предназначенной для глобального метеорологического мониторинга. Для сравнения различных вариантов и выбора среди них лучших применялись следующие критерии: максимальный период обзора, который традиционно используется в большинстве работ по анализу систем космических аппаратов для наблюдения Земли, и новые показатели: «эффективный период обзора» и «частота ошибок обзора» на заданных «рабочих интервалах» времени. В процессе исследования количество космических аппаратов составляло от 3-х до 5-ти. Сдвиги долгот восходящих узлов соседних орбит изменялись в диапазоне от 30° до 80°, а сдвиги фаз спутников в соседних плоскостях орбит – от 0° до 360°. В общей сложности выполнен расчет, анализ и сравнение около 60 тысяч вариантов структуры из 3-х – 5-ти космических аппаратов типа «Метеор-М». Для вычислений использовался компьютерный алгоритм на базе математического аппарата векторной модели обзора Земли.

Ключевые слова: долготный сдвиг, фазовый сдвиг, частота ошибок обзора, рабочий интервал, номинальная структура, экстремальная структура, «острые» минимумы.

Введение

Настоящее исследование является прямым продолжением работы [1], в которой был выполнен предварительный анализ орбитального построения, то есть спутниковой структуры, перспективных космических систем из 4-х метеорологических спутников типа «Метеор-М» [2, 3].

В данной публикации состав вариантов структуры космической системы предельно увеличивается. Будут рассмотрены группировки из 3-х, 4-х и 5-ти космических аппаратов (КА). В отличие от работы [1], где анализировались структуры с единственным сдвигом долготы восходящих узлов соседних орбит, равным 45°, будут исследоваться все варианты структуры в широком диапазоне долготных сдвигов от 30° до 80°. Помимо критериев «эффективности обзора», уже использованных в [1], будет применяться важный новый показатель: «частота ошибок обзора» на «рабочем интервале» 3 часа, соответствующем периоду чередования синоптических сроков проведения метеорологических наблюдений. Сдвиги фаз КА в соседних плоскостях орбит, как и в [1], будут варьировать в полном диапазоне от 0° до 360°.

Так же, как и в [1], для выполнения расчетов многочисленных вариантов структуры космической системы, общее количество которых достигает ~ 60 000, будет использована компьютерная программа на базе математического аппарата векторной модели обзора Земли (ВМОЗ), разработанной в АО «Корпорация «ВНИИЭМ» и опубликованной в журналах «Космические исследования» [4, 5] и «Вопросы электроме-

ханики. Труды ВНИИЭМ» [6 – 8], а также в трудах двух международных конференций [9, 10].

Обобщив и уточнив материалы публикаций на тему ВМОЗ, авторы статьи дают наиболее точное и компактное изложение данного вопроса.

1. Описание и свойства векторной модели обзора Земли

В первых разделах настоящей статьи будет изложен процесс построения ВМОЗ, введены термины, выведены формулы, сформулированы важнейшие свойства модели, описан алгоритм по расчету ансамбля перерывов обзора и их частот и определены критерии эффективности обзора.

Все это необходимо, потому что математический аппарат ВМОЗ, ранее опубликованный в ряде работ [4 – 10], оказался чрезмерно объемным и содержит довольно много разных трактовок для основных характеристик и свойств векторной модели, а также обозначений для эквивалентных понятий.

На рис. 1 дан пример образования векторной модели обзора широты φ для группировки из трех КА. Они находятся на круговых орбитах с одинаковой высотой h и наклоном i . Группировка изображена в левой части рис. 1 (а), а модель – в правой (б). Структура фиксируется следующими сдвигами 2-го и 3-го спутников: 1) $\lambda_{1,2}$ и $\lambda_{2,3}$ по долготе восходящих узлов орбит; 2) $\tau_{1,2}$ и $\tau_{2,3}$ по фазе КА на соседних орбитах.

Модель образуется в системе координат, где по оси абсцисс откладываются долготы точек широты φ в радианах, а по оси ординат – моменты времени

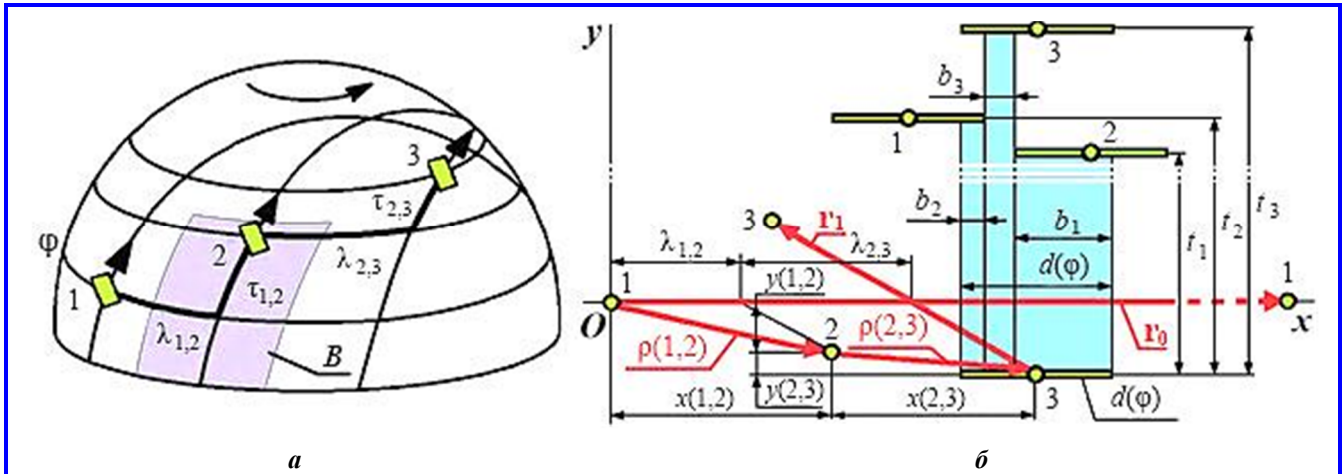


Рис. 1. Построение векторной модели (б) обзора широты φ для группировки из 3-х спутников (а)

в витках орбит, а точнее – в количестве драконических периодов обращения спутников. На модели изображаются бесконечные множества «спутниковых узлов», или коротко узлов, имеющих на рис. 1, б, вид малых кругов. Узел отображает долготу точки широты, пересеченной трассой одного из спутников, и момент времени этого пересечения. В начале координат находится любой узел 1-го спутника. Относительно него узел 2-го спутника фиксируется вектором $\rho(1, 2) = (x(1, 2); y(1, 2))$ (здесь и далее координаты вектора, обозначенные в данном случае $x(1, 2)$ и $y(1, 2)$, помещаются в скобках через точку с запятой). Узел 3-го спутника относительно 2-го задается вектором $\rho(2, 3) = (x(2, 3); y(2, 3))$. Ввиду вращения Земли и прецессии орбиты возникает межвитковое расстояние l (радиан). Действуют следующие формулы для расчета координат векторов $\rho(1, 2)$ и $\rho(2, 3)$:

$$x(1, 2) = \lambda_{1,2} + l\tau_{1,2}/(2\pi), y(1, 2) = -\tau_{1,2}/(2\pi);$$

$$x(2, 3) = \lambda_{2,3} + l\tau_{2,3}/(2\pi), y(2, 3) = -\tau_{2,3}/(2\pi).$$

В общем случае для группировки из K спутников координаты вектора

$$\rho(k, t) = (x(k, t); y(k, t)), 1 \leq k \leq t \leq K, \quad (1)$$

именуемого «вектором сдвига» и фиксирующего положение одного из узлов t -го спутника относительно любого узла k -го спутника, вычисляются так:

$$x(k, t) = \lambda_{k,t} + l\tau_{k,t}/(2\pi), y(k, t) = -\tau_{k,t}/(2\pi), 1 \leq k \leq t \leq K. \quad (2)$$

Положения всех узлов t -го спутника можно найти, прибавляя к вектору, фиксирующему любой узел k -го спутника, следующие комбинации векторов:

$$\rho(k, t) + W_0 \mathbf{r}_0 + W_1 \mathbf{r}_1, \quad (3)$$

в которых W_0 и W_1 произвольные целые числа, а векторы \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 называются шаг-векторами и имеют следующие координаты:

$$\mathbf{r}_0 = (x_0; Y_0) = (2\pi; 0), \mathbf{r}_1 = (x_1; Y_1) = (-l; 1). \quad (4)$$

В дополнение к \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 существуют шаг-векторы $\mathbf{r}_j = (x_j; Y_j), j = 2, 3, \dots$, вычисляемые из следующей рекуррентной процедуры (при \mathbf{r}_0 и \mathbf{r}_1 для начала):

$$\mathbf{r}_{j+1} = \mathbf{r}_{j-1} + E(|x_{j-1}/x_j|)\mathbf{r}_j, j = 2, 3, \dots, \quad (5)$$

причем целочисленная функция $E(z)$ равна целой части своего аргумента z .

Ординаты шаг-векторов всегда являются целыми числами и для напоминания об этом записываются заглавными буквами $Y_0, Y_1, \dots, Y_j \dots$.

Аналогично (2) существуют комбинации векторов

$$\rho(k, t) + W_j \mathbf{r}_j + W_{j+1} \mathbf{r}_{j+1} \quad (6)$$

с целыми множителями W_j и W_{j+1} . Прибавляя (6) к любому узлу k -го спутника, определяются положения абсолютно всех узлов t -го спутника.

