

УДК 629.783+621.396
ББК Ж 30

ОСОБЕННОСТИ МОНИТОРИНГА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ НА ГЕОСИНХРОННОЙ И ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ ОРБИТЕ ¹

Шаров С. Н. ²

(ФГУП «ЦНИИ 'Гранит'», Санкт-Петербург)

Рассматривается возможность создания радиолокатора с рефлекторной антенной для космического аппарата (КА), обеспечивающего обнаружение объектов в заданной зоне и высокое разрешение на поверхности Земли. Проведены исследования особенностей мониторинга земной поверхности радиолокатором с фазоманипулированным (ФМн) сигналом. Предложен алгоритм переключения парциальных диаграмм для многолучевого радиолокатора геостационарного КА, позволяющий обеспечить равномерную засветку с максимальной плотностью зондирующего излучения заданной зоны и за минимальное время при постоянной скорости вращения КА вокруг направления на центр зоны мониторинга и постоянной частоте зондирования

Ключевые слова: мониторинг земной поверхности, обзорный радиолокатор, фазовая манипуляция.

Введение

Космические системы мониторинга земной поверхности имеют все возрастающее значение, привлекая большое внимание

¹ Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, гранты 06-08-01386, 09-08-00803.

² Шаров Сергей Николаевич, доктор технических наук, начальник отдела, профессор (sergey.n.sharov@gmail.com)

специалистов в областях управления космическими аппаратами, обработки информации и радиолокации [1, 6, 7, 9, 8, 10]. Основываясь на результатах [1], в данной статье рассматривается возможность создания радиолокатора (РЛ) с рефлекторной антенной для космического аппарата (КА), обеспечивающего обнаружение объектов в заданной зоне и высокое разрешение на поверхности Земли.

КА на геостационарной орбите относительно Земли находится в неподвижном положении на постоянной высоте. Его вертикаль проходит через экватор Земли. В силу того, что геостационарный КА не имеет взаимного перемещения относительно Земли, исключена возможность использования режима синтезированной апертуры, в котором обеспечивается высокое разрешение в направлении перемещения КА.

Для мониторинга земной поверхности геостационарным КА необходимо иметь возможность сканировать заданный участок поверхности Земли. Сканирование проводится при повороте всего КА в связи с тем, что антенна РЛ имеет большие габариты и массу, она жестко скреплена с корпусом КА.

Минимальные энергетические затраты на сканирование обеспечиваются вращением КА вокруг продольной оси, близкой к геометрической оси антенной системы, так как момент инерции здесь минимальный. Скорость вращения КА $\omega_{КА}$ определяется моментом инерции КА $I_{КА}$, вращающим моментом M_K двигате-

лей коррекции и временем t_K их работы: $\omega_{КА} = \int_0^{t_K} \frac{M_K}{I_{КА}} dt$. Одного

импульса двигателей коррекции достаточно, чтобы КА вращался практически неограниченное время. Дальнейшие энергетические затраты на поддержание заданной скорости и стабилизацию оси вращения КА относительно заданного направления относительно Земли в настоящей работе не рассматриваются. Минимальная скорость $\omega_{КА}$ (соответственно, минимальные энергетические затраты) определяется временем, затрачиваемым РЛ на осмотр заданной зоны за один оборот КА.

Орбита геосинхронного КА наклонена относительно экваториальной плоскости на некоторый угол ψ . В зависимости от наклона орбиты КА, ориентации РЛ относительно вертикали и углового поля зрения РЛ известными энергетическими и геометрическими соотношениями [2, 4] определяется зона возможного наблюдения земной поверхности.

Ускорить процесс осмотра заданной зоны можно путем сканирования диаграммой направленности антенной системы. Это принципиально возможно механическим путем (например, вращением КА вместе с антенной вокруг оси, смещенной относительно оси антенной системы) или при помощи электронного сканирования при наличии многолучевой антенной системы.

