



УДК 621.396.96

DOI: 10.22184/NanoRus.2019.12.89.463.469

ТЕХНОЛОГИЯ КОМПЛЕКСНЫХ НАТУРНЫХ ИСПЫТАНИЙ АНТЕННЫХ МОДУЛЕЙ АФАР

FLIGHT TESTING RESEARCH METHOD FOR ANALYZING PERFORMANCE OF ACTIVE ANTENNA MODULES OF THE EARTH REMOTE SENSING SPACECRAFT ACTIVE ELECTRONICALLY SCANNED ANTENNA ARRAY

ГЛЫБИН А.А.¹GLYBIN A.A.¹БУРЦЕВ Ю.В.¹BURTSEV YU. V.¹ЛЫЧАГИН А.Ю.¹LYCHAGIN A. YU.¹ЧЕРЕВАНЬ Д.В.²CHEREVAN D. V.²ФУЖЕНКО О.А.²FUZHENKO O. A.²МОРОЗ А.В.²MOROZ A. V.²¹АО «НПП «Пульсар»¹ S&PA Pulsar JSC

г. Москва, Россия

Moscow, Russia

²ВКА им. А. Ф. Можайского² Mozhaisky Military Space Academy

г. Санкт-Петербург, Россия

Saint-Petersburg, Russia

В статье представлены результаты летно-экспериментальных исследований модуля антенного активного, разработанного для радиолокатора с синтезированной апертурой бортового специального комплекса космического аппарата. В качестве зондирующих сигналов использовались сигналы с линейной частотной модуляцией. Представлена методика проведения летно-экспериментальных исследований бортовых радиолокаторов с синтезированной апертурой.

Ключевые слова: АФАР; приемопередающий модуль; диаграмма направленности; X-диапазон; электронная антenna в сборе; модуль антенный.

This paper highlights the results of the flight testing research of the active antenna module, designed for synthetic aperture radar of a spacecraft onboard special complex. Signals with linear frequency modulation were used as ranging signals. A technique for conducting flight testing research of synthesized aperture radars has been suggested.

Keywords: AESA; transceiver module; beam pattern; X-band; electronic antenna assembly; antenna module.

ВВЕДЕНИЕ

В процессе создания активного (далее по тексту — МА), предназначенного для работы в составе активной фазированной антенной решетки (АФАР) бортового специального комплекса (БСК) космического аппарата, в соответствии с требованиями технического задания необходимо реализовать цикл наземной экспериментальной отработки.

В целях повышения достоверности проверок МА на этапе наземной отработки целесообразно провести натурный эксперимент, включающий в себя:

- проверку функционирования МА при излучении зондирующего сигнала в открытое пространство и получении отраженного сигнала от земной поверхности и эталонного объекта;
- обработку полученного сигнала в целях получения радиолокационного изображения;
- оценку функциональной достаточности МА как составной части перспективных радиолокаторов с синтезированной апертурой X-диапазона.

Одним из эффективных и наглядных способов решения поставленных задач является проведение экспериментальных радиолокационных съемок с авиационного носителя, осуществляемых с помощью специальной аппаратуры — авиационного прототипа (макета) БСК.

Цель летно-экспериментальных исследований — получение с помощью макета БСК, установленного на борту самолета-лаборатории, экспериментальных радиолокограмм для оценки принципиальной способности модуля антенного активного обеспечить работу АФАР в режиме радиолокационной съемки объектов на поверхности Земли.

В результате летно-экспериментальных исследований должны быть сформированы полученные в реальных условиях полета радиолокационные изображения радиолокационных мишеней на поверхности Земли и оценена возможность использования в составе активной фазированной антенной решетки бортовых специальных комплексов перспективных космических аппаратов модуля антенного активного, разработанного АО «НПП «Пульсар».



В районе проведения испытаний была создана мишенная обстановка в виде согласованной номенклатуры радиолокационных мишеней, состоящих из набора угловых отражателей, светодиодных в определенные геометрические конфигурации.