На рис. 1 предполагается, что выполняется «односторонний» обзор, когда наблюдение ведется только на восходящих сторонах орбит. В общем случае «двустороннего» обзора (на обеих сторонах орбит) к картине восходящих узлов прибавляется точно такая же картина нисходящих узлов, сдвинутая относительно предыдущей на «вектор перехода» $\rho(\varphi) = (x(\varphi); y(\varphi))$ с координатами

$$x(\varphi) = \pi - l/2 - 2\sin^{-1}(\tan\varphi/\tan i) + l\sin^{-1}(\sin\varphi/\sin i)/\pi, \quad (7)$$

$$y(\varphi) = 0,5 - \sin^{-1}(\sin\varphi/\sin i)/\pi. \quad (8)$$

Для построения модели «двустороннего» обзора используются «векторы смещения»

$$\mathbf{p}(k, t, \varphi, V) = (x(k, t, \varphi, V); y(k, t, \varphi, V)), 1 \leq k \leq t \leq K, \quad (9)$$

задающие положения восходящих и нисходящих узлов t -го спутника относительно восходящих и нисходящих узлов k -го спутника. Расчет $\mathbf{p}(k, t, \varphi, V)$ производится так:

$$\mathbf{p}(k, t, \varphi, V) = \mathbf{p}(k, t) + V\mathbf{p}(\varphi), \quad (10)$$

где $\mathbf{p}(k, t) = (x(k, t); y(k, t))$ – «вектор сдвига» (1) с координатами (2), координаты «вектора перехода» $\mathbf{p}(\varphi)$ вычисляются из (7) и (8), а множитель V равен:

- 0 при смещении от восходящих узлов до восходящих узлов или от нисходящих узлов до нисходящих узлов;
- +1 при смещении от восходящих узлов до нисходящих узлов;
- –1 при смещении от нисходящих узлов до восходящих узлов.

Через спутниковые узлы можно провести следы, являющиеся прямолинейными отрезками с длиной $d(\varphi)$, выраженной в радианах и соответствующей участку широты φ , пересеченному полосой обзора спутника. Длина следа (в радианах) определяется по следующей приближенной формуле [4, 5]:

$$d(\varphi) = B(2\pi - l \cos i) / (2\pi R_E \sqrt{\cos^2 \varphi - \cos^2 i}), \quad (11)$$

где B – полоса обзора (спутника), км; $R_E = 6371$ км – средний радиус Земли. Для предельно точного расчета можно применять более громоздкие формулы из [11].

На рис. 1, б, показаны 4 следа, а между ними – «столбики», высоты которых равны перерывам обзора t_1, t_2, t_3 . Условные вероятности перерывов f_1, f_2, f_3 для события пересечения широты φ полосой обзора 3-го спутника находятся путем деления ширины «столбиков» b_1, b_2, b_3 на след $d(\varphi)$. Совокупность «столбиков» над следом назовем «подмоделью». Векторная модель состоит из подмоделей, их принципиальный вид дан на рис. 2 [5, 8, 10]. Для расчета всех перерывов обзора с частотами нужен алгоритм определения полного набора подмоделей. Он будет дан в следующем разделе, а пока вернемся к «вектору сдвига» $\mathbf{p}(k, t)$. Его координаты (2) рассчитываются по заданным параметрам $\lambda_{k,t}$ и $\tau_{k,t}$ структуры из K спутников. Обратные выражения к формулам (2):

$$\lambda_{k,t} = x(k, t) + ly(k, t), \tau_{k,t} = -2\pi y(k, t), 1 \leq k \leq t \leq K, \quad (12)$$

определяют спутниковую структуру, соответствующую векторной модели. В (12) разрешается использовать координаты любых узлов модели, поэтому величины $\lambda_{k,t}$ и $\tau_{k,t}$ могут выходить за границы удобного интервала от 0 до 2π . Для попадания в данный интервал вместо (12) рекомендуется использовать следующие формулы:

$$\lambda_{k,t} = \text{mod}(2\pi; x(k, t) + ly(k, t)), \tau_{k,t} = 2\pi \text{mod}(1; -y(k, t)), 1 \leq k \leq t \leq K, \quad (13)$$

где новая функция $\text{mod}(a; b) = a \text{ frac}(1 + \text{frac}(b/a))$, а функция $\text{frac}(z)$ равна дробная часть аргумента z .

Наличие пар формул (2) и (13) означает, что структура многоспутниковой группировки и ее векторная модель взаимно однозначно соответствуют друг другу.

2. Алгоритм расчета перерывов обзора и частот их реализации

Для расчета полного набора перерывов обзора вместе с частотами их реализации необходимо сначала построить алгоритм определения всех подмоделей, из которых состоит ВМОЗ на фиксируемой широте земного шара.

На рис. 2 показан принципиальный вид подмодели. Она построена из узлов и следов над восходящим (нисходящим) следом k -го спутника. В ней участвуют лишь те узлы и следы от всех спутников, которые образуют «столбики» перерывов обзора над следом k -го спутника. Для примера выделены три подобных «столбика» на рис. 2.

Один из узлов k -го спутника стал началом координат O подмодели. В любой подмодели различаются

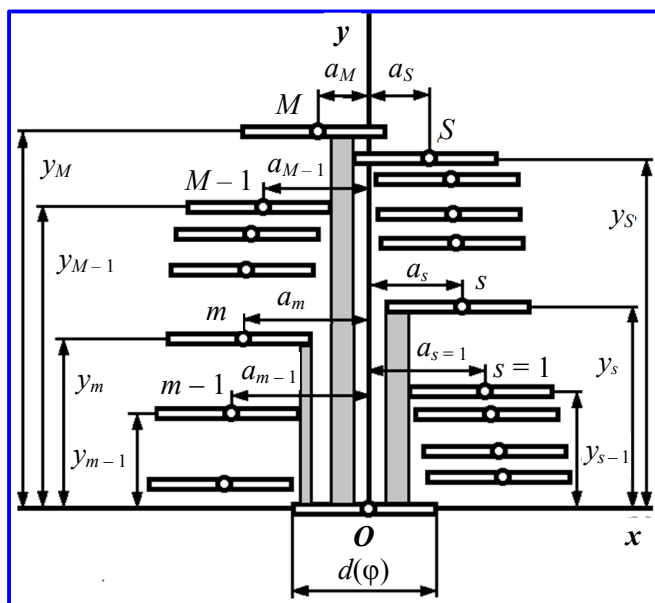


Рис. 2. Типичный вид подмодели

два набора узлов и следов: левый (из узлов и следов левее оси ординат с номерами $1, 2, \dots, m, \dots, M$) и правый (из узлов и следов правее этой оси с номерами $1, 2, \dots, s, \dots, S$). Для обозначения абсолютных величин абсцисс узлов левого набора используются a_m , а правого – a_s . Обозначениями ординат тех же узлов служат y_m и y_s .

Для построения подмодели на восходящем (нисходящем) следе k -го спутника используются восходящие и нисходящие узлы всех спутников с номерами $t = 1, 2, \dots, K$, включая и k -й. Из них формируются левые и правые наборы узлов подмодели. Восходящие (нисходящие) узлы t -го спутника, выделяемые для подмодели k -го спутника, задаются бета-векторами $\beta_{j,p} = (x_{j,p}; y_{j,p})$, вычисляемыми в процедуре, напоминающей расчет шаг-векторов. Последние можно считать альфа-векторами. Индекс j – номер этапа процедуры, p – номер подэтапа внутри этапа.

На рис. 3 показана последовательность восходящих (нисходящих) бета-векторов t -го спутника относительно узла k -го спутника [5, 8, 10]. Этот «узел» (малый круг) стал началом координат. Узлы t -го спутника – малые треугольники. Первыми в последовательности бета-векторов стоят $\beta_{0,0}$ и $\beta_{1,0}$, фиксирующие ближайшие слева сверху и справа сверху к началу координат узлы t -го спутника. Бета-вектор $\beta_{1,0}$ на рис. 3 не поместился из-за недостатка места. Кроме того, изображены лишь «нулевые» бета-векторы вида $\beta_{2,0}, \beta_{3,0}, \dots$, а остальные не показаны, чтобы не загромождать рисунок.

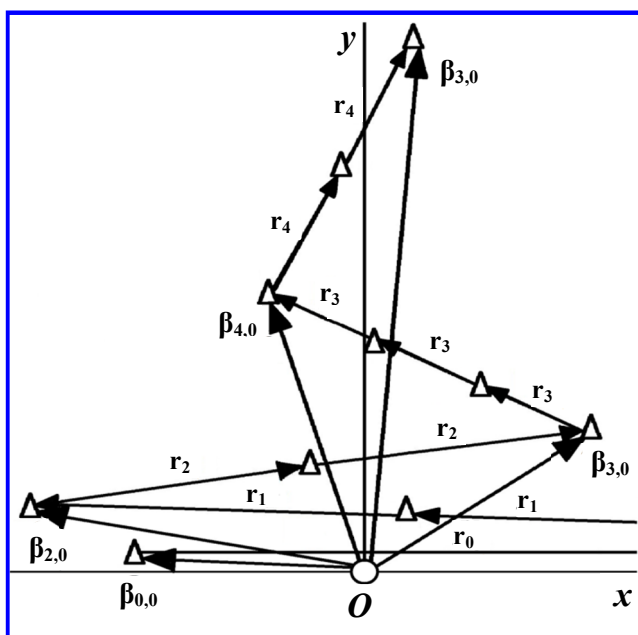


Рис. 3. Схема формирования последовательности бета-векторов

Процесс расчета последовательности бета-векторов начинается с определения вспомогательного вектора $\gamma = (x_\gamma; y_\gamma)$. Находим его, используя формулы (7) – (10):

$$\gamma = \rho(k, t, \varphi, V) - U(y(k, t, \varphi, V) - 1)\mathbf{r}_1, \quad (14)$$

где \mathbf{r}_1 – шаг-вектор с координатами из (4), а функция $U(z)$ равна целому числу, ближайшему сверху к ее аргументу z . Например, $U(7,8) = 8, U(-7,8) = -7$.

