

УДК 528.8:629.78:681.5.013

М. В. Артюшенко, С. С. Дугин, А. Д. Федоровский

Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі
Інституту геологічних наук Національної академії наук України, Київ

МОДЕЛИРОВАНИЕ И СИНТЕЗ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ЗОНАЛЬНОГО НАБЛЮДЕНИЯ ТЕРРИТОРИИ УКРАИНЫ

Розглядається динамічна задача синтезу орбітальних супутникових систем зонального огляду Землі. Синтез проводиться при умові мінімізації статистичного критерію часу повторного огляду з урахуванням обмежень на змінні стани системи і вимог ефективної експлуатації. Приводиться приклад моделювання і синтезу орбітальної системи спостереження території України для вирішення задач екології.

ВВЕДЕНИЕ

Космический мониторинг объектов и процессов на территории Украины предназначен для оперативного решения многочисленных задач экологии, чрезвычайных ситуаций техногенного и природного происхождения, а его эффективность во многом определяется допустимым для решения задачи временем разрыва в наблюдениях и обеспечением наземными заверочными работами на заранее выбранных тестовых участках. Принципиально сократить разрывы в наблюдениях и даже осуществлять непрерывный сплошной зональный обзор определенной области на поверхности Земли возможно путем построения группировки космических аппаратов (КА), действующих как единая система. Для приложений, в которых допустимы разрывы в наблюдениях контролируемой зоны, ключевым элементом проектирования мониторинговой системы зонального наблюдения является выбор параметров орбит КА группировки с минимальными разрывами. Одной из таких задач, которая может стать актуальной в ближайшее время для Украины, является контроль эмиссии

парниковых газов, связанных с антропогенной деятельностью.

Современные ИК- и радиометрические СВЧ-приборы, установленные на КА и имеющие небольшую массу, позволяют получать данные наблюдений полей собственного излучения участков земных покровов, акваторий, атмосферы. В отличие от приборов оптического диапазона, в которых принимается отраженное солнечное излучение, они допускают круглосуточный мониторинг участков как на освещенной, так и на теневой поверхности Земли. Принципиальная возможность аппаратуры осуществлять наблюдения зональной поверхности независимо от ее освещенности позволяет существенно сократить, при выборе соответствующих параметров рабочих орбит группировки, разрывы в наблюдениях или количество КА в составе группировки. Другая возможность сокращения разрывов в наблюдениях основана на том, что сохранив сплошной обзор шарового пояса, в котором расположена контролируемая зона, и допуская образование лакун (пропусков) на широтах ближе к экватору, можно существенно уменьшить периодичность зонального обзора. Под сплошным обзором некоторой зоны земной поверхности (территории) понимают покрытие ее полосами обзора без образования лакун. Угловое смеще-

ние полос обзора вследствие суточного вращения Земли на любой геоцентрической широте одинаково, однако в линейных единицах межвитковое расстояние увеличивается при приближении к экватору и достигает максимального значения на экваторе. Возможность реализации рассмотренных выше предпосылок в сочетании с небольшой массой бортовой ИК- и СВЧ-аппаратуры позволит реализовать мониторинговую систему зонального наблюдения в виде недорогой микроспутниковой группировки. Уже на ранней стадии рассмотрения проектных вариантов важно правильно оценить возможности системы осуществлять мониторинг с допустимыми для решения задачи характеристиками покрытия наблюдаемой поверхности. Для этого необходимо провести предварительный расчет структуры и параметров орбит КА группировки, предоставить мотивированные технические требования к приборам полезной нагрузки КА, в частности к допустимым углам обзора аппаратуры. К рассматриваемым в данной работе мониторинговым системам территории Украины могут быть также отнесены и КА с радиолокационной аппаратурой, однако их реализация возможна в классе малых или мини КА. Все перечисленные выше предпосылки к рациональному построению орбитальной системы мониторинга территории Украины были реализованы при проведении синтеза группировки, ее моделировании и представлены в разделе результатов.