Оценка результативности летно-экспериментальных исследований проводилась по критерию подобия полученного радиолокационного изображения изображению радиолокационной мишени в оптическом диапазоне.

МЕТОДИКА ПРОВЕДЕНИЯ ЛЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Основными задачами летно-экспериментальных исследований МА на авиационном прототипе БСК являются:

- 1) апробация базовых технических решений, применяемых в МА;
- 2) экспериментальное исследование информативности функционирования МА в режиме приема/передачи.

Существенными при выборе авиационного носителя являются высота и скорость полета, а также грузоподъемность и энерговооруженность.

Испытания полноразмерного макета АФАР или его крупномасштабного фрагмента, например 1/5 АФАР, потребует выбирать носитель, который может поднимать на встроенным пилоне массу от 300 до 1500 кг и иметь мощность бортовой электросети, достигающую 12 кВт, при этом высота полета должна быть желательно в диапазоне 20–23 км.

Кроме того, полноразмерная АФАР обладает очень узкой диаграммой направленности и формирует малый размер кадра на поверхности Земли.

Таким образом, нецелесообразно проводить отработку полноразмерного макета БСК на авиационном носителе по техническим и экономическим соображениям.

Если в качестве АФАР для макета БСК выбрать 1/40 АФАР (модуль антенный), то масса макета будет в пределах нескольких десятков килограммов, а энергопотребление ограничится несколькими сотнями ватт.

Для исследований целесообразно и реально использовать авиационные носители с герметичным салоном, имеющим

штатную высоту полета до 6 км, оборудованные и сертифицированные для проведения авиационных экспериментов.

В данном случае в качестве АФАР для макета БСК была выбрана 1/4 модуля антенного, что, помимо выигрыша в массе и энергопотреблении, позволило отказаться от использования подвесного пилона и проводить радиолокационное зондирование через штатный иллюминатор.



Рис. 1. Самолет-лаборатория АН-30

Fig. 1. AN-30 flying testbed aircraft

Таблица 1. Технические характеристики самолета АН-30

Table 1. Technical parameters of AN-30 aircraft

Характеристика Parameter	Значение Value
Крейсерская скорость Cruising speed	435 км/час (120,8 м/с) 435 km/h (120.8 m/s)
Максимальная скорость Maximum velocity	540 км/час 540 km/h
Практический потолок Operating ceiling	8300 м 8300 m
Дальность действия Operating range	1240 км 1240 km
Продолжительность полета Flight endurance	6,6 час 6.6 hours

INTRODUCTION

In the process of designing an active antenna module (hereinafter — AM) — building block of AESA — in order to increase reliability it is necessary to implement a ground-based experimental cycle in the form of a field experiment, comprising:

- evaluating geometrical and radar parameters at the stand during tuning;
- checking AM operation capability when a ranging signal is emitted into the open space and reflected signal from Earth's surface and reference object is received;
- processing the received signal to obtain a radar image;
- evaluating AM functional adequacy as an integral part of advanced X-band synthetic aperture radars.

One of the effective and demonstrative ways to solve the above mentioned tasks is to conduct

experimental radar surveys from an aircraft carrier, using special equipment — an aircraft prototype (model) of an onboard special complex (hereinafter — OSC).

The purpose of the flight testing research is to obtain experimental radar holograms using the OSC model installed on board of the flying testbed aircraft to evaluate the principal ability of the active antenna module to ensure AESA operation in the radar surveying mode of the Earth's surface.

As a result of flight testing research, radar images of radar targets on the Earth's surface obtained in real flight conditions should be formed. Then the possibility of using the S&PE Pulsar active antenna module as a part of active electronically scanned antenna array of onboard special facilities of advanced space-craft should be evaluated.

In the test area, a target environment was created in the form of a consistent nomenclature of the radar targets, consisting of a set of corner reflectors, arranged in specific geometric configurations.

Evaluation of the effectiveness of flight testing research was carried out according to the criterion of similarity of the obtained radar image to the image of the radar target in the optical range.