Используя γ и «нулевой» шаг-вектор \mathbf{r}_0 из (4), определяем первые бета-векторы:

$$\beta_{0,0} = \gamma - U(x_\gamma/(2\pi))\mathbf{r}_0, \quad \beta_{1,0} = \beta_{0,0} + \mathbf{r}_0. \quad (15)$$

Последующие бета-векторы вычисляются рекуррентно по этапам и подэтапам, используя \mathbf{r}_1 и очередные шаг-векторы $\mathbf{r}_2, \mathbf{r}_3, \dots, \mathbf{r}_j$, определяемые в процедуре (5):

$$\begin{aligned} \beta_{1,p} &= \beta_{1,0} + p\mathbf{r}_1, \quad p = 1, 2, \dots, E(|x_{1,0}/x_1|), \\ \beta_{2,0} &= \beta_{1,0} + (E(|x_{1,0}/x_1|) + 1)\mathbf{r}_1; \quad \beta_{2,p} = \beta_{2,0} + p\mathbf{r}_2, \\ & \quad p = 1, 2, \dots, E(|x_{2,0}/x_2|), \\ \beta_{3,0} &= \beta_{2,0} + (E(|x_{2,0}/x_2|) + 1)\mathbf{r}_2; \quad \dots; \\ \beta_{j,p} &= \beta_{j,0} + p\mathbf{r}_j, \quad p = 1, 2, \dots, E(|x_{j,0}/x_j|), \\ \beta_{j+1,0} &= \beta_{j,0} + (E(|x_{j,0}/x_j|) + 1)\mathbf{r}_j. \end{aligned} \quad (16)$$

Завершающим будет «нулевой» вектор $(j + 1)$ -го этапа $\beta_{j+1,0}$, вычисляемый после наступления следующего условия, в котором $d(\varphi)$ – длина следа из формулы (11):

$$|x_j| \leq d(\varphi) < |x_{j-1}|. \quad (17)$$

Каждый очередной бета-вектор задает новый узел и след, которые включаются в левый или правый набор узлов и следов подмодели, если ранее встроенные в нее следы, находящиеся ниже, не мешают образованию нового «столбика» перерывов на рис. 2. При этом могут удалиться некоторые прежние следы, расположенные выше нового.

Важным частным случаем являются группировки спутников на «изомаршрутных» орбитах (ИМО), трассы которых повторяются на земной поверхности через целые числа витков орбит T и целые числа суток L . Следовательно, $Tl = 2\pi L$, а потому и межвитковое расстояние l можно вычислить очень простым способом:

$$l = 2\pi L/T. \quad (18)$$

Для ИМО процедура (5) расчета шаг-векторов обязательно заканчивается на некотором шаге $j = J$, и последним всегда становится вектор

$$\mathbf{r}_{J+1} = (0; T). \quad (19)$$

Не позже J -го этапа завершается и процедура (16) даже, если условие (17) еще не наступило. Если после учета всех последовательностей бета-векторов для построения очередной подмодели не достигнуто следующее условие для высших узлов на рис. 2:

$$a_M + a_S \leq d(\varphi), \quad (20)$$

то сплошное покрытие широты φ для данной ИМО не реализуется.

Как только получена очередная подмодель для широты φ , можно определить перерывы обзора, которые равны высотам ее «столбиков», и вычислить частоты их реализации. Точнее говоря, каждая подмодель отображает событие пересечения широты φ трассой одного из спутников и ближайшие дальнейшие проходы других спутников в данном месте. Для этого события перерывы обзора численно равны ординатам узлов подмодели, а для расчета их частот (по ансамблю перерывов обзора) ниже даны формулы, выведенные по рис. 2 с прибавлением в подмоделях слева и справа дополнительных (условных) узлов с $a_0 = d(\varphi)$ и $y_0 = 0$.

Если наивысшим являлся узел M левого набора, то частота f_M его перерыва y_M

$$f_M = (a_{M-1} + a_S - d(\varphi)) / d(\varphi). \quad (21)$$

Частоты f_m и f_s перерывов y_m и y_s вычисляются по формулам

$$f_m = (a_{m-1} - a_m) / d(\varphi) \text{ для } m = 1, 2, \dots, M-1; \quad (22)$$

$$f_s = (a_{s-1} - a_s) / d(\varphi) \text{ для } s = 1, 2, \dots, S. \quad (23)$$

Если же наивысшим был узел S правого набора, то в (21) – (23) произойдут очевидные перемены. При $y_M = y_S$ частота наивысшего перерыва равна:

$$f_M = f_S = (a_{M-1} + a_{S-1} - d(\varphi)) / d(\varphi). \quad (24)$$

Ординаты подмоделей по всем широтам объединяются, образуя полный состав перерывов

$$t_1 < t_2 < \dots < t_n < \dots < t_{n_{\max}}.$$

Их частоты $f_1, f_2, \dots, f_n, \dots, f_{n_{\max}}$ определяются, исходя из равенства частот событий пересечения каждой широты для всех спутников. В частности, при двустороннем обзоре частота $f_n(\varphi)$ перерыва t_n на широте φ для K спутников вычисляется, как средняя от частот $f_{n,k}(\varphi, k, A)$ и $f_{n,k}(\varphi, k, D)$, найденных по всем восходящим (A) и нисходящим (D) подмоделям:

$$f_n(\varphi) = \sum_{k=1}^K (f_{n,k}(\varphi, k, A) + f_{n,k}(\varphi, k, D)) / (2K), \quad n=1, 2, \dots, n_{\max} \quad (25)$$

Для K -спутникового одностороннего обзора эта формула упрощается:

$$f_n(\varphi) = \sum_{k=1}^K (f_{n,k}(\varphi, k) / K), \quad (26)$$

поскольку учитываются или восходящие, или только нисходящие подмодели.

От относительных (безразмерных) частот $f_n(\varphi)$ по набору переходим к частотам $g_n(\varphi)$ перерывов t_n за виток (орбиты), то есть за драконический период T_{dr} :

$$g_n(\varphi) = f_n(\varphi) / t_{\text{mid}}(\varphi) [1/\text{виток}], \quad (27)$$

где $t_{\text{mid}}(\varphi)$ – средний период обзора на широте φ , выраженный в количестве витков.

Для расчета частот g_n на поясе широт $[\varphi_{\min}, \varphi_{\max}]$ нужно сначала разделить его на M малых поясов $[\varphi_{\min} + (m-1)\Delta\varphi, \varphi_{\min} + m\Delta\varphi]$, $m = 1, 2, \dots, M$ с шагом $\Delta\varphi = (\varphi_{\max} - \varphi_{\min})/M$. Найдя по формулам (23) – (27) частоты $g_n(\varphi_m)$ для средних широт малых поясов, $\varphi_m = \varphi_{\min} + (m-0,5)\Delta\varphi$ вычисляются искомые частоты:

$$g_n = \sum_{m=1}^M f_n(\varphi_m) \cos \varphi_m / \sum_{m=1}^M \cos \varphi_m [1/\text{виток}]. \quad (28)$$

Для расчета частот g_n^* за сутки нужно g_n умножить на 24 и разделить на T_{dr} в часах:

$$g_n^* = 24g_n / T_{dr} [1/\text{сутки}]. \quad (29)$$

Наконец, находится средний период t_{mid} и частоты f_n перерывов t_n на поясе широт:

$$t_{\text{mid}} = 1 / \sum_{n=1}^{n_{\max}} g_n, \quad f_n = g_n t_{\text{mid}}, \quad n = 1, 2, \dots, n_{\max}. \quad (30)$$

Используя алгоритм расчета подмоделей (раздел 3) и формулы (21) – (30), создана уже упоминавшаяся компьютерная программа, определяющая все перерывы обзора с их частотами на задаваемом поясе широт Земли для любых группировок спутников. Быстродействие программы характеризуют следующие расчеты на компьютере Асег, Aspire 23820 для 4-х спутников типа «Метеор-М» с полосами обзора 2900 км на поясе широт $[0^\circ, 80^\circ]$ с шагом $\Delta\varphi = 0,1^\circ$: для очередного варианта структуры все перерывы (их число составляло от 3200 до 4100) с частотами определялись за $\sim 0,35$ с.

3. Критерии эффективности обзора

Для сравнения различных вариантов структуры систем спутников для наблюдения Земли требуется использовать критерий эффективности обзора, адекватно соответствующий цели наблюдения.

До сих пор для этого на протяжении многих лет применяется максимальный перерыв обзора T_{\max} [12]. Его популярность объясняется относительной простотой расчета, поскольку не возникает необходимости определять полный набор перерывов обзора, да еще и их частоты. Однако, один, даже максимальный, перерыв не является адекватным представителем всего состава многочисленных перерывов обзора, возникающих в различные периоды времени в разных местах зон наблюдения на Земле.