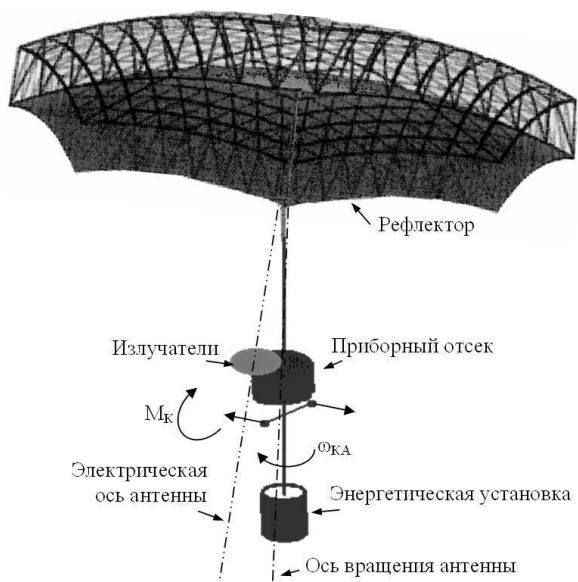


Рис. 1. Схематический вид КА с РЛС наблюдения

1. Оценка дальности действия РЛ

Дальность обнаружения отраженных сигналов $D_{\text{обн}}$ в режиме мониторинга (обзор и обнаружение заданных объектов-целей) для КА определяется известным соотношением [4, 5]

$$(1) \quad D_{\text{обн}} \cdot 10^{0,2\alpha L_a} = P_{\text{пер}} G S_{\text{эф}} S_A / (16\pi^2 P_{\text{min}}),$$

где L_a – длина трассы прохождения РЛ излучения в атмосфере; α – показатель затухания РЛ излучения в атмосфере; $P_{\text{пер}}$ – мощность РЛ передатчика; G – коэффициент усиления антенны; S_A – площадь антенны; P_{min} – минимальная мощность сигнала, необходимая для обнаружения отраженных сигналов от объектов-целей с заданной $S_{\text{эф}}$ – эффективной отражательной способностью цели.

На борту КА располагаемая мощность электропитания для РЛ составляет от единиц до десятков кВт. Основным потребителем является РЛ передатчик. Располагаемая средняя мощность излучения передатчика составляет $(1 \div 10) \cdot 10^3$ Вт. Параметры антенны (S_A , G) определяются площадью рефлектора антенны и длиной волны РЛ излучения.

Эффективная отражательная способность объектов – целей $S_{\text{эф}}$ находится в пределах от единиц до десятков тысяч м^2 .

Минимальная мощность сигнала P_{min} , необходимая для обнаружения отраженных сигналов, определяется известным выражением [4] $P_{\text{min}} = kT_0 B F_{\text{П}} S/N$, где k – постоянная Больцмана; T_0 – температура приемника, К; B – ширина полосы пропускания приемника; $F_{\text{П}}$ – коэффициент потерь в приемнике; S/N – отношение сигнал/шум, определяющее вероятность обнаружения заданного объекта и вероятность ложной тревоги.

Для простого единичного сигнала $\tau = (0,1 \div 1)$ мкс обеспечивается минимальная мощность $P_{\text{min}} \approx 10^{-13}$ Вт. Для сложного фазоманипулированного (ФМн) сигнала P_{min} снижается на несколько порядков [2]. ФМн-сигнал обеспечивает обнаружение морских надводных целей и измерение их координат относительно КА.

Для примера на рис. 2,а приведены зависимости изменения отношения сигнал/шум от диаметра D_a рефлектора антенны и от

эффективной отражающей площади $S_{эф}$ цели для случая, когда затуханием в атмосфере можно пренебречь ($\alpha = 0$), и когда на трассе прохождения излучения протяженностью $L_a = 25$ км идет сильный дождь 4 мм/час ($\alpha = 0,2$). Анализ приведенных соотношений показывает возможность в режиме обзора обеспечить дальность обнаружения морской надводной цели типа «Авианосец» или «Крейсер» до 42000 км с вероятностью не менее 0,9 и ложной тревогой не более 0,001. При этом обеспечивается разрешающая способность по дистанции $\approx 15 \div 150$ м и в боковом направлении $\approx 25 \div 50$ км.