FLIGHT TESTING PROCEDURE

The main tasks of the flight testing research of AM using OSC airborne model are the following:

1. Approval of basic technical solutions used in AM;
2. Experimental testing of AM performance in transmit/receive mode.

Essential when choosing an aircraft carrier are its altitude and speed of flight, as well



Для проведения летного эксперимента в данном исследовании был выбран самолетный носитель типа АН-30 (рис. 1 и табл. I).

Параметры полета: $H = 3000$ м; $V = 100$ м/с.

Исходя из принципа разумной достаточности для проведения радиолокационной съемки был выбран маршрутный режим.

В маршрутном режиме производится непрерывная съемка полосы земной поверхности с применением схемы «нормального бокового обзора».

Полоса захвата в маршрутном режиме совпадает с шириной следа луча АФАР в угломестной плоскости.

В маршрутном режиме луч АФАР перед началом сеанса съемки устанавливается в фиксированное положение:

- по азимутальной координате — по нормали к вектору скорости КА (условие «стандартного бокового обзора»),
- по угломестной координате — в заданное фиксированное положение угла визирования.

В рамках данного исследования в угломестной плоскости луч АФАР устанавливается по нормали к геометрической плоскости АФАР.

В течение сеанса электронное сканирование не производится. Таким образом, в течение сеанса радиолокационной съемки углы α (в азимутальной плоскости) и β (в угломестной плоскости) не изменяются и остаются постоянными.

В данном исследовании геометрическая ось антенны на рабочем участке полета была выставлена с фиксированным отклонением от местной вертикали в визирной плоскости на угол $\beta_0 = 60^\circ$.

Угол наклона АФАР выбран с учетом геометрии фюзеляжа, размеров и геометрии иллюминатора и конструктивных условий крепления МА относительно плоскости иллюминатора.

Задачи летно-экспериментальных исследований решались путем полетов по маршрутам и попутной радиолокационной аэросъемки согласованного перечня объектов в заданном режиме.

При проведении радиолокационных съемок летающая лаборатория выполняла горизонтальные челночные галсы на заданной

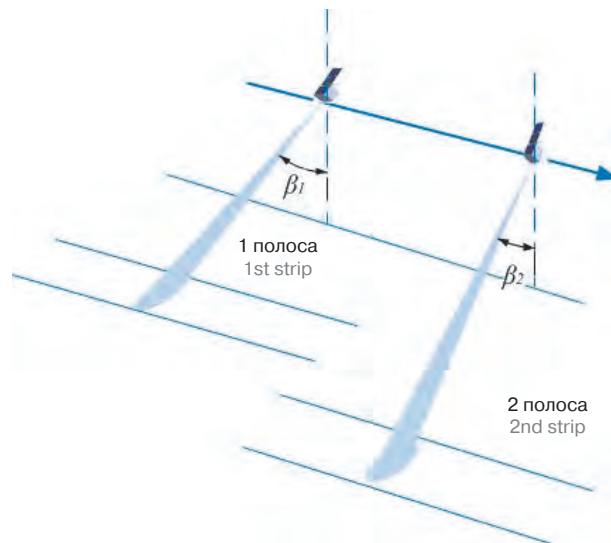


Рис. 2. Маршрутный режим

Fig. 2. Strip survey



Рис. 3. Размещение исследуемого макета БСК внутри фюзеляжа самолета-лаборатории

Fig. 3. Positioning of the OSC model inside the hull of testbed aircraft

as the carrying capacity and the power-to-weight ratio.

Testing full-sized model of AESA or its large-scale fragment, e.g. 1/5 AESA, requires the carrier that could lift from 300 to 1500 kg on the built-in pylon and have the on-board network power up to 12 kW. Flight altitude should preferably be in the range of 20–23 km.

Besides, full-size AESA has very narrow beam and obtains small sized frames from the Earth's surface. Thus, it is not feasible to perform a test of the full-sized OSC model on aircraft carrier, due to technical and financial reasons.