В настоящее время теоретическая и практическая разработка методов расчета оптимальной структуры и орбит группировок КА ввиду сложности задачи далеко не завершена. При достаточно полной постановке задачи, учитывающей возмущения орбит, в настоящее время нет регулярных методов нахождения допустимого решения при минимальном значении целевой функции, о чем свидетельствуют многочисленные исследования на протяжении полувека. Несмотря на то что наиболее обоснованными для круглосуточного глобального обзора Земли являются орбитальные группировки, построенные по дельта-схемам Д. Уолкера [9], кинематически правильным системам ИСЗ Г. В. Можяева [2], а также группировки на полярных орбитах

У. Адамса [6], в настоящее время обнаруживаются структуры группировок и их невозмущенные орбиты, которые превосходят упомянутые выше группировки по различным критериям обзора Земли [3, 7]. В частности, для решения задач синтеза группировок и аппаратурных комплексов используют методы поискового проектирования, наиболее развитыми из которых являются различные модификации генетических алгоритмов [4, 7]. Однако отсутствие обоснования сходимости методов чаще всего приводит к нахождению решения по принципу «лучше предыдущего», что присуще всем алгоритмам поискового проектирования.

МЕТОДЫ И МОДЕЛИ

Принятые в работе модели и параметры орбитального движения *. Орбитальное движение КА характеризуется шестью классическими (кеплеровскими) орбитальными элементами в экваториальной геоцентрической инерциальной системе координат (СК). Начало СК расположено в центре масс Земли, ось OX расположена в экваториальной плоскости и направлена в точку весеннего равноденствия, ось OZ направлена на северный полюс, ось OY лежит в плоскости экватора и дополняет систему до правой. Классические элементы орбиты: i — наклонение; Ω — долгота восходящего узла (прямое восхождение восходящего узла); a — большая полуось эллипса (или p — фокальный параметр); e — эксцентриситет; ω — аргумент перигея; τ — время прохождения перигея (или ϑ — истинная аномалия заданной точки на орбите). Положение эллиптической орбиты в пространстве определяется пятью элементами i , Ω , p , e , ω . Элементы i , Ω определяют ориентацию плоскости орбиты в принятой СК. Фокальный параметр $p = a(1 - e^2)$ и эксцентриситет $e = c/a$ характеризуют геометрию орбиты в ее плоскости, где c — половина фокусного расстояния, a — большая полуось эллипса. Аргумент перигея ω определяет ориентацию орбиты в ее плоскости. Шестой параметр τ (время прохождения перигея) определяет положение

* Необходимые дополнительные сведения можно найти в литературных источниках, например [1, 5, 8]

КА на орбите в каждый момент времени t , вычисляется из уравнения Кеплера

$$t = \tau + \frac{a^{3/2}}{\sqrt{K}}(E - e \sin E),$$

$$\operatorname{tg} \frac{E}{2} = \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2},$$

где E — эксцентрическая аномалия рассматриваемой точки орбиты, ϑ — истинная аномалия, $K = 398\,620 \text{ км}^3/\text{с}^2$ — гравитационная постоянная. Основные силы, возмущающие орбиту спутника, вызваны влиянием Солнца и Луны, несферическим распределением массы Земли, аэродинамическим сопротивлением и давлением солнечного света. Под действием возмущающей силы классические орбитальные элементы изменяются во времени. Элементы орбиты есть некоторые функции времени кинематических параметров $i(t)$, $\Omega(t)$, $p(t)$, $e(t)$, $\omega(t)$, $\vartheta(t)$ и находятся как решение системы дифференциальных уравнений

$$\frac{di}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{r}{p} \cos u W, \quad (1)$$

$$\frac{d\Omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \frac{r}{p} \frac{\sin u}{\sin i} W, \quad (2)$$

$$\frac{dp}{dt} = 2 \sqrt{\frac{p}{K}} r T, \quad (3)$$

$$\frac{de}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ S \sin \vartheta + T \left[\left(1 + \frac{r}{p}\right) \cos \vartheta + e \frac{r}{p} \right] \right\}, \quad (4)$$

$$\frac{d\omega}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left[\begin{array}{l} -S \frac{\cos \vartheta}{e} + T \left(1 + \frac{r}{p}\right) \frac{\sin \vartheta}{e} \\ -W \frac{r}{p} \operatorname{ctg} i \sin u \end{array} \right], \quad (5)$$

$$\frac{d\vartheta}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left[\frac{K}{r^2} + S \frac{\cos \vartheta}{e} - T \left(1 + \frac{r}{p}\right) \frac{\sin \vartheta}{e} \right], \quad (6)$$

где S , T , W — проекции возмущающих ускорений на радиальное, трансверсальное и бинормальное направления, аргумент широты $u = \omega - \vartheta$, $r = p/(1 + e \cos \vartheta)$. При отсутствии возмущающих сил, в частности при движении КА в центральном поле, возмущающие ускорения S ,

T , W равны нулю, и решением системы уравнений (1)–(6) являются постоянные кеплеровские элементы. Для круговых орбит уравнения (4), (5) из рассмотрения исключаются, и орбиты характеризуются наклоном i , долготой восходящего узла Ω , радиусом r , аргументом широты u .