Полноценный критерий эффективности обзора должен отражать все перерывы обзора вместе с частотами их реализации.

Учитывая сказанное, в [5, 7] предложен новый универсальный критерий T_{ef} , названный «эффективным периодом» обзора. Он является функцией от всех перерывов обзора t_n , $n = 1, 2, \dots, n_{\max}$, с их частотами f_n и вычисляется следующим образом:

$$T_{ef} = \sum_{n=1}^{n_{\max}} t_n^2 f_n / t_{\text{mid}}; \quad (31)$$

$$t_{\text{mid}} = \sum_{n=1}^{n_{\max}} t_n f_n, \quad (32)$$

где t_{mid} – средний период обзора; t_n , T_{ef} и t_{mid} – количество витков орбиты, то есть драконических периодов T_{dr} обращения спутников по орбитам, измеряемых в часах (или h , то есть *hour*).

T_{ef} – условно постоянный перерыв обзора на всей области наблюдения, при котором возникает такой же негативный эффект (из-за невозможности непрерывного наблюдения), как и для реального набора перерывов. При выводе формулы (31) счита-

лось, что эффект от каждого перерыва пропорционален его квадрату [5, 7].

Критерий (31), как все универсальные критерии, не полностью отвечает целевому назначению отдельных задач наблюдения, включая: 1) глобальный метеорологический мониторинг и 2) обнаружение малоразмерных лесных пожаров (МЛП).

Поэтому ниже предлагается еще один новый критерий, наиболее полно соответствующий обоим вышеуказанным задачам. Для его вывода и обоснования нужно исходить из того, что в этих задачах требуется обеспечивать съемки каждый раз до завершения заданного промежутка времени, который можно назвать «рабочим интервалом» a [часов]. В 1-й задаче интервалы a регулярно чередуются, а их середины совпадают с синоптическими сроками. Во 2-й задаче a начинается в момент времени, когда новый МЛП достигает размера, обнаружимого с КА, и далее его нужно выявить до завершения интервала a .

Заметим, что пропуск съемки на рабочем интервале a возможен только на достаточно «длинных перерывах», когда $t_n > a/T_{dr}$. В случае некоторого «длинного» перерыва t_n съемка не сможет быть выполнена до истечения a , если начало этого рабочего интервала пришлось на начальный участок $t_n - a/T_{dr}$ перерыва t_n . Отношение средней суммы таких участков, подсчитанной по всем «длинным перерывам» с учетом их частот f_n , к среднему перерыву t_{mid} равно частоте $F(a)$ нарушения требований к съемкам для обеих выделенных целевых задач:

$$F(a) = \sum_{n=m}^{n_{\max}} (t_n - a/T_{dr}) f_n / t_{\text{mid}}, \quad t_n > a/T_{dr}, \quad t_{m-1} \leq a/T_{dr}. \quad (33)$$

Здесь и далее считаем, что весь состав перерывов обзора упорядочен по возрастанию, то есть $t_n > t_{n-1}$.

Критерий (33) назовем «частотой ошибок» обзора и будем считать основным при анализе спутниковых структур для метеорологии и выявления очагов лесных пожаров. Его применение оправданно и при многих других целевых задачах наблюдения Земли.

Перед применением критериев (31) и (33) решается задача определения всех перерывов обзора и их частот. Алгоритм для этой цели изложен в предыдущем разделе.

Компьютерная программа, созданная на базе данного алгоритма, вычисляет наборы перерывов обзора с их частотами для систем из любого числа КА с любой структурой. Скорость счета очень высока. Примеры, подтверждающие ее, приведены в конце предыдущего раздела.

Высокое быстродействие программы позволило в настоящей работе рассчитать десятки тысяч вариантов группировок, выбирая среди них лучшие по названному выше критерию. Полезно добавить, что в данной компьютерной программе, можно применять, наряду с рассмотренными выше критериями, и любые другие показатели в виде функций от всех перерывов обзора с учетом частот их реализации.

Далее исследуются группировки из 3-х, 4-х и 5-ти метеоспутников типа «Метеор-М». Добавим, что системам обнаружения малоразмерных лесных пожаров будет посвящена следующая статья по теме применения ВМОЗ (Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. 2021. Т. 180. № 1).

4. Расчет и сравнение группировок из 3-х, 4-х и 5-ти космических аппаратов типа «Метеор-М»

Применяя компьютерную программу, разработанную на основе математического аппарата ВМОЗ, выполнен расчет и сравнение вариантов структуры из 3-х, 4-х и 5-ти метеоспутников типа «Метеор-М» [2, 3] по критериям из предыдущего раздела:

- максимальному перерыву обзора T_{\max} ;
- эффективному периоду обзора T_{ef} ;
- частоте ошибок обзора $F(3 \text{ часа})$ на рабочем интервале $a = 3 \text{ часа}$;
- частоте ошибок обзора $F(3,5 \text{ часа})$ на рабочем интервале $a = 3,5 \text{ часа}$.

Основным считался $F(3 \text{ часа})$, поскольку рабочий интервал $a = 3 \text{ часа}$ равен периоду чередования синоптических сроков, как общепринятому при проведении метеонаблюдений. Учитывался и $F(3,5 \text{ часа})$ с увеличенным интервалом $a = 3,5 \text{ часа}$.

Рассматривались спутниковые структуры, образуемые следующим образом:

$$\lambda_{k,k+1} = \Delta\lambda, \tau_{k,k+1} = \Delta\tau, k = 1, 2, \dots, K-1. \quad (34)$$

Такая структура состоит из КА, размещаемых по одному в K плоскостях орбит так, чтобы узлы соседних орбит смещались на одинаковые сдвиги $\Delta\lambda$ по долготе, а позиции спутников на этих орбитах – на одинаковые сдвиги $\Delta\tau$ по фазе. Подобное построение обосновано в [1], опираясь на свойства векторной модели обзора экватора Земли. Там же рекомендованы следующие долготные сдвиги, которые назовем «номинальными»:

$$\Delta\lambda = \pi/K = 180^\circ/K, \quad (35)$$

а фазовый сдвиг $\Delta\tau$ предложено выбирать, сравнивая все структуры со сдвигами $0 \leq \Delta\tau < 2\pi$, то есть $0^\circ \leq \Delta\tau < 360^\circ$, и выделяя среди них лучший по критерию $F(a)$.

Структура со сдвигом (35) соответствует практике построения группировок КА для глобального метеорологического мониторинга в России и за рубежом. Однако, учитывая искажение симметричной векторной модели обзора экватора с ростом широты в соответствии с формулами (7) – (10), целесообразно исследовать структуры, построенные по формулам (34) с разными сдвигами по долготе, отличающимися от (35). Учитывая разумность следования многолетней тенденции, это исследование не нацелено на выдачу практических рекомендаций по долготным сдвигам, но полезно с аналитической точки зрения. Кроме того, в отличие от работы [1], где рассматривались лишь системы из 4-х КА, ниже будут анализироваться группировки от 3-х до 5-ти КА типа «Метеор-М». Как мы увидим, дальнейший рост числа спутников при сохранении рабочего интервала на уровне 3-х и тем более 3,5 часов уже не оправдан.

Итак, используя созданную компьютерную программу, проведен расчет структур с долготными сдвигами $30^\circ - 80^\circ$ и фазовыми $-0^\circ - 360^\circ$. Сдвиги чередовались через 1° , то есть вычислялось более 18 000 вариантов для каждой из группировок КА (из 3-х, 4-х и 5-ти спутников). Исходные данные взяты из [2, 3]. Полоса обзора $B = 2900 \text{ км}$ соответствовала главному целевому прибору: радиометру МСУ-МР [3]. Орбита при новых запусках КА немного варьирует [3]. Для определенности выбраны ее следующие параметры: средняя высота $h = 832 \text{ км}$, наклонение $I = 98,786^\circ$, драконический период $T_{dr} = 1,69 \text{ часа}$. Орбита изомаршрутная с периодом $T = 199$ витков и $L = 14$ суток [2], поэтому по формуле (21) сразу вычисляется межвитковое расстояние, необходимое для запуска компьютерной программы:

$$l = 2\pi 14/199 \approx 0,44203314 \text{ рад}. \quad (36)$$

Далее, используя результаты выполненных расчетов, сравниваются лучшие («экстремальные») значения T_{\max} , T_{ef} , $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ с их величинами для «номинальных» структур с «номинальными» долготными сдвигами (35).

Расчеты ограничивались поясом широт $[0^\circ, 80^\circ]$. Это сделано ввиду того, что приближенная формула (11) для расчета длины следов на более высоких широтах приводит к ошибкам, причем приполярная зона может не учитываться, поскольку она гарантированно наблюдается на каждом из рабочих интервалов 3 и 3,5 часа, а ее площадь ничтожно мала по сравнению с площадью этого пояса.