Для обеспечения повышенной разрешающей способности РЛ в боковой плоскости используется режим синтезированной апертуры [3]. Реализация режима синтезированной апертуры антенной системы возможна только при наличии взаимного перемещения земной поверхности и КА в направлении перпендикулярном линии визирования, что естественно для РЛ бокового обзора летательных аппаратов.

Для оценки наблюдаемости отраженных сигналов РЛ с синтезированной апертурой воспользуемся расчетной формулой [4]

$$(2) \quad \frac{S}{N} = \frac{P_{ср}}{8\pi} \frac{A_r \rho \delta_R}{k_0 F_{\Pi} D^3 \lambda} \frac{\sin \varphi}{V},$$

где S/N – отношение сигнал/шум; $P_{ср}$ – средняя мощность зондирующего сигнала, Вт; $A_r = S_A$ – эффективная площадь апертуры, м²; ρ – коэффициент рассеяния земной поверхности, $\rho = 0,01$; δ_R – разрешающая способность по дистанции, м; φ – угол скольжения (угол между линией визирования и горизонтальной плоскостью наблюдаемой точки), $0 \div 90$ угл. град. (для максимальной дистанции примем $\varphi = 0,01$ рад); V – относительная скорость перемещения РЛ и наблюдаемой точки перпендикулярно линии визирования, м/с; D – дистанция; λ – длина волны излучения, м.

Зависимости отношения сигнал/шум от диаметра D_a рефлектора антенны и от скорости V перемещения КА относительно поверхности Земли показаны на рис. 2,б для случая, когда затуханием в атмосфере можно пренебречь ($\alpha = 0$) и когда на трас-

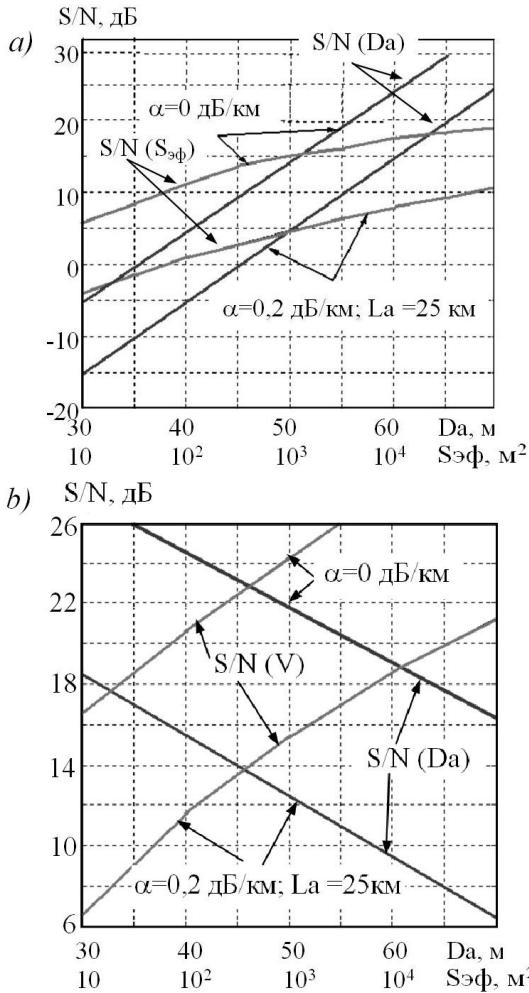


Рис. 2. Зависимости изменения отношения сигнал/шум от диаметра D_a рефлектора антенны и от эффективной отражающей площади $S_{эф}$

се прохождения излучения протяженностью 25 км идет сильный дождь ($\alpha = 0,2$).

Анализ приведенных соотношений показывает возможность использования РЛ, обеспечивающего режим обзора и обнаружения заданных объектов-целей, в режиме синтезирования апертуры с целью получения высокого разрешения по боковой координате.

2. Обеспечение осмотра заданной зоны земной поверхности с геостационарным КА

Важно отметить, что для равномерного по угловой координате осмотра поверхности требуется переменная скорость вращения электрической оси антенны. Однако создание переменной скорости вращения КА потребует постоянного расхода топлива двигателей коррекции КА, что недопустимо. КА работают на орбите более 10 лет.