Несмотря на то что спутники ДЗЗ стараются выводить на круговые орбиты, на практике приходится рассматривать околокруговые орбиты с малыми значениями эксцентриситета. Уравнения (5) и (6) при малых эксцентриситетах имеют особенность: при $e \rightarrow 0$ их правые части стремятся к бесконечности. Для устранения этого вместо элементов e , ω рассматривают элементы $q = e \cos \omega$, $l = e \sin \omega$, а в систему уравнений (1)–(6) вместо уравнений (4), (5), (6) включают соответственно уравнения

$$\frac{dq}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ \begin{array}{l} S \sin u + \left[(q + \cos u) \frac{r}{p} + \cos u \right] T + \\ + \frac{r}{p} l W \operatorname{ctg} i \sin u \end{array} \right\},$$

$$\frac{dl}{dt} = \sqrt{\frac{p}{K}} \left\{ \begin{array}{l} S \cos u + \left[(l + \sin u) \frac{r}{p} + \sin u \right] T - \\ - \frac{r}{p} q W \operatorname{ctg} i \sin u \end{array} \right\},$$

$$\frac{du}{dt} = \frac{\sqrt{K p}}{r^2} \left(1 - \frac{r^3 W}{K p} \operatorname{ctg} i \sin u \right),$$

где $r = p/(1 + q \cos u + l \sin u)$.

Влияние несферичности и вращения Земли на поле сил земного притяжения в основном определяется вторым членом разложения потенциала нормального поля в ряд по сферическим функциям. При движении КА в нормальном поле Земли проекции S , T , W вектора возмущающего ускорения на оси системы координат, связанной с КА, равны

$$S = \frac{\varepsilon}{r^4} (3 \sin^2 i \sin^2 u - 1),$$

$$T = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin^2 i \sin 2u,$$

$$W = -\frac{\varepsilon}{r^4} \sin 2i \sin u,$$

где $\varepsilon = 2.634 \cdot 10^{10} \text{ км}^5/\text{с}^2$.

Алгоритм расчета трассы космического аппарата. Каждому моменту времени при заданных элементах орбиты отвечает своя подспутниковая точка (точка на поверхности Земли, из которой КА наблюдается в зените) с координатами λ (долгота), ψ (геоцентрическая широта) или B (геодезическая широта). Геометрическое место подспутниковых точек называется трассой. Расчет трассы сводится к преобразованию координат. В качестве исходных данных используются элементы орбиты i, Ω, p, e, ω или i, Ω, p, q, l , полученные в результате интегрирования дифференциальных уравнений (1)–(6) на заданном промежутке времени $[t_0, t_k]$. Если трасса КА строится на поверхности земного эллипсоида, то ее расчет производится в соответствии с алгоритмом

$$\begin{aligned} x &= r(\cos\Omega\cos u - \sin\Omega\cos i \sin u), \\ y &= r(\sin\Omega\cos u + \cos\Omega\cos i \sin u), \\ z &= r\sin i \sin u; r = p/(1+e \cos \vartheta), \\ \vartheta &= u - \omega, \\ \xi_* &= \sqrt{x^2 + y^2}, \\ \eta_* &= z, \\ \left. \begin{aligned} \frac{b^2}{a^2} \frac{\xi}{\eta} + \frac{\xi_* - \xi}{\eta_* - \eta} &= 0, \\ \frac{\xi^2}{a^2} + \frac{\eta^2}{b^2} &= 1, \end{aligned} \right\} \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} B &= \arctg \frac{a^2}{b^2} \frac{\eta}{\xi}, \quad \left(-\frac{\pi}{2} \leq B \leq \frac{\pi}{2} \right), \\ \operatorname{tg} \frac{E}{2} &= \sqrt{\frac{1-e}{1+e}} \operatorname{tg} \frac{\vartheta}{2}, \\ M &= \tau + \frac{\left(\frac{p}{1-e^2} \right)^{3/2}}{\sqrt{K}} (E - e \sin E), \end{aligned} \quad (8)$$

$$\begin{aligned} S &= S_0 + kM, \\ \cos(S + \lambda) &= \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin(S + \lambda) &= \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \end{aligned}$$