If we choose 1/40 of AESA (antenna module) for the OSC model, then the mass of that model will be within tens of kilograms, and the power consumption will be limited to several hundred watts. For research purposes it is advisable and realistic to use aircraft carriers with a pressurized cabin, having

a nominal flight altitude of up to 6 km, which are equipped and certified for conducting aviation experiments.

In our research, 1/4 of the antenna module was chosen as an AESA for the OSC model, which, in addition to benefits in mass and power consumption, made it possible to abandon the use of the suspended pylon and carry out radar mapping through the standard window.

For the flight experiment in this study, an AN-30 type aircraft carrier was chosen (Fig. 1 and Table I).

Flight parameters: $H = 3000$ м; $V = 100$ м/с.

Based on the principle of reasonable sufficiency for the radar survey the strip survey mode has been chosen.

In the strip survey mode, a continuous survey of the Earth's surface strip is made using

the normal side-looking scheme. Field of view in the strip mode is equal to the track width of AESA beam in the elevation plane.

In the strip survey mode before the start of the surveying the AESA beam is set to the fixed position:

- in azimuth — normal line to the spacecraft velocity vector (requirement for the side-looking),
- in elevation — at a given fixed position of the sighting angle.

In this research, the AESA beam was set in elevation plane along the normal line to the AESA geometrical plane.

Electronic scanning is not performed during the surveying. Thus, angles α (azimuth) and β (elevation) do not change and remain constant during radar surveying.

In this study, during the experimental flight the geometrical axis of the antenna was set with



высоте с постоянной скоростью и фиксированными в каждом галсе курсом и параметрами маршрута относительно объекта-мишени.

При проведении маршрутной радиолокационной съемки галсы строились по стандартной коробочке, одна сторона которой проходит на фиксированном расстоянии (горизонтальной дальности) от заданного участка мишенной обстановки, обеспечивающем заданный угол визирования.

Курсовой угол основных рабочих галсов выбирался вдоль вектора скорости ветра на эшелоне полета для минимизации негативного влияния угла сноса самолета на навигационную точность полета и качество синтезируемого изображения.

В каждом галсе на рабочем участке маршрута производилась регистрация радиолокационного изображения объектов аэро-съемок.

Одновременно регистрировались служебные отметки и информация, необходимая для синтеза радиолокационных изображений.



Рис. 4. Внешний вид ППМ X-диапазона

Fig. 4. X-band TRM image

fixed deviation from the local vertical in visible plane at an angle $\beta_0 = 60^\circ$.

AESA tilt angle has been chosen in regard to the hull dimensions, size and form of the window and the design of AM mounting to the window surface.

The tasks of flight-experimental studies were solved by flying along the routes with simultaneous radar aerial surveying of a coordinated list of objects in a given mode.

When conducting radar surveys, the flying testbed performed horizontal shuttle tacks at a given altitude with a constant speed and a fixed course and route parameters relative to the target in each tack.

When conducting a strip survey, the tacks were based on a standard grid, one edge of which runs at a fixed distance (horizontal range) from a given target layout, providing a given sighting angle.

The heading angle of the main tacks has been chosen along the wind speed vector at the flight level to minimize the negative impact of the drift angle on the navigation accuracy and the quality of the synthesized image.

During each tack on the operating route a radar image of aerial survey objects was registered.

At the same time, service marks and data necessary for the synthesis of radar images were recorded.

The flight speed during the survey was maintained almost unchanged. Bank at turn-arounds was 15–30 degrees.

Given the instability of the radar image taken from the aircraft carrier, the number of target runs should be, as a rule, not less than three at each mapping angle.

OSC MODEL COMPOSITION

Test model comprises:

Скорость полета на участках съемки выдерживалась практически неизменной. Крены при разворотах — 15–30 градусов.

Учитывая нестабильность радиолокационного изображения при съемках с борта авиационного носителя, количество заходов на объект должно быть, как правило, не менее трех при каждом ракурсе съемки.