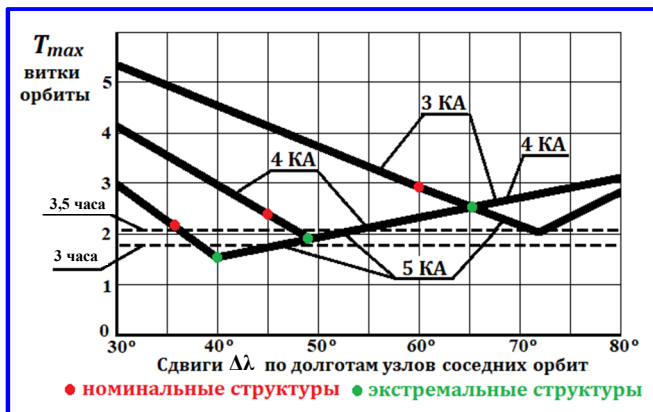


Рис. 4. Максимальные перерывы обзора T_{max} для систем из 3-х, 4-х и 5-ти космических аппаратов типа «Метеор-М», обеспечивающих $\min(T_{max})$

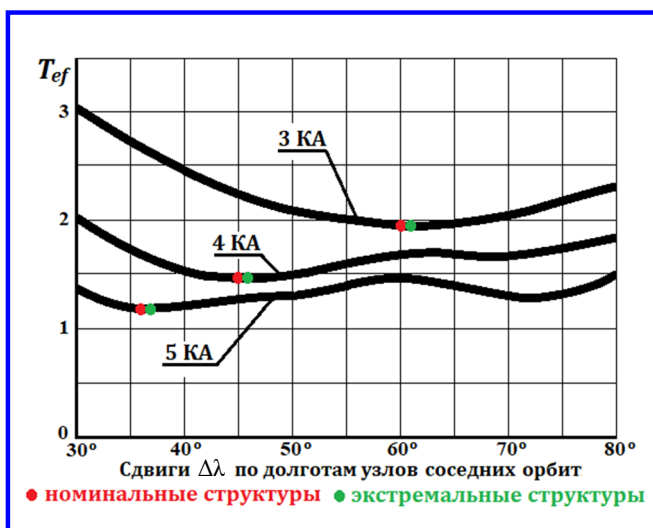


Рис. 5. Эффективные периоды обзора T_{ef} для систем из 3-х, 4-х и 5-ти КА «Метеор-М», обеспечивающих $\min(T_{ef})$

На рис. 4 – 7 даны графики критериев эффективности в зависимости от сдвигов по долготе $\Delta\lambda$. Для каждого подобного сдвига найдены и применены при построении графиков лучшие сдвиги по фазе $\Delta\tau$ из диапазона от 0° до 360° , минимизирующие эти критерии.

На рис. 4 представлены графики максимальных перерывов T_{max} , а в табл. 1 – параметры номинальных структур и «экстремальных» структур, которые обеспечивают минимумы максимальных перерывов T_{max} . Для всех систем КА такие минимумы, то есть $\min(T_{max})$, реализуются при долготных сдвигах на 4° – 6° больше номинальных, обеспечивая значительное падение T_{max} : на 13 – 23%. Для 4-х КА $\min(T_{max})$ оказались ниже уровня, соответствующего 3,5 часам, а для 5-ти КА – даже 3 часов.

Напрашивается вывод о том, что номинальные группировки малоэффективны. Однако, анализ графиков для остальных критериев опровергает это утверждение.

На рис. 5 показаны графики эффективных периодов T_{ef} . В табл. 2 содержатся характеристики номинальных группировок и «экстремальных» структур по T_{ef} . Для всех систем КА сдвиги по долготе $\Delta\lambda$ для «экстремальных» структур лишь на 1° превышают номинальные, а уменьшение T_{ef} ничтожно мало.

На рис. 6 фигурируют графики частоты ошибок обзора $F(3 \text{ часа})$, а по табл. 3 можно сравнивать номинальные структуры и «экстремальные» по этому показателю. Нетрудно установить, что «экстремальные» долготные сдвиги всего на 2° отличаются от номинальных, причем весомое улучшение $F(3 \text{ часа})$ достигается лишь для 4-х КА.

Таблица 1

Группировки с номинальными сдвигами $\Delta\lambda$ и группировки, обеспечивающие $\min(T_{max})$

Число КА	Номинальные группировки			Группировки с $\min(T_{max})$		
	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	T_{max}	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	T_{max}
3	60	59	2,950	66	161	2,553
4	45	88	2,357	49	34	1,906
5	36	34	2,001	40	170	1,528

Таблица 2

Группировки с номинальными сдвигами $\Delta\lambda$ и группировки, обеспечивающие $\min(T_{ef})$

Число КА	Номинальные группировки			Группировки с $\min(T_{ef})$		
	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	T_{ef}	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	T_{ef}
3	60	254	1,944	61	243	1,944
4	45	105	1,451	46	98	1,450
5	36	234	1,185	37	230	1,183

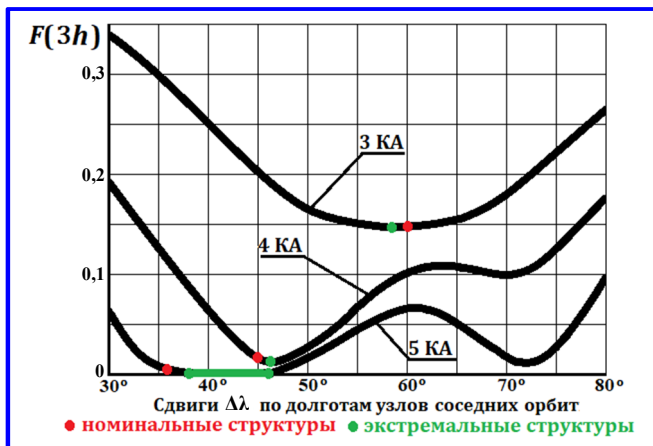


Рис. 6. Частоты ошибок обзора $F(3 \text{ часа})$ для систем из 3-х, 4-х и 5-ти КА «Метеор-М», обеспечивающих $\min(F(3 \text{ часа}))$

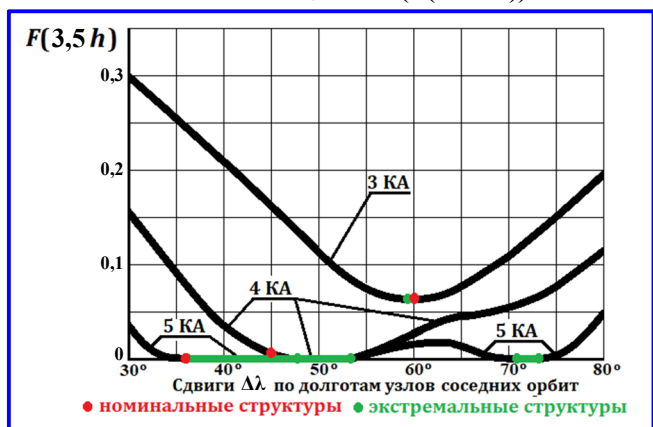


Рис. 7. Частоты ошибок обзора $F(3,5 \text{ часа})$ для систем из 3-х, 4-х и 5-ти КА «Метеор-М», обеспечивающих $\min(F(3,5 \text{ часа}))$

На рис. 7 представлены графики частоты ошибок обзора $F(3,5 \text{ часа})$. В табл. 4 даны параметры

номинальных и «экстремальных» структур для $F(3,5 \text{ часа})$. Сдвиги по долготе для обеих структур немного отличаются только для систем из 4-х спутников, причем снижение значений $F(3,5 \text{ часа})$ при экстремальных сдвигах $\Delta\lambda$ почти незаметно.

Подводя итог исследованию графиков на рис. 4 – 7 и данных в табл. 1 – 4, можно утверждать, что в противовес T_{\max} три остальных критерия свидетельствуют о достаточно высокой эффективности номинальных спутниковых группировок. Отметим также, что для номинальной структуры из 5-ти КА ошибки обзора почти обнуляются уже при рабочем интервале 3 часа, а для интервала 3,5 часа просто отсутствуют.

По данным в табл. 3 и 4 и на графиках рис. 6 и 7 несложно установить, что номинальные и «экстремальные» структуры из 5-ти спутников обеспечивают предельную минимизацию частоты ошибок обзора на нулевом уровне, поэтому системы из 5-ти КА следует признать избыточными при полосе обзора 2900 км. Вследствие этого, далее исследуются только структуры из 3-х и 4-х спутников.

5. Подробное исследование структур из 3-х и 4-х спутников типа «Метеор-М»

Для построения графиков на рис. 4 – 7 проводились расчеты с долготным шагом 1° . Сокращая этот шаг до $0,1^\circ$ в районах «экстремальных» значений основного критерия $F(3 \text{ часа})$, находим уточненные значения «экстремальных» долготных сдвигов для систем из 3-х и 4-х спутников:

- $\Delta\lambda = 58,3^\circ$ для «экстремальной» структуры из 3-х КА;
- $\Delta\lambda = 46,7^\circ$ для «экстремальной» структуры из 4-х КА.