где S, S_0, M — звездное время, звездное время на гринвичском меридиане в гринвичскую полночь, всемирное время; k — коэффициент перевода единиц времени, λ — долгота подспутниковой точки; $\alpha = 1/293.3$ — коэффициент сжатия Земли. В алгоритме по формулам (7) положение КА на орбите задается аргументом широты u , а соответствующее ему время M вычисляется из уравнения Кеплера (8). При необходимости этот алгоритм можно перестроить на случай, когда задана дискретная последовательность времени. Для этого вначале необходимо решить уравнение Кеплера (8) относительно эксцентрической аномалии E , а затем вычислить истинную аномалию ϑ и аргумент широты u . Расчет трассы на сфере упрощается, так как при этом не нужно определять вспомогательные координаты ξ_*, η_*, ξ, η , необходимые для вычисления геодезической широты B . Геоцентрическая широта ψ определяется соотношением $\sin \psi = z/r$. Если известны гринвичские координаты КА, то расчет трассы сводится к преобразованию координат

$$\begin{aligned} \cos \lambda &= \frac{x}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin \lambda &= \frac{y}{\sqrt{x^2 + y^2}}, \\ \sin \psi &= \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2 + z^2}}. \end{aligned}$$

Геодезическая широта B связана с геоцентрической широтой ψ соотношением $B = \Psi - \alpha \sin 2\Psi$. Орбиты, трассы которых повторяются через определенное количество витков КА, будем называть квазисинхронными. Условием квазисинхронности орбит является выполнение соотношения между смещением трассы по долготе за один виток (межвитковый сдвиг) и суточным сдвигом трассы $\Delta\lambda_{\text{мв}} / \Delta\lambda_{\text{сут}} = \mu / \nu$, где μ, ν — натуральные числа, т. е. в интервал ν межвитковых расстояний полностью укладывается μ суточных сдвигов (суток). При выполнении этого условия через μ суток трасса повторяется, и наблюдение Земли из космоса будет упорядоченным. Если рассматриваемое соотношение не может быть представлено рациональной дробью, то в этом случае трасса ИСЗ не повторяется при любой

продолжительности полета. Свойство квазисинхронности присуще как круговым, так и эллиптическим орбитам.

Критерий покрытия. Покрытие земной поверхности — это та часть Земли, которая может быть однократно просмотрена или просматривается некоторое время бортовой аппаратурой КА. Возможность покрытия определенных районов является ключевым элементом проектирования группировок КА. Выделяют два важных элемента при оценке покрытия. *Мгновенное поле зрения* (мгновенные зоны обзора) — зона, просматриваемая прибором в любой произвольный момент — первый элемент. На низких околоземных орбитах спутник движется быстро, поэтому вторым важным элементом является *скорость покрытия* — скорость, с которой новая поверхность попадает в поле зрения при движении спутника. Аналитические модели высокой степени детализации покрытия не позволяют простым способом проследить, как часто будет просматриваться точка, где находятся лакуны в покрытии, возможность обзора целей при различных углах Солнца, получить интегральные характеристики оценки покрытия, а также не позволяют определять статистические характеристики покрытия. Всех этих недостатков лишены использованные в работе численные модели *точечного покрытия*. Вычисление статистических характеристик покрытия предусматривает создание по всей поверхности территории Украины равномерной модельной сетки с шагом 0.5° (55.6 км), состоящей из точечных объектов наблюдений; путем решения уравнений моделируются орбитальные движения КА группировки, определяются трассы на вращающемся эллипсоиде Земли и по заданным углам обзора бортовой аппаратуры отслеживаются характеристики просмотра для каждой точки в сетке. Сбор статистических данных по каждому рассматриваемому варианту группировки с последующим вычислением критерия покрытия производился на протяжении 48 сут модельного времени. Критерий оценки эффективности орбитальной группировки для решения мониторинговых задач на территории Украины формулируется как задача минимизации максимального времени $F = \max(\text{RT})$ повторно-

го осмотра всех 216 точечных объектов наблюдения на территории Украины. Время повторного осмотра (Revisit time) — это показатель, обычно используемый для оценки орбитальных группировок, которые не добиваются непрерывного покрытия области на поверхности Земли. Время повторного осмотра — это время, за которое данное местоположение на Земле не наблюдается орбитальной системой КА. Лучшим признается такой вариант группировки, для которого значение статистики $F = \max(\text{RT})$ наименьшее ($\min F$).