Для осмотра максимальной площади поверхности Земли необходимо вращение КА вокруг вертикальной оси, а для осмотра ограниченного сектора, образованного всеми лучами антенны, необходимо вращение КА вокруг своей продольной оси, направленной в центр заданного углового сектора мониторинга. На рис. 3,а показано распределение лучей в секторе обзора, образованного вращением КА, при необходимом однократном, за один период вращения КА, освещении внешнего пояса сектора. При этом в центральной части (рис. 3,а) происходит многократное освещение каждого направления.

Для обеспечения сплошного накрытия круговой зоны необходимо вращение КА с постоянной угловой скоростью $\omega_{КА}$. Если угловой радиус R осматриваемой зоны перекрывается парциальными диаграммами с минимально необходимым перекрытием, то $R = \sqrt{2}\theta_{РЛ}M$, где $\theta_{РЛ}M$, рад – угол расхождения парциального луча, M – число лучей РЛ на одном радиусе засветки. В этом случае обеспечивается минимально необходимое перекрытие парциальных лучей $0,707\theta_{РЛ}$ на внешнем поясе зоны обзора

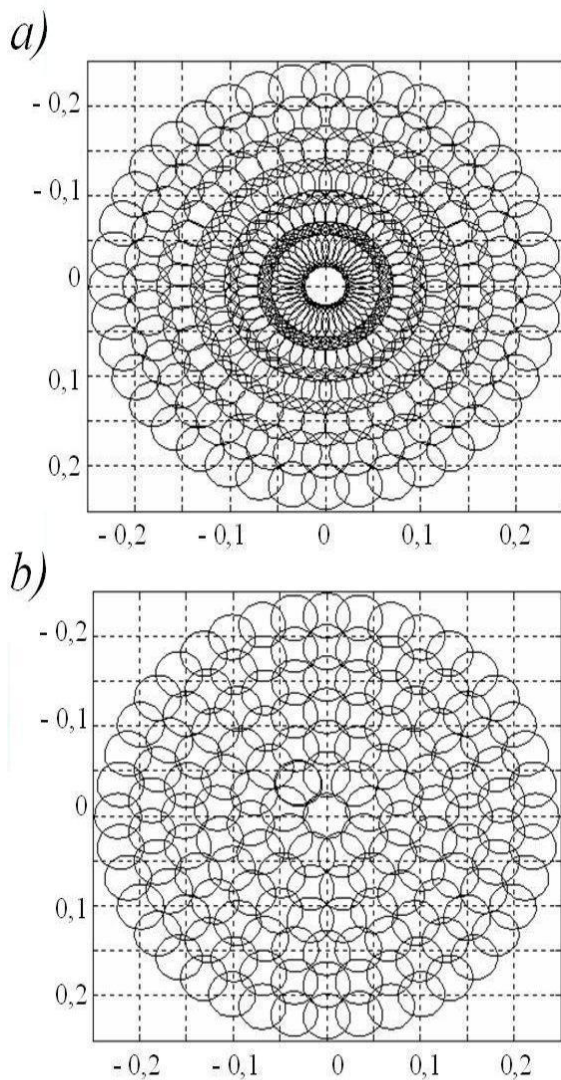


Рис. 3. Распределение лучей в секторе обзора, образованного вращением КА

при скорости $\omega_{КА}$,

$$(3) \quad \omega_{КА} = \frac{\theta_{РЛ}}{\sqrt{2RT_{И}}} \text{ рад/с,}$$

где $T_{И}$, с – период следования зондирующих импульсов.

Оптимально (равномерно распределяя поисковое усилие [4]) можно управлять игольчатой диаграммой электронным способом, переключая диаграммы направленности (соответствующим рупором антенны) так, что периферийные направления будут подключаться чаще, а ближние к центру – реже.

При последовательном по радиусу включении парциальных лучей на однократный осмотр сектора радиусом $R = 0,707\theta_{РЛ}M$ необходимо суммарное число зондирующих импульсов $N_{\Sigma} = \text{ceil}(2\pi M^2)$, где $\text{ceil}(\cdot)$ – оператор округления до целого числа вверх.

