

УДК 621.396.96

МЕТОДИКА ПРОВЕРКИ В НАЗЕМНЫХ УСЛОВИЯХ ЛИНЕЙНОГО РАЗРЕШЕНИЯ ПО АЗИМУТУ В РАДИОЛОКАТОРЕ С СИНТЕЗОМ АПЕРТУРЫ КОСМИЧЕСКОГО БАЗИРОВАНИЯ

С.Р. ГЕЙСТЕР¹, Н.М. НАУМОВИЧ², Г.Н. ДЕМИДОВИЧ², В.Т. РЕВИН², С.П. УРБАНОВИЧ³

¹Научно-исследовательский институт Вооруженных Сил Республики Беларусь
Калиновского 4, Минск, 220103, Беларусь

²Белорусский государственный университет информатики и радиоэлектроники
П. Бровки, 6, Минск 220013, Беларусь

³Открытое акционерное общество «Алевкурп»
Независимости, 95/7-35, Минск 220043, Беларусь

Поступила в редакцию 21 июня 2016

При разработке радиолокатора с синтезом апертуры антенны (РСА) космического базирования возникает необходимость его отладки и проверки в наземных условиях. Наиболее сложно проверить выполнение требования по обеспечению разрешающей способности РСА по азимуту. Это обусловлено тем, что разрешающая способность по азимуту обеспечивается в РСА при его стабильном перемещении на орбите в космосе со скоростью около 7,6 км/с. Предложена методика проверки обеспечения требуемого линейного разрешения РСА по азимуту в наземных условиях с использованием обращенного синтеза апертуры, когда РСА неподвижен, а объекты разрешения размещены на движущемся носителе, в частности, на плавсредстве.

Ключевые слова: радиолокатор, синтез апертуры антенны, космическое базирование, разрешение по азимуту, движущийся носитель.

Введение

В процессе разработки и изготовления РСА космического базирования, который должен размещаться на космическом аппарате (КА), необходимо экспериментально проверять соответствие его линейной разрешающей способности по азимуту требованиям технического задания. При этом наиболее сложным этапом является проверка самого «жесткого» требования – линейной разрешающей способности по азимуту Δl в режиме «детальный», для которого должно быть обеспечено наилучшее требуемое разрешение Δl_{tr} , принимающее, например, значение около 1 м и менее. Проверка РСА космического базирования на Земле возможна, в условиях его работы с обращенным синтезом апертуры антенны, когда РСА неподвижен, а объекты разрешения – контрольные отражатели, – движутся вдоль поверхности Земли. Удобно, с точки зрения минимизации мешающих отражений и стабильности параметров движения, размещать объекты разрешения на плавсредстве, которое движется прямолинейно с требуемой скоростью по гладкой водной поверхности.

Подход к проверке в наземных условиях линейной разрешающей способности РСА по азимуту

Разрешающая способность РСА по азимуту в режимах бокового обзора с синтезом апертуры антенны (САА) при прямоугольном амплитудном распределении на раскрыве синтезированной антенной решетки определяется выражением [1, 2]:

$$\Delta\beta_{SAA} \cong \frac{\lambda}{2V_N T_{SAA}}, [\text{рад}], \quad (1)$$

где V_N – скорость полета носителя; T_{SAA} – время синтеза апертуры антенны; λ – длина волны излучения в РСА.

Линейная разрешающая способность РСА в азимутальной плоскости Δl в режимах бокового обзора с САА на дальности анализа r_{SA} с учетом (1) описывается выражением:

$$\Delta l \cong 2r_{SA} \sin \frac{\Delta\beta_{SAA}}{2} \cong r_{SA} \Delta\beta_{SAA} \cong r_{SA} \frac{\lambda}{2V_N T_{SAA}}. \quad (2)$$

При заданных требованиях к линейной разрешающей способности РСА в азимутальной плоскости Δl_{tr} из выражения (2) можно определить требуемое значение времени САА – $T_{SAA_{tr}}$, для дальности анализа r_{SA} и скорости носителя V_N :

$$T_{SAA_{tr}} \cong r_{SA} \frac{\lambda}{2V_N \Delta l_{tr}}. \quad (3)$$

Это выражение является ключевым для проверки РСА на Земле, при выполнении следующих условий.

1. В течение требуемого времени САА – $T_{SAA_{tr}}$, нестабильности несущей и гетеродинных частот, влияющие на разрешающую способность, будут оставаться в заданных пределах.