СОСТАВ МАКЕТА БСК

В состав исследуемого макета входят:

- 1/4 модуля антенного активного в составе восьми приемопередающих модулей (ППМ);
- макет аппаратурного комплекса формирования, приема сигналов и управления;

Основной пространственного канала обработки сигнала в исследуемом МА в частности и в перспективных АФАР в целом является приемопередающий модуль на GaN HEMT, созданный по отечественной радиационно-стойкой нитрид-галлиевой технологии [1].

Приемопередающий модуль (ППМ) разработан и изготовлен для радиолокационной системы с АФАР X-диапазона частот, предназначенной для работы в условиях открытого космического пространства [2].

Основой приемопередающего модуля служат изготовленные на предприятии мощные нитрид-галлиевые транзисторы.

ГИС выходных усилителей мощности на основе этих кристаллов позволили обеспечить выходную мощность не менее 16 Вт с канала ($\tau_i = 10-60$ мкс, $Q = 10$).

Конструктивно ППМ представляет собой одноканальный двухполяризационный модуль, в котором осуществлена возможность корректировки фазочастотной характеристики как приемных, так и передающих каналов путем записи поправочных коэффициентов в ячейку памяти, входящую в состав модуля.

Внешний вид ППМ представлен на рис. 4.

Значения электрических параметров приемопередающего модуля представлены в табл. 2.

В данном исследовании использовался импульсный зондирующий сигнал с внутриимпульсной частотной линейной модуляцией (ЛЧМ).

- 1/4 active antenna module comprising eight transmit/receive modules (TRM);
- model of equipment for signal forming, receiving and control.

Basic part of signal processing spatial channel in the AM under investigation and in the advanced AESA radars is the GaN HEMT transceiver module designed by domestic radiation hardened gallium nitride technology [1].

Transceiver module (TRM) has been developed and produced for the X-band AESA radar designed for operation in open space [2].

Basic parts of the transceiver module are powerful gallium nitride transistors, manufactured at the enterprise.

Output power amplifier hybrid IC based on the above mentioned dies provides output power of at least 16 W per channel ($\tau_i = 10-60$ s, $Q = 10$).

TRM is a single-channel dual polarization module, with phase-response adjustment



Для повышения контрастности радиолокационного изображения углковых отражателей на фоне однородной подстилающей поверхности выбрана поляризационная конфигурация V/V.

Поляризационная настройка в ходе проведения радиолокационной съемки не изменялась.

Технические характеристики макета БСК приведены в табл. 3.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Летно-экспериментальные исследования проводились в различных климатических условиях над максимально географически разнесенными мишенными полями.

Всего было зарегистрировано 14 серий радиолокационных голограмм с различными сценарными базами.

Исследования радиоголограмм проводились путем обработки траекторных сигналов методом быстрой свертки с последующим применением алгоритмов когерентного и некогерентного накопления сигнала.

Для отработки всех этапов синтеза РЛИ был выбран поэтапный алгоритм, который не является оптимальным с точки зрения скорости вычислений, однако позволяет получить последовательность контролируемых результатов на всех этапах его отработки [3].

Следует отметить, что эффективность радиолокаторов с синтезированной

function for receiving and transmitting channels, by recording the correction factors in the memory cell included in the module.

TRM image is shown in Fig. 4.

Electrical parameters of transceiver module are given in Table 2.

In the given research chirped pulsed ranging signal has been used.

In order to increase the contrast ratio of radar image of corner reflectors against homogenous underlying surface, polarization V/V has been chosen.

Polarization settings have not been changed during radar surveying.

OSC model specifications are given in Table 3.

RESULTS OF FLIGHT TESTING RESEARCH

Flight testing research was conducted under various weather conditions over the most geographically scattered target areas.