Таблица 3

Группировки с номинальными сдвигами $\Delta\lambda$ и группировки, обеспечивающие $\min(F(3 \text{ часа}))$

Число КА	Номинальные группировки			Группировки с $\min(F(3 \text{ часа}))$		
	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	$F(3 \text{ часа})$	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	$F(3 \text{ часа})$
3	60	81	0,147362	58	81	0,146707
4	45	81	0,017268	47	81	0,012137
5	36	120	0,001461	38 – 46	–	0

Таблица 4

Группировки с номинальными сдвигами $\Delta\lambda$ и группировки, обеспечивающие $\min(F(3,5 \text{ часа}))$

Число КА	Номинальные группировки			Группировки с $\min(F(3,5 \text{ часа}))$		
	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	$F(3,5 \text{ часа})$	$\Delta\lambda$, град.	$\Delta\tau$, град.	$F(3,5 \text{ часа})$
3	60	334	0,064388	60	334	0,064388
4	45	79	0,002678	48 – 53	–	0
5	36	34 – 42	0	36 – 53	–	0
				71 – 72	–	0

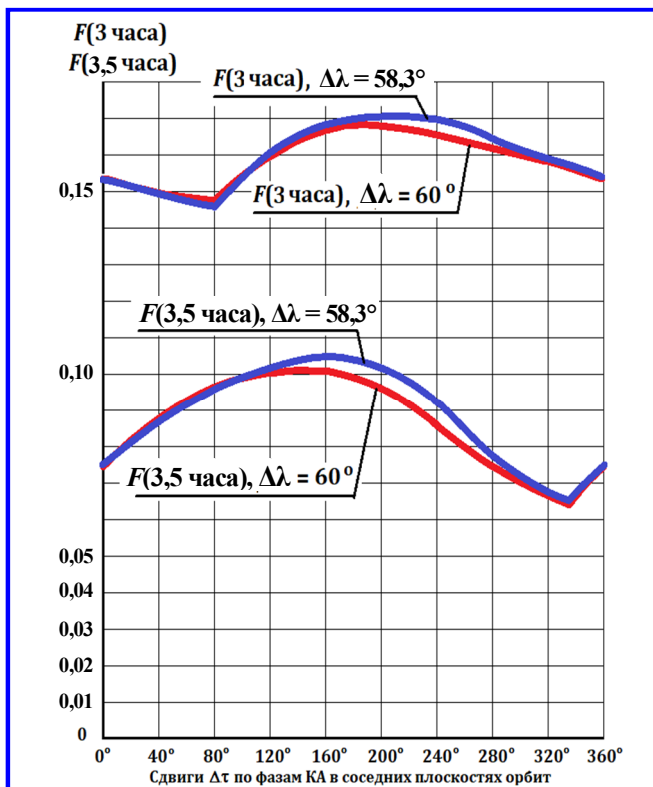


Рис. 8. Графики частот ошибок обзора $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ для пары систем из 3-х КА типа «Метеор-М» со следующими сдвигами $\Delta\lambda$ долгот восходящих узлов соседних орбит: 60° и $58,3^\circ$

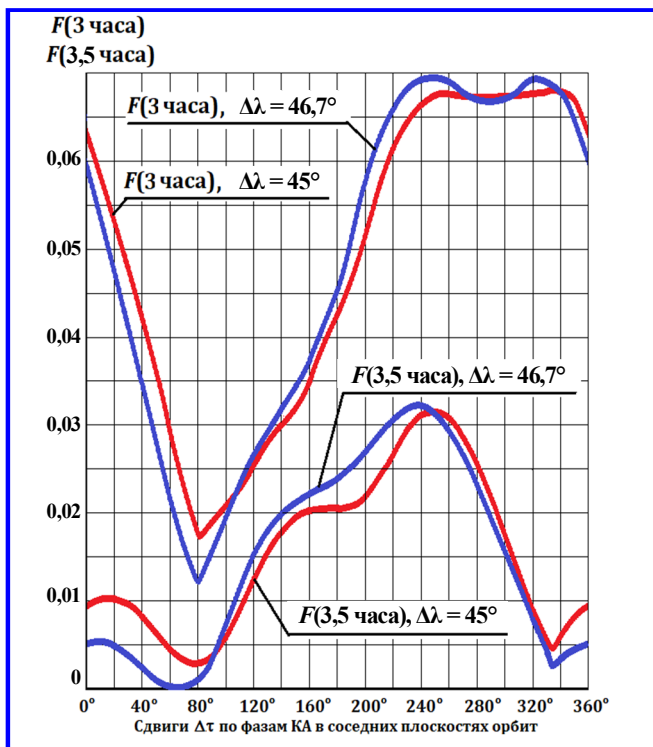


Рис. 9. Графики частот ошибок обзора $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ для двух систем из 4-х КА «Метеор-М» со следующими сдвигами $\Delta\lambda$ долгот восходящих узлов соседних орбит: 45° и $46,7^\circ$

На рис. 8 и 9 приведены графики $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ для номинальных и «экстремальных» структур из 3-х и 4-х КА в зависимости от фазовых сдвигов $\Delta\tau$.

По графикам на рис. 8 видно, что для обеих структур из 3-х КА частоты ошибок обзора почти совпадают и недопустимо велики для интервалов в 3 и даже 3,5 часа.

Графики на рис. 9 также показывают, что для 4-х КА «экстремальная» структура несколько лучше номинальной, но частоты ошибок обзора в обоих случаях малы, поэтому обе структуры практически равноценны.

По графикам на рис. 8 и 9 и из табл. 3 видно, что минимумы $F(3 \text{ часа})$ для «экстремальных» и номинальных структур из 3-х и 4-х КА достигаются при одних и тех же сдвигах фаз $\Delta\tau = 81^\circ$. При уменьшении шага по фазе до $0,001^\circ$ сдвиги продолжают совпадать, уточнившись до $80,947^\circ$. Столь точное совпадение лучших сдвигов фаз для разных структур, да еще при различных числах спутников не может быть случайным.

Дальнейшее содержание текущего раздела посвящено объяснению природы выявленного совпадения лучших сдвигов фаз для номинальных и «экстремальных» спутниковых структур с различными числами КА.

На рис. 10 изображена векторная модель обзора экватора для группировки из 3-х спутников типа «Метеор-М». Модель состоит из цепочек спутниковых узлов и следов. Наклон цепочек задает шаг-вектор r_1 . Все нисходящие узлы и следы – черные.

Узлы и следы 1-го КА выделены более крупными размерами. Ввиду (6), позиции всех восходящих узлов 1-го спутника определяются векторами $r_A = W_1 r_1 + W_2 r_2$, где W_1 и W_2 принимают

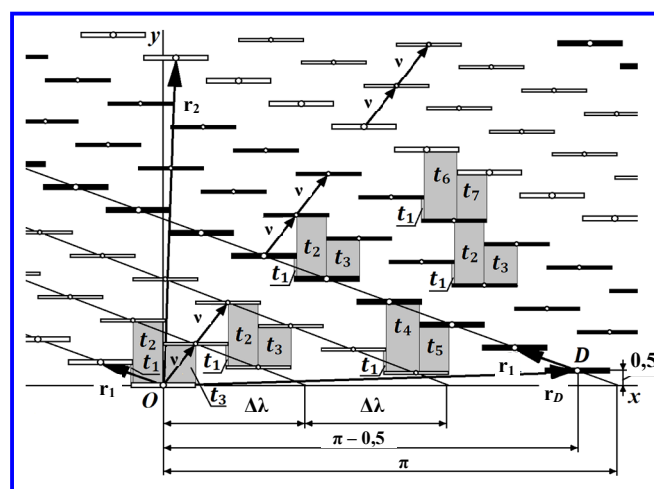


Рис. 10. Векторная модель обзора экватора Земли для системы из 3-х КА типа «Метеор-М»

любые целые значения. На рис. 10 ни один из бесконечного множества векторов \mathbf{r}_A , соединяющих начало координат O с центрами восходящих следов, не выделен в явном виде. Все нисходящие узлы того же КА фиксируются суммами векторов $\mathbf{r}_A + \mathbf{r}_D$. На основе (4) и (36) $\mathbf{r}_1 = (-0,44203314; 1)$. Из процедуры (5) находим 2-й шаг-вектор $\mathbf{r}_2 = (0,94721347; 14)$. По формулам (7) и (8) для экватора, то есть при $\varphi = 0$, вычисляем вектор $\mathbf{r}_1 = (-0,44203314; 1)$ $\mathbf{r}_D = (2,920576084; 0,5)$.

Позиции узлов 2-го и 3-го КА задаются относительно узлов 1-го КА векторами

$$\mathbf{v} = (\Delta x; \Delta y). \quad (37)$$

Восходящие узлы 2-го КА определяются суммами векторов $\mathbf{r}_A + \mathbf{v}$, а 3-го – $\mathbf{r}_A + 2\mathbf{v}$. Нисходящие узлы этих КА задаются суммами векторов $\mathbf{r}_A + \mathbf{r}_D + \mathbf{v}$ и $\mathbf{r}_A + \mathbf{r}_D + 2\mathbf{v}$.

Таким образом, пара координат вектора \mathbf{v} фиксирует модель на рис. 10. По формулам (13) ей однозначно соответствует следующая спутниковая структура:

$$\lambda_{1,2} = \lambda_{2,3} = \text{mod}(2\pi, \Delta x + l/\Delta y), \tau_{1,2} = \tau_{2,3} = 2\pi \text{ mod}(1; -\Delta y). \quad (38)$$

Видно, что она построена по правилам (34) для группировок из КА «Метеор-М».

Положение цепочек узлов и следов 1-го спутника стабильное, а цепочки 2-го и 3-го КА могут перемещаться, сохраняя параллельность вектору \mathbf{r}_1 . В частности, конец вектора (37) может передвигаться по вектору \mathbf{r}_1 , приобретая следующие координаты:

$$\Delta x = \Delta \lambda - z l, \Delta y = z, z - \text{любое число}. \quad (39)$$

По формулам (38), вследствие этого перемещения, возникают новые структуры:

$$\lambda_{1,2} = \lambda_{2,3} = \Delta \lambda, \tau_{1,2} = \tau_{2,3} = \Delta \tau. \quad (40)$$

Это означает, что долготный сдвиг не изменяется и остается равным горизонтальному расстоянию $\Delta \lambda$ между соседними наклонными линиями цепочек на рис. 10. Фазовый сдвиг, напротив, может при данном перемещении принимать любое значение.