Минимальное число зондирующих импульсов N_0 , которыми можно осветить эту зону (рис. 3,б), определяется (при $M > 1$) соотношением $N_0 = \text{ceil}(\pi M^2)$.

Эффективность процесса сканирования определим как отношение затрачиваемого числа зондирующих импульсов N_{Σ} и минимально необходимого (оптимального) N_0 . Пренебрегая округлением до целого числа для рассмотренного сектора мониторинга, получим $N_{\Sigma}/N_0 = 2$. Таким образом, оптимизация распределения поискового усилия в круговом секторе может привести к двукратному выигрышу по требуемому для мониторинга числу зондирующих импульсов.

Для кольцевого сектора мониторинга

$$(4) \quad N_0 = \text{ceil} \left(\frac{\pi(\theta_1^2 - \theta_2^2)}{\pi\theta_{РЛ}^2/2} \right) = \text{ceil} \left(\frac{\theta_1^2 - (\theta_1 - 0,707M)^2}{\theta_{РЛ}^2} \right),$$

где θ_1 и θ_2 – углы наблюдения внешнего и внутреннего пояса кольцевой зоны, $N_{\Sigma} = \text{ceil}(M \cdot 2\pi\theta_1/(0,707\theta_{РЛ}))$. В этом случае отношение N_{Σ}/N_0 зависит от угла наблюдения внешнего пояса θ_1 , ширины диаграммы направленности $\theta_{РЛ}$ и числа парциальных лучей M .

Задача оптимального обзора сводится к нахождению закона переключения парциальных диаграмм ($k = 1, \dots, M$) РЛ как функции $R_K(t)$, обеспечивающей минимум зондирующих посылок n для осмотра заданного кругового сектора обзора за один оборот КА. Если скорость $\omega_{КА}$ вращения КА постоянная, то вместо переменной t можно использовать угол φ поворота КА, $R_K(\varphi) \rightarrow \min(n)$.

Математически это вариационная задача или оптимизационная задача целочисленного программирования при следующих ограничениях:

- угловой размер парциальной диаграммы равен $\theta_{РЛ}$, диаграмма осесимметричная;
- угловой радиус зоны осмотра θ_1 , определяемый располагаемым числом M парциальных диаграмм $\theta_1 = 0,707M\theta_{AD}$;
- угол φ изменяется от 0 до 2π .

Важным дополнительным ограничением является равномерность зондирующих импульсов, т. е. угол поворота $\Delta\varphi = \text{const}$, при повороте на который происходит излучение зондирующего сигнала.

Аналитического решения этой задачи авторам найти не удалось. Поэтому использовался метод численного подбора последовательности переключения каналов (парциальных диаграмм) в среде MATLAB.

При необходимости сплошного осмотра круговой зоны и сохранения постоянства частоты следования зондирующих импульсов можно использовать следующий алгоритм переключения. Предварительно определяются ожидаемое число лучей на внешнем кольце $N_m = \pi\theta_1/(0,707\theta_{РЛ})$, число зондирующих импульсов, затрачиваемых на обзор без оптимизации $N = N_m M$.

Для каждого k -ого пояса ($k = 1, \dots, M$), обслуживаемого своей парциальной диаграммой (лучом), определяется оптимальное число N_K лучей, которые должны его засвечивать

$$(5) \quad N_K(k) = \pi(\theta_1 - (k - 1) \cdot 0,707\theta_{РЛ}) / (0,707\theta_{РЛ}),$$

и оптимальный угловой интервал φ_K между лучами $\varphi_K(k) = 2\pi/N_K(k)$.

Угловой шаг определения момента излучения $\partial\varphi = a_0 \cdot 0,707\theta_{\text{РЛ}}/M$, где $a_0 \approx N_{\Sigma}/N_0$ – коэффициент, определяющий увеличение шага, подбирается в зависимости от допустимого риска пропуска участка поверхности наблюдаемой зоны за один оборот КА. Неосвещаемая угловая зона находится в пределах $0,1 \div 1\%$ от требуемой.