Таблица 2. Электрические параметры приемопередающего модуля
Table 2. Transceiver module electrical characteristics

Наименование параметра Parameter	Значение параметра Value
Диапазон рабочий диапазон частот, ГГц Operation frequency range, GHz	X-диапазон X-band
Выходная импульсная мощность, Вт Pulsed output power, W	≥ 16
Коэффициент усиления приемного канала, дБ Receiving channel gain, dB	≥ 27
Коэффициент шума приемного канала, дБ Receiving channel noise figure, dB	$\leq 3,5$
Коэффициент усиления приемного канала, дБ Receiving channel gain, dB	≥ 25
Отклонения ФЧХ приемного и передающего каналов от линейной, градусы Phase response shift from the linear phase of receiving and transmitting channels, degrees	$\leq \pm 10$
КПД приемопередающего модуля, % Transceiver module efficiency, %	≥ 27

Таблица 3. Технические характеристики макета БСК
Table 3. OSC model specifications

№ п/п	Наименование параметра Parameter	Значение Value
1	Тип сигнала, вид модуляции Signal type, modulation type	гармонический, РИЛЧМ horizontal, vertical
2	Тип поляризации Polarization type	горизонтальная, вертикальная horizontal, vertical
3	Длительность сжатого импульса, $\tau_{\text{сж}}$, нс Compressed pulse interval, ns	17
4	Девиация частоты, эффективная полоса частот ($\Delta F_{\text{эфф}}$), МГц Frequency deviation, effective bandwidth, MHz	15, 30, 60, 110
5	Несущая частота сигналов РИЛЧМ, МГц LFM carrier frequency, MHz	9610
8	Длительность импульса излучения, $T_{\text{изл}}$, мкс Radiation pulse duration, μ s	5, 10
12	Частота повторения зондирующих импульсов $F_{\text{р}}$, Гц Ranging pulses repetition frequency, Hz	800
19	Частота квантования принятого ЛЧМ-сигнала, МГц Frequency of sampling of the received LFM signal, MHz	100
20	Разрядность АЦП, бит Number of ADC bits, bit	8
21	Объем запоминающего устройства, Мбайт Storage capacity, MB	ОЗУ – 400/канал ПЗУ RAM – 400/channel ROM

Итого, 14 серий радар голограмм с различными сценариями были получены.

Исследование радиоголограмм проводилось обработкой траекторных сигналов методом быстрой свертки с последующим применением алгоритмов когерентного и некогерентного накопления сигнала.

Для работы всех этапов синтеза РЛИ был выбран поэтапный алгоритм, который не является оптимальным с точки зрения скорости вычислений, однако позволяет получить последовательность контролируемых результатов на всех этапах его отработки [3].

Следует отметить, что эффективность радиолокаторов с синтезированной



Рис. 5. Радиолокационное изображение района прибрежной городской застройки

Fig. 5. Radar image of the coastal urban area



Рис. 6. Радиолокационное изображение сельскохозяйственных угодий. Виноградники и луг

Fig. 6. Radar image of farmland. Vineyards and meadow

апертурой определяется как потенциальными характеристиками самого радиолокатора, так и способностью его носителя и навигационной системы обеспечить необходимую степень когерентности зондирующего сигнала для реализации указанных характеристик.

В данном исследовании решалась конкретная практическая задача по экспериментальной оценке реально достижимой разрешающей способности действующего макета БСК авиационного базирования на основе 1/4 модуля антенного (МА) при установке на самолетный носитель АН-30.

by both the potential performance of the radar itself and the ability of its carrier and navigation system to provide the necessary degree of coherence of the ranging signal to enable such performance.

In this study, a specific practical problem has been solved by experimentally estimating the actually achievable resolution of an effective aviation-based OSC model based on 1/4 of the antenna module (AM) when installed on an AN-30 aircraft carrier.

Micro-navigation data was not used in the synthesis of the results. The drift of the aircraft while obtaining radio holograms reached 2 degrees. During the synthesis, it was also not compensated for.

At azimuth convolution the interval of the coherent accumulation was 0.6 s (pulse 480 at $T_p = 0.00125$ s).