2. При проверке на Земле РСА должен быть установлен неподвижно, что исключает появление случайных колебаний и вибраций его антенны, которые отсутствуют на КА.

3. Разрешаемые объекты, например, контрольные отражатели, используемые для оценки разрешающей способности, движутся относительно РСА прямолинейно и равномерно, причем скорость их перемещения существенно меньше скорости КА.

Методика проверки разрешающей способности РСА по азимуту на Земле заключается в следующем:

1) радиолокатор переводится в режим обращенного САА путем изменения знаков показательных функций в опорных сигналах на противоположные [2, 3];

2) радиолокатор размещается неподвижно, а объект разрешения, состоящий из точечных (в идеальном случае) отражателей, движется по прямой в зоне прямой видимости РСА на определенной дальности с заданной постоянной скоростью;

3) оценивается линейная разрешающая способность РСА по азимуту при условии, что время синтеза апертуры антенны $T_{SAA_{tr}}$ равно заданному при размещении РСА на КА;

4) оценка на Земле линейной разрешающей способности РСА по азимуту должна удовлетворять условию эквивалентности аналогичной оценке при его полете в космосе.

Критерий эквивалентности оценки линейной разрешающей способности РСА в наземных условиях аналогичной оценке в условиях космического полета

Критерий эквивалентности формулируется следующим образом. Линейная разрешающая способность по азимуту Δl_K в РСА, расположенном на космическом аппарате, в режиме бокового обзора с прямым САА на дальности анализа $r_{SA_{KA}}$ с учетом (2) описывается выражением:

$$\Delta l_{KA} \cong 2r_{SA_{KA}} \frac{\lambda}{2V_{N_{KA}} T_{SAA_{KA}}}, \quad (4)$$

где $r_{SA_{KA}}$ – радиальное расстояние от РСА на орбите КА до точки анализа на поверхности Земли; $V_{N_{KA}}$ – скорость линейного перемещения КА; $T_{SAA_{KA}} = T_{SAA_{tr}}$ – время САА в РСА на борту КА, при котором на дальности анализа $r_{SA_{KA}}$ будет обеспечена линейная разрешающая способность в азимутальной плоскости Δl_{KA} . Время $T_{SAA_{KA}}$ рассчитывается так, чтобы

соответствовать требуемому разрешению РСА на заданной радиальной дальности КА.

Линейная разрешающая способность по азимуту Δl_{Gr} в РСА, расположенном на Земле для испытаний, в режиме бокового обзора с обращенным САА на дальности анализа r_{SA_Gr} с учетом (2) описывается выражением:

$$\Delta l_{Gr} \cong 2r_{SA_Gr} \frac{\lambda}{2V_{N_Gr} T_{SAA_Gr}}, \quad (5)$$

где r_{SA_Gr} – радиальное расстояние от РСА до разрешаемых объектов (точечных отражателей) на поверхности Земли; V_{N_Gr} – скорость перемещения точечных отражателей, которая будет установлена и измерена в ходе исследований; T_{SAA_Gr} – время САА в РСА на Земле в ходе исследований, при котором на дальности r_{SA_Gr} будет обеспечена линейная разрешающая способность в азимутальной плоскости Δl_{Gr} .

В ходе исследований устанавливается требование равенства временных интервалов САА в виде

$$T_{SAA_Gr} = T_{SAA_KA}. \quad (6)$$

В соответствии с требованием (6) и, исходя из формул (3), (4) и (5), можно записать выражение

$$\frac{T_{SAA_Gr}}{T_{SAA_KA}} = \frac{r_{SA_Gr} V_{N_KA} \Delta l_{KA}}{r_{SA_KA} V_{N_Gr} \Delta l_{Gr}} = 1. \quad (7)$$

В соответствии с (7) соотношение линейных разрешающих способностей в РСА на Земле и в РСА на КА для заданного одинакового времени САА $T_{SAA_Gr} = T_{SAA_KA} = T_{SAA_tr}$, при котором в РСА на КА обеспечивается требуемое значение разрешающей способности $\Delta l_{KA} = \Delta l_{tr}$, описывается искомым выражением

$$\frac{\Delta l_{Gr}}{\Delta l_{KA}} = \frac{r_{SA_Gr} V_{N_KA}}{r_{SA_KA} V_{N_Gr}}. \quad (8)$$