Начиная с $\varphi = 0$ с шагом $\partial\varphi$ анализируется последовательно взаимное расположение импульсов на каждом поясе и выбирается тот луч, который окажется ближайшим к текущему значению φ . На каждом шаге определяются новые начальные условия для анализа на следующем шаге.

Ниже приведен фрагмент программы для определения номера включаемого луча k как функция угла $Y = \varphi$ поворота КА.

```

for i=1:N
y=i*dfi;
Y(i)=y;
for k=1:M;
    yk1(k)=y0(k)+ygk(k);
    dy(k)=yk1(k)-y; end
    if dy(1)< dy(2k)
        ip(i)= 1;
        dm=dy(1);
        yo(1)=yk1(1);
    else ip(i)=2;
        dm=dy(2);
        yo(2)=yk1(2);
    end
for k=3:M;
    if dy(k)<dm
        ip(i)=k;
        dm=dy(k);
    end
pp=ip(i); y0(pp)=yk1(pp); end

```

Здесь по каждому значению угла поворота $Y(i)$ определяется номер засвечиваемого пояса (i), т. е. номер включаемого луча k .

Приведенный алгоритм дает необходимое число лучей N_{Σ} больше, чем N_0 , не более, чем на $1 \div 2$, т. е. уступает оптимальному распределению на $10 \div 15$ %. Пример полученного распределения поискового усилия приведен на рис. 4.

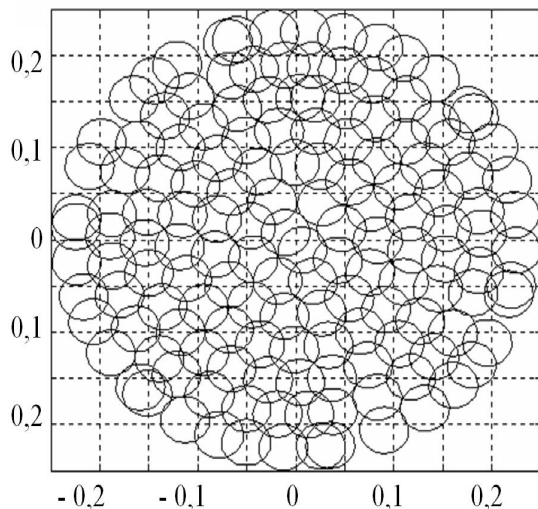


Рис. 4. Пример полученного распределения поискового усилия

Дальнейшего улучшения равномерности распределения поискового усилия и приближения N_{Σ} к N_0 можно добиться, сняв ограничение на постоянство периода следования зондирующих импульсов, допустив его изменение в пределах $\approx 5 \div 10$ % относительно среднего значения.

Высокую разрешающую способность и точность определения координат наблюдаемых объектов-целей можно обеспечить только при помощи двух геостационарных КА, РЛ которых осматривают заданную зону синхронно на взаимно перпендикулярных ракурсах. В этом случае разрешающая способность по двум координатам определяется разрешающей способностью РЛ по дистанции и находится в пределах $1.5 \div 150$ м.

3. Обеспечение разрешающей способности РЛ геосинхронного КА

Рассмотрим РЛ неподвижный относительно вертикали КА, угловое положение которого стабилизировано относительно плоскости меридиана. Если вертикаль КА с геосинхронной орбитой стабилизирована, то длина осматриваемой полосы в угловых единицах по широте соответствует 2ψ . Максимальная скорость смещения КА по меридиану $V_{\max} = R_0 \sin(\psi)\omega_E$, где R_0 – радиус орбиты КА, ω_E – скорость вращения Земли.

Доплеровский сдвиг частоты $F_d = 2F_o V_{\text{отн}}/c$, где F_o – частота РЛ излучения, $V_{\text{отн}}$ – скорость относительного перемещения КА и наблюдаемой поверхности Земли, c – скорость распространения РЛ излучения.