Synthesized radar images are shown in Figures 5 and 6. [4]

In order to determine the real spatial resolution of an experimental onboard radar complex model on the target field, a radar target was placed comprising six corner reflectors (CR).

For the selected $\lambda = 0.03125$ m, the RCS of the corner reflectors for different values of the corner edge length are given in Table 4.

In Fig. 5, the contour of the shoreline is clearly visible. It should be noted that X-band radar imaging with vertical polarization of ranging signal was carried out under the conditions of heavy rain.

Spatial resolution has been estimated according to the width of response from CR, by the level of 0.7 amplitude radar image.

The obtained actual resolution is as follows:

- by slanting range coordinate: 2.5 m (60 MHz bandwidth);
- by directional range coordinate (azimuth): 1.63 ± 0.136 m (discrete value by azimuth at $V_h \approx 109$ m/s — 0.136 m). [5]

CONCLUSIONS

1. In the course of flight testing research, performance of active antenna module of the spacecraft AESA has been confirmed.
2. The quality of the obtained radio holograms allows synthesizing radar images in a good condition.

Таблица 4. Значения ЭПР угловых отражателей

Table 4. RCS of the corner reflectors

№ угла Corner No.	3,5	2,4	1,6
Длина ребра угла, мм Corner edge length, mm	333	393	500
ЭПР, м ² RCS, m ²	52,7	102,3	268,1

Микронавигационные данные при синтезе не использовались. Снос LA при регистрации радиоголограмм достигал двух градусов. При синтезе он также не компенсировался.

При свертке по азимуту длительность интервала когерентного накопления составила 0,6 с (480 имп. при $T_p = 0,00125$ с).

Синтезированные радиолокационные изображения районов съемки приведены на рис. 5 и 6 [4].

В целях определения реального пространственного разрешения экспериментального образца БРЛК на мишленном поле была размещена радиолокационная мириа в составе шести угловых отражателей.

Для выбранной $\lambda = 0,03125$ м размеры ЭПР угловых отражателей для различных значений длины ребра угла приведены в табл. 4.

На рис. 5 четко видны контуры береговой линии. Следует отметить, что радиолокационная съемка в X-диапазоне и при вертикальной поляризации зондирующего сигнала выполнена в условиях проливного дождя.

На рис. 6 внизу в центре — радиолокационная мириа.

Оценка пространственного разрешения производилась по ширине отклика от углового отражателя по уровню 0,7 амплитудного РЛИ.

Достигнутое реальное разрешение:

- по координате наклонной дальности: 2,5 м (ширина спектра 60 МГц),
- по координате путевой дальности (по азимуту): 1.63 ± 0.136 м (величина дискрета по координате азимута при $V_h \approx 109$ м/с — 0,136 м) [5].