Синтез системы орбитальной группировки. В общем случае при учете действия возмущающих сил (ускорений), орбитальная система со структурой N КА рассматривается как динамическая система, состояние которой в каждый момент времени t определяется $6 \cdot N$ -мерным вектором состояний $\mathbf{x}(t)$. В терминах уравнений системы (1) — (6) это вектор $\mathbf{x}(t) = \{i_j(t), \Omega_j(t), p_j(t), e_j(t), \omega_j(t), \vartheta_j(t)\}$, $j = 1, \dots, N$, где N — общее количество КА, действующих в орбитальной системе. Задача синтеза состоит в том, чтобы при минимальных значениях N и b (ширина полосы обзора) определить начальные условия $\mathbf{x}_0 = \mathbf{x}(t_0)$, удовлетворяющие критерию покрытия территории Украины $\min(\max \text{RT})$ на достаточно большом интервале времени $t \in [t_0, t_{\max}]$. Для системы, построенной на круговых орбитах, и с учетом возмущающих воздействий $4 \cdot N$ -мерный вектор $\mathbf{x}(t) = \{i_j(t), \Omega_j(t), r_j(t), u_j(t)\}$, определяет состояние системы. При рассмотрении движения системы в центральном гравитационном поле значения вектора состояний системы в любой момент времени t равны вектору начальных условий $\mathbf{x}(t_0) = \mathbf{x}_0$. С точки зрения механики движения орбитальная система, состоящая из N функционально независимых КА, естественным образом декомпозируется на N независимых подсистем, однако при выборе любого критерия покрытия появляются функциональные связи, в рассматриваемом случае — статистические. Функциональные связи КА в группировке включают также характеристики бортовой аппаратуры, которые задаются величинами углов γ обзора аппаратуры с круговым полем зрения и связаны с шириной b полосы обзора зависимостью

$$b = 2R \left[\frac{\pi}{2} - \gamma - \arccos \left(\frac{R+H}{R} \sin \gamma \right) \right],$$

где R — расчетный радиус Земли, H — высота полета. Таким образом, поисковое множество D параметров системы ДЗЗ группировки КА состоит из множества значений начальных условий \mathbf{x}_0 системы орбитального движения и характеристик обзора аппаратных комплексов γ_j или b_j всех N КА группировки $D = \{\mathbf{x}_0, b_j\}$, $j = 1, \dots, N$.

Ограничения. При проектировании группировки, кроме обеспечения наилучшего покрытия зоны, следует учитывать и требования эксплуатации КА, масштабов регистрируемой информации, финансовые ограничения на количество КА, их обслуживание и так далее. Такие требования задают дополнительные ограничения на структуру и параметры движения КА. Синтез производится с учетом таких ограничений:

- орбиты всех КА круговые (требование получения равномасштабной информации);

- орбиты квазисинхронные (наблюдения упорядочены во времени);

- КА в группировке имеют одну высоту H и наклонение i . Микроспутники в группировке, как правило, имеют одну высоту орбит и наклонений потому, что характеристики дрейфа орбит существенно зависят от этих параметров. КА на орбитах с различными высотами или наклонениями дрейфуют друг относительно друга, что приводит к изменению их взаимной ориентации с течением времени, поэтому КА с различной высотой и наклонением не могут хорошо работать как группировка длительное время. Их орбиты прецессируют с разной скоростью, и набор плоскостей, имеющий определенную геометрическую структуру, в течение времени будет изменяться. На поддержание такой группировки расходуется большой запас энергии и такую тактику не следует применять к микроспутникам;

- диапазон высоты $H = 650 - 750$ км;

- количество КА группировки $N = 2$ (финансовые ограничения).

Синтез проводился методом поискового проектирования на компьютерных реализациях рассмотренных моделей и ограничений, в соответствии с постановкой задачи синтеза. В качестве

начального приближения была выбрана схема компоновки КА Уолкера с долгой восходящего узла $\Omega = 0^\circ$ и аргументом широты $u = 0^\circ$ для КА-1. Орбитальная система общей численностью N КА состоит из N_1 групп по N_2 КА в каждой группе, так что $N = N_1 N_2$. В каждой группе КА движется по единой для группы трассе. Для рассматриваемого примера $N_1 = 2$, $N_2 = 1$, $N = 2$. Дальнейшее наращивание группировки с целью сокращения разрывов в наблюдениях может проводиться по следующей схеме. Рост количества аппаратов, движущихся по одним орбитам, уменьшает ширину полосы обзора, а рост количества плоскостей орбит позволяет увеличить численность КА, движущихся по единой трассе, и сократить разрывы в наблюдениях. По такой схеме компоновки количество КА во всех орбитальных плоскостях должно быть одинаковым.