Изменение частоты Доплера ΔF_d от точечного отражателя при смещении его на один элемент разрешения $l_{\text{эл}}$ определяет требуемую полосу пропускания фильтра приемника для получения этой разрешающей способности РЛ в поперечной плоскости.

$$(6) \quad \Delta F_d = F_{d\max}(l_{\text{эл}}/D_l),$$

где $F_{d\max} = 2F_o V_{\max}/c$ – максимальная величина доплеровского сдвига по частоте; D_l – дистанция до центра элемента разрешения с размерами в боковой плоскости $l_{\text{эл}}$ и по дистанции ΔD .

Использование изменения частоты Доплера для реализации разрешающей способности в боковой плоскости $l_{\text{эл}} = 1$ м требует фильтров с полосой пропускания $\Delta F_d = (10^{-3} \div 10^{-5})$ Гц [2].

Для выделения сигнала в полосе $\Delta F_d = (0,25 \cdot 10^{-2} \div 0,25 \cdot 10^{-4})$ Гц без потерь линейным фильтром необходимо время наблюдения сигнала $T_{\text{набл}} = 1/\Delta F_d$. При скважности зондирующих сигналов 2.5 необходимое время наблюдения сигнала $T_{\text{набл}}$ составляет $10^3 \div 10^5$ с.

Располагаемое время наблюдения $T_{\text{набл}}$ одного элемента поверхности $l_{\text{эл}}$ за счет движения КА с неподвижной (относительно корпуса КА или вертикали) антенной РЛ определяется соотношением $T_{\text{набл}} = D_l \theta_{\text{рл}}/V_{\text{отн}}$, где $\theta_{\text{рл}}$ – ширина диаграммы направленности антенны.

Увеличить время наблюдения до требуемой величины можно за счет изменения углового положения диаграммы направленности антенны таким образом, чтобы замедлить (в идеальном случае остановить) перемещение наблюдаемого пятна на поверхности Земли.

Изменение углового положения антенны может быть достигнуто за счет организации следящей системы угловой ориентации КА, аналогичной системе стабилизации КА относительно вертикали.

Другим способом увеличения времени наблюдения является изменение положения диаграммы направленности антенны вращением КА. Необходимая угловая скорость ω_A вращения антенны или КА в этом случае определяется соотношением

$$(7) \quad \omega_A = (v_{\text{отн}}/D_l) \text{ рад/с.}$$

Наилучшая компенсация скорости движения КА достигается вращением антенны или КА вокруг оси, перпендикулярной плоскости визирования. В этом случае обеспечивается максимально возможное время накопления по всем элементам разрешения по всей ширине наблюдаемой полосы.

Максимально возможная площадь поверхности Земли, осматриваемая в режиме высокого разрешения, зависит от числа и взаимного расположения лучей антенны, от широты и долготы центра осматриваемой зоны, от способа управления положением антенны и угла наклона орбиты КА.

Для заранее заданного района земной поверхности можно обеспечить режим высокого разрешения не хуже $1 \div 2$ м на поверхности Земли при углах наклона орбиты более 5 угловых градусов.

Заключение.

Проведенные исследования особенностей мониторинга земной поверхности РЛ с ФМн сигналом позволяют сделать следующие выводы:

- 1) Энергетические и конструктивные параметры КА позволя-

ют РЛ обеспечить обнаружение морских надводных объектов на дистанции до 42000 км как в режиме обзора большой площади поверхности Земли (сотни квадратных километров), так и в режиме детального наблюдения ограниченной площади (десятки квадратных километров) с разрешением до $(1 \div 2)$ м.

- 2) Для многолучевого РЛ геостационарного КА предложенный алгоритм переключения парциальных диаграмм (лучей) позволяет обеспечить равномерную засветку с максимальной плотностью зондирующего излучения заданной зоны и за минимальное время при постоянной скорости вращения КА вокруг направления на центр зоны мониторинга и постоянной частоте зондирования.
- 3) Для реализации режима синтезированной апертуры предлагается использовать фильтр сжатия ФМн-сигнала. На его основе можно реализовать узкополосный фильтр для обнаружения смещения несущей частоты принимаемого сигнала с требуемой полосой пропускания $\Delta f = 2,5 \cdot (10^{-3} \div 10^{-4})$ Гц, обеспечивающей разрешение в боковом направлении до 1 м. Для наблюдения заданной полосы L с разрешением ΔL необходимо использование многоканальный $L/\Delta L$ полосовой фильтр.