При горизонтальном перемещении конца вектора (37) его координаты таковы:

$$\Delta x = \Delta \lambda + u; \Delta y = \text{const}, \text{ то есть не изменяется;} \\ u - \text{любое число}, \quad (41)$$

а результирующие структуры имеют следующие параметры:

$$\lambda_{1,2} = \lambda_{2,3} = \Delta \lambda + u; \tau_{1,2} = \tau_{2,3} = \Delta \tau = 2\pi \text{ mod}(1; -\Delta y) = \text{const}. \quad (42)$$

В этом случае непрерывно меняется долготный сдвиг и сохраняется сдвиг по фазе.

На рис. 10 имеются 3 вида подмоделей: 1) 4 подмодели A из столбиков перерывов обзора t_1, t_2, t_3 ; 2) B из t_1, t_4, t_5 ; 3) C из t_1, t_6, t_7 . Ширина столбика (см. раздел 1) определяет частоту перерыва. Исследуем перемены в подмоделях на высоких широтах.

Во-первых, из-за роста длины следов $d(\varphi)$ по формуле (11) расширяются столбики для t_1, t_3, t_5, t_7 и сужаются столбики с t_2, t_4, t_6 вплоть до их исчезновения.

Во-вторых, из формул (7) – (10) вытекает, что, вследствие относительного перемещения восходящих и нисходящих следов в разные стороны, перерывы t_4 и t_5 скачкообразно растут, а t_6 и t_7 , наоборот, таким же образом сокращаются.

Четыре подмодели A составляют 2/3 всех подмоделей, поэтому их перерывы, особенно t_3 , наиболее весомы при расчете критерия $F(3 \text{ часа})$ по формуле (33). Из (39) и (40) следует, что при уменьшении параметра z (и Δy) от 2 до критического значения $z^* = 3/T_{dr} = 1,775148$ сдвиг по фазе $\Delta \tau$ растет от 0 до $\Delta \tau^* = 1,412787 \text{ рад.} \approx 80,947^\circ$, а перерыв $t_3 (= \Delta y)$ и, вслед за ним, $F(3 \text{ часа})$ уменьшаются. Дальнейшее падение z (и Δy) еще более сокращает t_3 , но этот перерыв теперь меньше z^* и не учитывается в (33), а $F(3 \text{ часа})$ растет за счет увеличивающегося вклада остальных перерывов. Поэтому на рис. 8 в точке $\Delta \tau = 80,947^\circ$ оба графика $F(3 \text{ часа})$ имеют «острые» минимумы, возникающие в результате пересечения двух наклонных и почти прямых линий, одна из которых находится слева, а другая справа от данной точки.

Для 4-х КА подмодели A достигают 3/4 от всех подмоделей, их роль возрастает и на обоих графиках $F(3 \text{ часа})$ на рис. 9 минимумы при $\Delta \tau = 80,947^\circ$ также «заостряются».

Аналогичным образом можно показать, что и графики $F(3,5 \text{ часа})$ имеют «острые» минимумы на рис. 8 и 9, но уже при $\Delta \tau = 2\pi \text{ mod}(1; -3,5/T_{dr}) \approx 334,438^\circ$.

Далее исследуем, как горизонтальное смещение цепочек узлов на рис. 10 влияет на критерий $F(3 \text{ часа})$ при $\Delta y = z^* = 1,775148$, то есть при сдвиге фаз $\Delta \tau^* = 80,947^\circ$.

Для системы из 3-х КА номинальный сдвиг по долготе $\Delta \lambda = \pi/3$. Из (39) с учетом (36) вычисляем $\Delta x = 0,262523$. Из (11) находим длину следа на экваторе $d(0) = 0,46554$.

Перерыв t_2 существует при условии

$$\Delta x > d(0) - l = 0,02350686, \quad (43)$$

которое в данном случае выполнено. По рис. 10 видно, что при смещении влево ширина столбика перерыва t_2 (на 4-х подмоделях) падает, а для t_4 и t_6 вдвое быстрее растет. В результате $F(3 \text{ часа})$ сначала уменьшается, достигая некоторого минимума, а затем растет. Как показали расчеты, минимум реализуется при $\Delta\lambda = 58,3^\circ$.

Для системы из 4-х КА номинальный долготный сдвиг $\Delta\lambda = \pi/4$. Из (39) с учетом (36) находим $\Delta x = 0,00072$, значит, условие (43) нарушено и перерыва t_2 нет. Ввиду (41), он появится при $\Delta x + u > d(0) - l$, то есть после достижения $u = 0,022787 \text{ рад.} = 1,3^\circ$. Далее при некотором значении u^* достигается минимум $F(3 \text{ часа})$, что реально происходит при $u^* = 1,7^\circ$, то есть в соответствии с (42) при $\Delta\lambda = 46,7^\circ$.

6. Исследование диаграмм частот перерывов обзора

Самую полную характеристику системы спутников дают диаграммы частот перерывов обзора. На рис. 11 они показаны для двух структур из 4-х КА типа «Метеор-М». Первая из них имеет номинальный долготный сдвиг 45° , вторая – «экстремальный» $46,7^\circ$. Для обеих структур, учитывая результаты предыдущего раздела, использован лучший фазовый сдвиг $80,947^\circ$.

Видно, что перерывы обзора редко превышают интервал в 1,8 витка, куда входят 3 часа. Наибольший перерыв около 3 витков возник у 1-й группировки, но его частота 0,0005 близка к 0. Для 2-й структуры аналогичный перерыв не превышает 2,8 витка и его частота 0,0009 тоже крайне мала. Поэтому использование максимальных перерывов обзора как критериев сравнения спутниковых структур нецелесообразно, так как из-за ничтожной частоты они не отражают реальную картину обзора Земли.

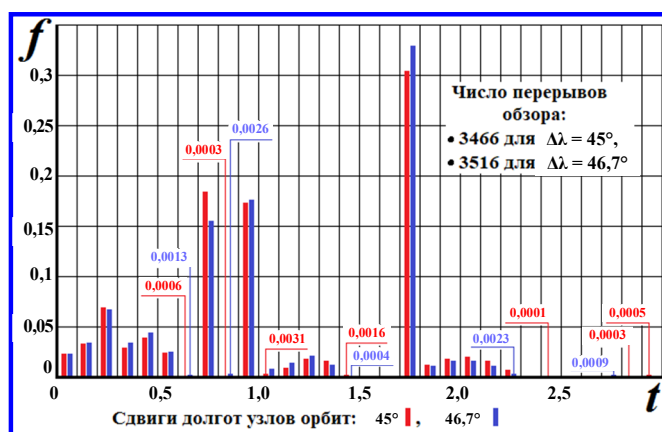


Рис. 11. Диаграммы частот f попадания перерывов обзора t в диапазоны с длительностью 0,1 витка орбиты для двух группировок из 4-х КА «Метеор-М» со сдвигами $\Delta\lambda$ долгот восходящих узлов соседних орбит 45° и $46,7^\circ$ при одинаковом сдвиге фаз $\Delta\tau = 80,947^\circ$

Частоты перерывов обзора на диаграммах обеих структур близки друг к другу, что вновь свидетельствует об их практической равноценности. В связи с этим и учитывая разумность сохранения сложившейся практики орбитального построения систем метеоспутников, **рекомендуется строить перспективную метеорологическую группировку из 4-х КА типа «Метеор-М» с номинальным долготным сдвигом 45° и фазовым сдвигом около 81° .**

В заключение дадим значения всех критериев для обеих рассмотренных структур: 1) при $\Delta\lambda = 45^\circ$: $T_{\max} = 2,975$, $T_{ef} = 1,461$, $F(3 \text{ часа}) = 0,0173$, $F(3,5 \text{ часа}) = 0,0027$; 2) при $\Delta\lambda = 46,7^\circ$: $T_{\max} = 2,775$, $T_{ef} = 1,454$, $F(3 \text{ часа}) = 0,0120$, $F(3,5 \text{ часа}) = 0,0016$.

Выводы

1. Проведено сравнение вариантов орбитального построения, то есть структуры, космических систем из 3-х, 4-х и 5-ти метеоспутников типа «Метеор-М». Для этого использовался традиционный показатель эффективности: максимальный перерыв обзора T_{\max} и новые критерии: «эффективный период» обзора T_{ef} и «частоты ошибок обзора» на «рабочих интервалах» 3 и 3,5 часа: $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$.

2. Структуры из 3-х КА обладают низкой эффективностью, а системы из 5-ти КА избыточны. Целесообразно применение систем из 4-х КА, лучшими для которых являются структуры со сдвигами долгот восходящих узлов соседних орбит 45° и $46,7^\circ$.

3. Структура со сдвигом 45° немного уступает структуре со сдвигом $46,7^\circ$ по значениям T_{ef} , $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ и более существенно – по T_{\max} . При этом величины основных критериев $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$ для данных структур почти не отличаются и близки к 0, что говорит о том, что обе структуры почти равноценны.