В соответствии с выражением (8) можно сформулировать «критерий эквивалентности» в следующем виде: «В установленном на Земле РСА в режиме обращенного САА должно быть обеспечено линейное разрешение по азимуту $\Delta l_{Gr} = \Delta l_{KA} \frac{r_{SA_Gr} V_{N_KA}}{r_{SA_KA} V_{N_Gr}}$ для «точечных» отражателей, расположенных на дальности r_{SA_Gr} и движущихся со скоростью V_{N_Gr} , в течение времени САА – T_{SAA_Gr} , равном времени САА в РСА, установленном на КА $T_{SAA_KA} = T_{SAA_tr}$, при котором в РСА на КА, движущемся со скоростью V_{N_KA} , на дальности r_{SA_KA} обеспечивается требуемое разрешение, то есть $\Delta l_{KA} = \Delta l_{tr}$ ».

Пример. Для РСА, движущегося по орбите со скоростью $V_{N_KA} = 7595$ м/с, на дальности анализа $r_{SA_KA} = 556700$ м до поверхности Земли линейная разрешающая способность $\Delta l_{KA} = \Delta l_{tr} = 1$ м будет обеспечена при времени САА $T_{SAA_KA} = 1,136$ с.

При проведении исследований РСА на Земле для времени САА $T_{SAA_Gr} = T_{SAA_KA} = 1,136$ с два точечных отражателя, которые движутся по линии, перпендикулярной линии визирования (в области линии визирования), со скоростью $V_{N_Gr} = 16,666$ м/с (60 км/ч) на дальности $r_{SA_Gr} = 6000$ м должны наблюдаться отдельно, начиная с интервала между ними $\Delta L = \Delta l_{Gr} = \Delta l_{KA} \frac{r_{SA_Gr} V_{N_KA}}{r_{SA_KA} V_{N_Gr}} = 4,91$ м.

В ходе испытаний основным вариантом перемещения отражателей является прямолинейное движение, перпендикулярно положению линии их визирования с РСА в момент времени, когда расстояние между носителем отражателей и РСА минимально. Такое

движение при космическом базировании РСА соответствует перемещению элементов поверхности Земли параллельно проекции линии перемещения КА на ее поверхность. Пояснения представлены на рис. 1.

Для каждого интервала дискретизации по дальности (времени задержки) САА выполняется по совокупности периодов зондирования $N_{L_SAA} = T_{SAA_Gr} / T_r$, укладываемых в интервал САА – T_{SAA_Gr} , где T_r – период повторения зондирующих сигналов. В результате для каждого i -го интервала дальности будут сформированы отсчеты сигналов $U_{Вых\ САА}(n, i)$, $n = \overline{1, N_{L_SAA}}$ с выхода устройства САА.

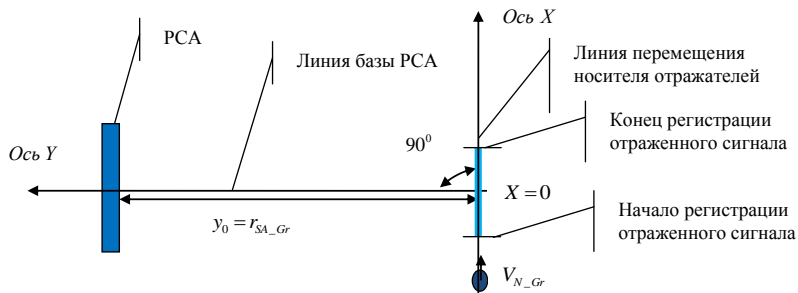


Рис. 1. Пояснения к ориентации линии перемещения носителя отражателей

На рис. 2 представлен вид квадратов модулей $|U_{Вых\ САА}(n, i)|^2$, $n = \overline{1, N_{L_SAA}}$ при наблюдении одного точечного отражателя, движущегося в соответствии с рис. 1. На рис. 2 ось n соответствует оси X на рис. 1, а расстановка элементов по оси n соответствует интервалу δX .

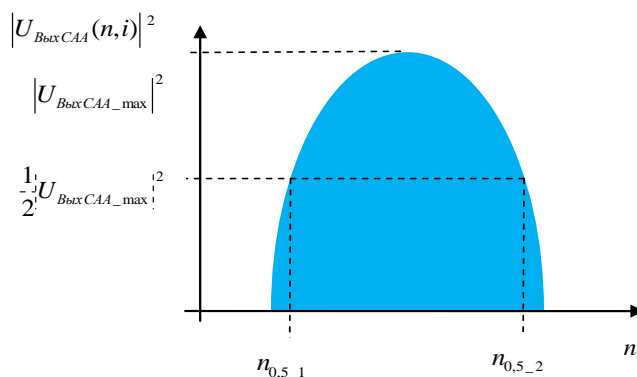


Рис. 2. Пояснения к определению разрешения

Интервал $\Delta L_R = \delta X (n_{0,5-2} - n_{0,5-1})$ соответствует реальной линейной разрешающей способности по азимуту в РСА.