Литература

1. ЕФРЕМОВ Г. *Опыт + кадры + прагматизм + передовые решения – слагаемые успеха НПО машиностроения // Военный парад. – 2001. – №4(46).*
2. КОРЖАВИН Г. А., ПОДПЛЕКИН Ю. Ф., ШАРОВ С. Н. *Обеспечение мониторинга земной поверхности космическим аппаратом на геосинхронной орбите. Труды 19 НПК “Актуальные проблемы защиты и безопасности”. – Т 4. – СПб, 2006.*

3. КОНДРАТЕНКОВ Г. С., ПОТЕХИН В. А., РЕУТОВ А. П., ФЕОКТИСТОВ Ю. А. *Радиолокационные станции обзора Земли* / под. ред. Г. С. Кондратенкова. – М.: Радио и связь, 1983.
4. СКОЛНИК М. *Справочник по радиолокации: в 4 т.* – М.: Сов. радио, 1975–1978. – Т. 1: Основы радиолокации / ред. русск. пер. К. Н. Трофимов, 1976. – 456 с.
5. ШАРОВ С. Н. *Основы проектирования информационно-измерительных приборов систем управления движущимися объектами. Учебн. пособие.* Балт. гос. техн. ун-т. БГТУ “ВОЕНМЕХ”, СПб, 1998.
6. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., MATROSOV V.M., ANSHAKOV G.P., ANTONOV YU.G., MAKAROV V.P., SOROKIN A.V., BASHKEYEV N.I., KONDRAT’YEV O.A. *Ultra-precision attitude control of a large low-orbital space telescope* // *Control Engineering Practice*. –1999. – Vol. 7, Issue 9. – P. 1127-1142.
7. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., ANSHAKOV G.P., ANTONOV YU.G., MAKAROV V.P., MANTUROV A.I., USTALOV YU.M. *Dynamics and flight support of a vehicle Ikar control system at orbiting Globalstar satellites* // *Control Engineering Practice*. – 2003. – Vol. 11, Issue 5. – P. 585-597.
8. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., ANSHAKOV G.P. *Guidance and robust gyromoment attitude control of agile flexible remote sensing spacecraft* / *Proc. 17th IFAC Symposium on Automatic control in Aerospace*, ONERA, Toulouse, 2007. – Paper We-04-1/4.
9. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., SOMOV S.YE. *Guidance, onboard signal processing and robust control of agile flexible remote sensing spacecraft* / *Proc. Ninth IFAC Workshop on Adaptation and Learning in Control and Signal Processing (ALCOSP)*, Saint Petersburg, Russia. – 2007.
10. SOMOV YE.I., BUTYRIN S.A., SOMOV S.YE. *Guidance and Robust Gyromoment Precise Attitude Control of Agile Observation Spacecraft* / *Proc. IFAC World Congress*, Seoul,

South Korea. – 2008. – Vol. 17, Part 1.

SPECIFICITY OF THE EARTH SURFACE MONITORING VIA GEOSTATIONARY GEOSYNCHRONOUS EARTH ORBIT SATELLITE RADAR

Sergey Sharov, Dr.Sc., Head of the Department (CRI “Granit”, 3, Gospital'naya Str., Saint Petersburg, Russia, 191014. Phone: +7(812)2716756).

Abstract: A problem is considered of design the spacecraft surveillance radar with the reflector antenna, ensuring high-accuracy and high resolution ground location of the prescribed Earth area. Peculiarities of Earth monitoring via the radar with phase-shift keyed signal are studied. For a multi-beam radar of the geostationary/geosynchronous Earth orbit satellite the algorithm of switching the partial directional paths is proposed, providing the uniform precip of the area of interest with the highest possible density of the probing beams for the minimal time under conditions of uniform satellite rotation about the centroidal axis and the constant probing frequency. The numerical example is presented showing effectiveness of the proposed algorithm.

Keywords: Earth monitoring, surveillance radar, phase-shift keying.

*Статья представлена к публикации
членом редакционной коллегии Д.А. Новиковым.*