РЕЗУЛЬТАТЫ

На рис. 1 приведена компьютерная визуальная модель двухспутниковой орбитальной группировки сплошного круглосуточного зонального обзора Украины. Показано взаимное расположение КА и плоскостей орбит. Параметры кру-

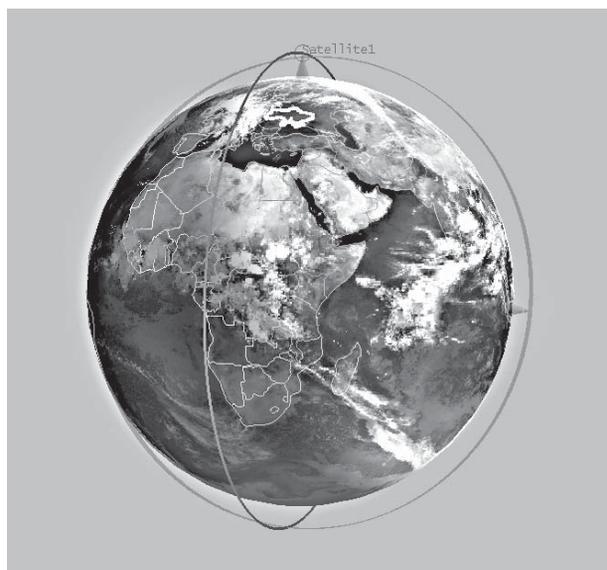


Рис. 1. Наглядное представление орбитальной группировки в составе двух космических аппаратов для сплошного зонального обзора Украины

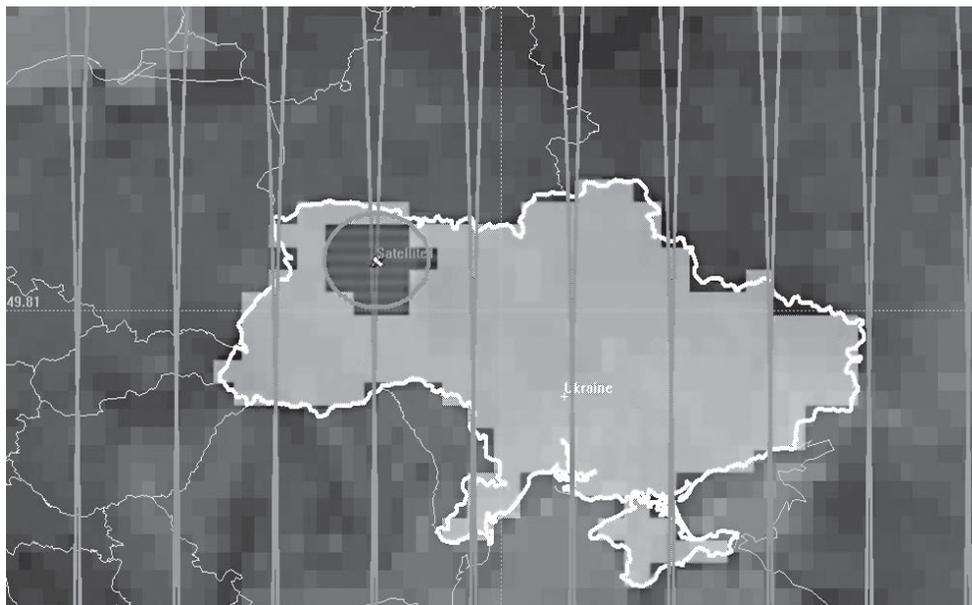


Рис. 2. Фрагмент моделирования прохождения по территории Украины трасс двух космических аппаратов группировки