Заметим, что линейная разрешающая способность по азимуту, полученная по реальными отражателям, имеющим ненулевую протяженность вдоль линии разрешения, будет превышать линейную разрешающую способность по азимуту, в случае использования идеально точечных отражателей.

Методика экспериментального определения линейной разрешающей способности по азимуту

Наиболее точный результат в определении линейной разрешающей способности по азимуту дает оценка на основе измерения длительности свертки [2]. Для ее получения на подвижном носителе устанавливается один отражатель, диаграмма рассеяния которого в азимутальной плоскости близка к диаграмме рассеяния изотропного отражателя. По крайней мере, это условие должно выполняться в интервале регистрации отраженного сигнала (см. рис. 1).

Экспериментальное определение линейной разрешающей способности по азимуту включает этапы, описанные ниже.

1. Для носителя отражателя устанавливаются значения дальности r_{SA_Gr} и скорости перемещения V_{N_Gr} .

2. РСА переводится в режим обращенного САА, а в его параметрах устанавливается время САА T_{SAA_KA} , для которого в РСА, размещенном на КА, при значениях r_{SA_KA} и V_{N_KA} обеспечивается разрешение $\Delta L_{KA} = \Delta L_{tr}$.

3. На подвижный носитель с малой эффективной поверхностью рассеяния устанавливается один отражатель, для которого в интервале регистрации отраженного сигнала (рис. 1) диаграмма рассеяния должна иметь постоянное значение.

4. Носитель устанавливается на линию перемещения в соответствии с рис. 1.

5. Максимум диаграммы направленности (ДН) РСА ориентируется на область, в которой будет перемещаться носитель с отражателем. При этом центр ДН РСА должен быть ориентирован (рис. 1) по оси Y в точку $X = 0$.

6. РСА переводится в рабочий режим зондирования и приема отраженных сигналов.

7. Дается старт движения носителя, который набирает требуемую скорость V_{N_Gr} до входа в зону регистрации сигнала и далее перемещается с заданной стабильной скоростью V_{N_Gr} в зоне регистрации точно по оси X .

8. В интервале задержек отраженного сигнала, соответствующих положению носителя с отражателем по дальности, в РСА регистрируется (записывается в память) принятый сигнал в виде двух квадратурных составляющих в течение времени $(3...5)T_{SAA_KA}$. В течение этого времени носитель должен проходить примерно равные расстояния до линии базы и после пересечения линии базы (рис. 1).

9. Зарегистрированный массив временных отсчетов принятого сигнала обрабатывается (в реальном или отложенном времени) в фильтре одиночного сигнала (в программном или аппаратном исполнении) в интервале задержек, соответствующих положению носителя с отражателем по радиальной дальности с учетом длительности импульса. При оценивании разрешения по азимуту для устойчивого наблюдения носителя по радиальной дальности целесообразно снизить разрешение по дальности, что может быть обеспечено путем суммирования комплексных амплитуд в интервале 2...5 элементов разрешения по дальности, в центре которых при перемещении находится отражатель.

10. Полученный на выходе фильтра одиночного сигнала массив сигналов обрабатывается в устройстве САА с дискретностью δX по оси X (рис. 1), составляющей примерно $\delta X = (0,1...0,2)\Delta L_{tr}$. Такая обработка в устройстве САА выполняется для каждого интервала временной дискретизации по дальности по совокупности периодов зондирования, соответствующих требуемому интервалу САА T_{SAA_KA} . В результате для каждого i -го интервала дальности будет сформировано N_{L_SAA} отсчетов сигналов с выхода устройства САА $U_{\text{ВыхСАА}}(n, i)$, $n = \overline{1, N_{L_SAA}}$.

Заметим, что интервал δX может быть увеличен для снижения вычислительной нагрузки, однако это приведет к увеличению погрешности в оценке разрешающей способности.

11. Квадраты модулей $|U_{\text{ВыхСАА}}(n, i)|^2$, $n = \overline{1, N_{L_SAA}}$ отображаются на мониторе.