4. Диаграммы частот перерывов обзора, дающие самую полную характеристику обзора, также показали практическую равноценность структур со сдвигами 45° и $46,7^\circ$.

5. На диаграммах обеих структур частоты максимальных перерывов обзора T_{\max} оказались ничтожно малы: меньше 0,001. Это означает, что T_{\max} не отражает реальной картины обзора Земли, поэтому его применение в качестве критерия эффективности обзора нецелесообразно. Он был удобен до настоящего времени, поскольку не нужно было искать все перерывы обзора, но, благодаря ВМОЗ, расчет всех перерывов обзора и вычисление критериев на их основе больше не является проблемой.

6. При расчетах выявлено, что во многих случаях для структур из 3-х и 4-х КА лучшие сдвиги фаз

между КА на соседних орбитах, приводящие к глубоким («острым») минимумам критериев $F(3 \text{ часа})$ и $F(3,5 \text{ часа})$, одинаковы и равны соответственно $80,947^\circ$ и $334,438^\circ$. Столь точные совпадения лучших сдвигов фаз для структур с разным числом КА не могут быть случайными. Дано их объяснение с помощью ВМОЗ.

7. Поскольку две лучшие структуры из 4-х КА с долготными сдвигами 45° и $46,7^\circ$ почти равноценны по критериям эффективности и диаграммам частот перерывов обзора, а также учитывая целесообразность поддержания уже сложившейся практики орбитального построения систем метеоспутников, рекомендуется в системе из 4-х КА типа «Метеор-М» использовать долготный сдвиг 45° .

Литература

1. Анализ орбитального построения перспективных космических систем на базе КА «Метеор-МП» и «Канопус-В-ИК» / Л. А. Макриденко, А. В. Горбунов, И. Ю. Ильина [и др.] // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – Т. 168. – № 1. – С. 10 – 18.
2. Космический комплекс гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с космическим аппаратом «Метеор-М» №1 / под редакцией д-ра техн. наук Л. А. Макриденко, д-ра техн. наук С. Н. Волкова, д-ра техн. наук Ю. В. Трифонова [и др.]. – Москва : ФГУП «НПП ВНИИЭМ», 2009. – 147 с.
3. Космический комплекс гидрометеорологического и океанографического обеспечения «Метеор-3М» с космическим аппаратом «Метеор-М» № 2-2 / под редакцией д-ра техн. наук Л. А. Макриденко, д-ра техн. наук С. Н. Волкова, д-ра техн. наук А. В. Горбунова [и др.]. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2019. – 150 с.

4. Векторный метод синтеза орбит и структуры систем спутников для многополосного обзора Земли / В. К. Саульский // Космические исследования. – 2016. – Т. 54 – № 4. – С. 334 – 346.
5. Анализ систем спутников для периодического обзора Земли / В. К. Саульский // Космические исследования. – 2017. – Т. 55 – № 4. – С. 290 – 304.
6. 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.
7. 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.
8. 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.
9. Векторная модель многоспутникового обзора Земли / А. В. Горбунов, А. Л. Чуркин, В. К. Саульский // Материалы третьей международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Приложение за 2015 год. – Москва : АО «Корпорация «ВНИИЭМ», 2015. – С. 31 – 39.
10. Vector Model of Multi-Satellite Earth Survey and Its Use Directions / V. K. Saulskiy // 3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (May 30 – June 1, 2017). – 2017. – P. 1111 – 1127.
11. Использование «следограмм» для расчета периодического землеобзора / В. К. Саульский // Исследование Земли из космоса. – 1994. – № 2. – С. 65 – 74.
12. Можаяев Г. В. Синтез орбитальных структур спутниковых систем / Г. В. Можаяев. – Москва : Машиностроение, 1989. – 304 с.

Поступила в редакцию 28.12.2020

Леонид Алексеевич Макриденко, доктор технических наук, генеральный директор, т. (495) 365-56-10.

Сергей Николаевич Волков, доктор технических наук, первый заместитель генерального директора, т. (495) 608-84-67.

E-mail: vniiem@orc.ru.

Александр Викторович Горбунов, кандидат технических наук, заместитель генерального директора, т. (495) 623-41-81, e-mail: gor@hq.vniiem.ru.

Ирина Юрьевна Ильина, заместитель начальника научно-производственного комплекса «Космические комплексы», т. (495) 623-57-74, e-mail: nprk@hq.vniiem.ru.

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

Александр Львович Чуркин, кандидат технических наук, главный конструктор космических систем и комплексов, т. (495) 623-31-98, e-mail: a.churkin@hq.vniiem.ru. (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»).

INVESTIGATION OF ORBITAL STRUCTURE OF PROSPECTIVE SPACE SYSTEM COMPRISING METEOROLOGICAL MONITORING SATELLITES

L. A. Makridenko, S. N. Volkov, A. V. Gorbunov,
I. Iu. Ilina, V. K. Saulskii, A. L. Churkin

A research of a wide range of orbital satellite structures, i.e. configurations of a prospective space system comprising the Meteor-M satellites intended for global meteorological monitoring was performed. The following criteria were used for comparison of the options and selection of the best of them: maximum survey period, which is traditionally applied in the majority of works related to analysis of the Earth observation satellite systems, as well as new criteria: 'effective survey period' and 'survey error frequency' over the specified 'working intervals'. During the research, the orbital structure consisted of 3 – 5 satellites. The shifts of longitudes of the ascending nodes of neighbouring orbits were in the range from 30° to 80°, and the shifts of satellite phases in neighbouring orbital planes were in the range from 0° to 360°. In total, about 60 thousand options of orbital satellite structures comprising 3 – 5 Meteor-M satellites were calculated, analyzed and compared. The calculations were performed using a computer algorithm based on the mathematical tool of the vector model of the Earth survey.

Key words: longitude shift, phase shift, survey error frequency, working interval, nominal structure, extreme structure, sharp minimums.

References

1. Analysis of orbital structure of prospective space systems comprising the Meteor-MP and Canopus-V-IK satellites / L. A. Makridenko, A. V. Gorbunov, I. Iu. Ilina [et al.] // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow : VNIIEEM Corporation JSC, 2019. – Vol. 168. – No. 1. – Pp. 10 – 18.
2. Meteor-3M space system for hydrometeorological and oceanographic support comprising Meteor-M No. 1 satellite / edited by Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) L. A. Makridenko, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) S. N. Volkov, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) Iu. V. Trifonov, – Moscow : FGUE 'NPP VNIIEEM', 2009. – 147 p.
3. Meteor-3M space system for hydrometeorological and oceanographic support comprising Meteor-M No. 2-2 satellite / edited by Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) L. A. Makridenko, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) S. N. Volkov, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.) A. V. Gorbunov [et al.], – Moscow : VNIIEEM Corporation JSC, 2019. – p. 150.
4. Vector method for synthesis of orbits and structure of satellite systems for analysis of satellite systems for multiswath Earth observation / V. K. Saulskii // Space research. – 2016. – Vol. 54. – No. 4. – Pp. 334 – 346.
5. Analysis of satellite systems for periodical Earth observation / V. K. Saulskii // Space research. – 2017. – Vol. 55. – No. 4. – Pp. 290 – 304.
6. 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. – Pp. 18 – 28.
7. Application of vector model for Earth survey for analysis of satellites on repeating orbits / A. V. Gorbunov, V. K. Saulskii // Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. – Moscow : VNIIEEM Corporation JSC, 2016. – Vol. 153. – No. 4. – Pp. 29 – 46.
8. 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. – Pp. 21 – 32.
9. Vector model of multi-satellite Earth survey / A. V. Gorbunov, A. L. Churkin, V. K. Saulskii // Proceedings of the 3rd International Scientific Conference 'Critical Issues in Designing of ERS Systems'. Matters of Electromechanics. VNIIEEM Proceedings. Appendix 2015. – Moscow: VNIIEEM Corporation JSC, 2015. – Pp. 31 – 39.
10. Vector Model of Multi-Satellite Earth Survey and Its Use Directions / V. K. Saulskiy // 3rd IAA Conference on Dynamics and Control of Space Systems (May 30 – June 1, 2017). – 2017. – P. 1111 – 1127.
11. Using 'track diagrams' for calculation of periodic Earth surveillance / V. K. Saulskiy // Earth Exploration from Space (Journal). – 1994 – No. 2 – Pp. 65 – 74.
12. Mozhaev G. V. Synthesis of orbital structures of satellite constellations / G. V. Mozhaev. – Moscow: Mashinostroyeniye, 1989. – 304 p.

Leonid Alekseevich Makridenko, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.),
Director General, tel.: +7 (495) 365-56-10.

Sergei Nikolaevich Volkov, Doctor of Technical Sciences (D. Sc.),
First Deputy Director General, tel.: +7 (495) 608-84-67.

E-mail: vniiem@orc.ru

Aleksandr Viktorovich Gorbunov, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Deputy Director General,
tel.: +7 (495) 623-41-81, e-mail: gor@hq.vniiem.ru.

Irina Iurevna Ilina, Deputy Head of Space Systems Research and Production Center,
tel.: +7 (495) 623-57-74, e-mail: npk@hq.vniiem.ru.

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

Aleksandr Lvovich Churkin, Candidate of Technical Sciences (Ph. D.), Chief Designer of Space Systems,
tel.: +7 (495) 623-31-98, e-mail: a.churkin@hq.vniiem.ru.
(JC «VNIIEEM Corporation»).