говых орбит: наклонение $i = 87.633^\circ$, радиус $r = 7099.137$ км (высота $H = 721$ км), период обращения $P = 5952.77$ с ≈ 1.65355 ч. КА-1: долготы восходящего узла $\Omega = 0^\circ$, аргумент широты $u = 0^\circ$; КА-2: $\Omega = 89.3^\circ$, $u = 270^\circ$. Максимальное время повторного осмотра всех объектов, расположенных на территории Украины, составляет 2.7 сут. Визуализация процесса компьютерного моделирования двухспутниковой группировки (трассы, полосы обзора, покрывающих территорию Украины) на географической карте приведена рис. 2. Изомаршрутные трассы двухспутниковой космической системы обеспечивают ускоренный обзор территории Украины. ИСЗ-2 следует по трассе ИСЗ-1, что сокращает периодичность обзора Украины по сравнению с односпутниковой системой примерно в два раза. Применен также принцип рациональной «стыковки» группы «дневных» полос обзора с группой «ночных» полос обзора. Участки трасс, образованные восходящими (дневными) участками орбит (в верхней части рисунка имеют наклон вправо) и нисходящими (ночными) участками (наклон влево), уменьшают периодичность обзора дополнительно еще в два раза при использовании аппаратуры круглосуточного обзора. В режиме трассовой съемки сплошное покрытие

территории Украины производится с использованием аппаратуры круглосуточного обзора полосами обзора шириной $b = 207.8$ км (угол бортового обзора $\gamma = 8.2^\circ$). На рис. 2 можно видеть участки территории, которые на данный момент уже осмотрены орбитальной группировкой, и мгновенную круговую зону обзора аппаратуры, принятую в модели.

ВЫВОДЫ

Найденные в результате синтеза параметры орбит рациональной космической группировки КА служат для предварительной оценки обоснования реализуемости космических проектов, оценки их ожидаемой эффективности, в частности создания микроспутниковых группировок ДЗЗ территории Украины, предъявления обоснованных требований к аппаратуре полезной нагрузки, а также носят демонстрационный характер применения методов поискового проектирования в сочетании с классическими схемами расчетов. Продемонстрирована принципиальная возможность создания экономной микроспутниковой группировки мониторинга территории Украины, проведено моделирование характеристик наблюдения объектов, приведены алгоритмы анализа статистических характе-

ристик зонального спостереження групуваннями КА ДЗЗ при зміні геометрії їх орбіт в процесі експлуатації (перехід на окологрувові і еліптичні).

1. *Барінов К. Н., Бурдаєв М. Н., Мамон П. А.* Динаміка і принципи побудови орбітальних систем космічних апаратів. — М.: Машинобудування, 1975. — 232 с.
2. *Можаяєв Г. В.* Синтез орбітальних структур супутникових систем. — М.: Машинобудування, 1989. — 304 с.
3. *Саульський В. К.* Многочасний неперервний огляд Землі на основі многосупутникових систем з лінійною структурою // Исслед. Земли из космоса. — 2009. — № 2. — С. 164—175.
4. *Федоровський А. Д., Артюшенко М. В., Козлов З. В.* Параметричний синтез космічних систем зондування Землі на основі генетичного методу: постановка задачі і шляхи рішення // Космічна наука і технологія. — 2004. — 10, № 1. — С. 54—60.
5. *Эльясберг П. Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 494 с.
6. *Adams W. S., Rider L.* Circular Polar Constellations Providing Continuous Single or Multiple Coverage Above a Specified Latitude // J. Astronaut Sci. — 1987. — 35, N 2. — P. 155—192.
7. *Crossley W. A., Williams E. A.* Simulated Annealing and Genetic Algorithm Approaches for Discontinuous Coverage Satellite Constellation Design // Engineering Optimization. — 2000. — 32. — P. 353—371.
8. *Space Mission Analysis and Design* / Ed. by W. J. Larson, J. R. Wertz. — Second ed. — Torrance, California: Microcosm, 1997. — Chapters 5—7.
9. *Walker J. G.* Some Circular Orbit Patterns Providing Continuous Whole-Earth Coverage // J. British Interplanetary Soc. — 1971. — 24. — P. 369—384.

Надійшла до редакції 01.06.11

M. V. Artiushenko, S. S. Dugin, A. D. Fedorovsky

SIMULATION AND SYNTHESIS OF SATELLITE CONSTELLATION FOR ZONAL OBSERVATIONS OF THE TERRITORY OF UKRAINE

The dynamic problem on the synthesis of satellite constellations for zonal observations of the Earth is examined. The synthesis is conducted under the condition of the minimization of revisit time statistical criterion with consideration for limitations on system state variables and for requirements of effective operation. We give an example of simulation and synthesis of the satellite constellation for zonal observations of the territory of Ukraine to solve some ecological problems.