12. Выделяются сигналы от отражателя $|U_{\text{ВыхСАА}}(n, i)|^2$.

13. Оценивается протяженность сигнала отражателя по азимуту $\Delta n_{0,5} = (n_{0,5_2} - n_{0,5_1})$ по половинному уровню от максимума (то есть по уровню $0,5|U_{\text{ВыхСАА_max}}|^2$), где $n_{0,5_1}$ – номер элемента на левом краю от максимума в отображаемой последовательности сигналов $|U_{\text{ВыхСАА}}(n, i)|^2$, $n = \overline{n_1, n_2}$, а $n_{0,5_2}$ – номер элемента на правом краю от максимума в отображаемой последовательности сигналов $|U_{\text{ВыхСАА}}(n, i)|^2$, $n = \overline{n_1, n_2}$.

14. Рассчитывается величина интервала $\Delta L_R = \delta X \Delta n_{0,5}$.

15. Полученное значение ΔL_R сопоставляется с рассчитанной величиной

$$\Delta I_{Gr} = \Delta I_{KA} \frac{r_{SA_Gr} V_{N_KA}}{r_{SA_KA} V_{N_Gr}} \text{ при заданных выше параметрах.}$$

Измеренная величина ΔL_R при использовании реального отражателя определенных размеров будет больше величины, которая может быть получена при использовании идеального «точечного» отражателя. Поэтому величина ΔL_R может незначительно отличаться от расчетной величины ΔI_{Gr} , то есть удовлетворять условию $\Delta L_R \cong \Delta I_{Gr}$.

Заключение

Предложенный подход и методика оценки линейной разрешающей способности по азимуту в РСА космического базирования позволяют выполнить в наземных условиях проверку соответствия измеренной и требуемой в ТЗ величины разрешающей способности. Подход основан на выполнении комплекса условий: неподвижное расположение РСА, исключаящее в ходе исследований на Земле тряску и вибрации, которые отсутствуют на орбите КА; перемещение контрольного отражателя в требуемой зоне по стабильной траектории со стабильной скоростью; функционирование РСА с использованием обращенного синтеза апертуры антенны. Повышение точности оценки разрешающей способности по азимуту связано, в первую очередь, с линейными размерами отражателя, которые необходимо максимально уменьшать, и отношением сигнал/помеха на выходе тракта когерентной обработки РСА. В связи с этим при выборе конструкции контрольного отражателя [4] необходимо найти компромисс между максимальным увеличением его эффективной отражающей поверхности и минимизацией его линейного размера по азимуту. Для максимального снижения влияния на отношение сигнал/помеха мешающих отражений от поверхности Земли, целесообразно при испытаниях контрольный отражатель устанавливать на плавсредстве, которое движется по гладкой водной поверхности, прямолинейно с постоянной скоростью. При этом должны быть приняты меры к максимальному снижению эффективной отражающей поверхности плавсредства в направлении на РСА.

VERIFICATION METHOD AT LAND CONDITIONS OF LINEAR RESOLUTION ON AZIMUTH IN A RADAR WITH THE APERTURE SYNTHESIS OF SPACE BASING

S.R. HEISTER, N.M. NAUMOVICH, G.N. DEMIDOVICH, V.T. REVIN, S.P. URBANOVICH

Abstract

By working out of a radar with the aperture synthesis of the aerial (RAS) of space basing there is a necessity of its debugging and verification at the land conditions. The most difficult verification task is requirement performance on resolution maintenance of RAS on an azimuth. It is caused by the given resolution provided in RAS at an orbit during stable moving in space with a speed about 7,6 km/s. The verification method of maintenance of the demanded linear resolution of RAS on an azimuth in land conditions with turned synthesis of aerial aperture is offered. It operates when RAS is unmoved and objects of resolution are placed at a moving ship.

Keywords: radar, aerial aperture synthesis, space basing, resolution on azimuth, moving ship.

Список литературы

1. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования / Под ред. В.С. Вербы. М., 2010.
2. Радиолокационные станции с цифровым синтезом апертуры антенны / Под ред. В.Т. Горяинова. М., 1988.
3. Гейстер С.Р., Пархоменко Н.Г., Гейстер А.С. // Электромагнитные волны и электронные системы. 2011. Т. 16, № 1. С. 27–31.
4. Кобак В.О. Радиолокационные отражатели. М., 1975.