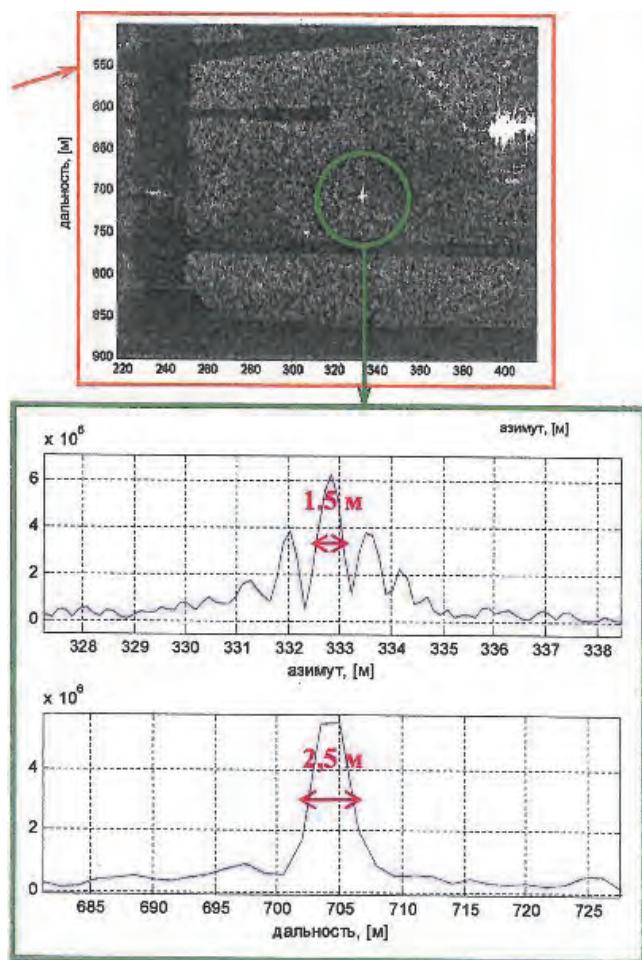


Рис. 7. Оценка пространственного разрешения по одиночному отражателю

Fig. 7. Spatial resolution estimated for a single reflector

ВЫВОДЫ

1. В ходе летно-экспериментальных исследований подтверждена работоспособность модуля антенного активного, разработанного для АФАР космического аппарата.

3. The measured spatial resolution by the coordinated “distance” and “azimuth” corresponds to the simulated values.

4. The active antenna module developed at S&PE Pulsar on the basis of domestic gallium nitride technology is suitable for use as a universal prototype for creating and designing AESA for the series of advanced synthetic aperture radars for various types of platforms.

СВЧ ИНТЕГРАЛЬНЫЕ СХЕМЫ И МОДУЛИ

1. Gruzdev V.V., Kolkovskii Yu.V. Radiatsionno-stoikaya nitrid-gallievaya SVCh elektronika. Tverdotel'naya elektronika. Slozhnye funktsional'nye bloki REA // Materialy XV nauchno-tehnicheskoi konferentsii, Moskva–Dubna, 2017. P. 9–15. (In Russian).

2. Качество полученных радиоголограмм позволяет синтезировать кондиционное радиолокационное изображение.
3. Измеренное пространственное разрешение по координатам «дальность» и «азимут» соответствует расчетным значениям.
4. Модуль антенный активный, разработанный в АО «НПП «Пульсар» на основе отечественной нитрид-галиевой технологии, целесообразно использовать в качестве универсального прототипа при создании и проектировании АФАР линейки перспективных радиолокаторов с синтезированной апертурой для платформ различного типа базирования.

ЛИТЕРАТУРА

1. Груздов В.В., Колковский Ю.В. Радиационно-стойкая нитрид-галиевая СВЧ электроника. Твердотельная электроника. Сложные функциональные блоки РЭА // Материалы XV научно-технической конференции, Москва–Дубна, 2017. — С. 9–15.
2. Груздов В.В., Колковский Ю.В., Миннебаев В.М. ППМ Х-диапазона на GaN-транзисторах // Тезисы докладов 4-й международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли», г. Москва, 19 мая 2016 г. — С. 131–133.
3. Сахно И.В., Ильин А.Л., Титов К.И., Шульженко А.В. Результаты экспериментальной оценки реально достижимых характеристик самолетной РСА. Проблемы военно-прикладной геофизики и контроля состояния природной среды // Материалы Всесоюзной конференции, Санкт-Петербург, 2012. — С. 491–49.
4. Научно-технический отчет. Натурные исследования экспериментального образца бортового радиолокационного комплекса авиационного базирования с 1/4 модуля антенного активного для АФАР космического аппарата. Часть 2 // Летно-экспериментальные исследования, Москва, АО «НПП «Пульсар», 2017.
5. Бурцев Ю.В., Осиповский А.А. Натурные исследования 8-канального двухполюризационного антенного модуля, Твердотельная электроника. Сложные функциональные блоки РЭА // Материалы XV научно-технической конференции, Москва–Дубна, 2017. — С. 114–116.

2. Gruzdev V.V., Kolkovskii Yu.V., Minnnebaev V.M. PPM Kh-diapazona na GaN-tranzistorakh // Tezisy dokladov 4-i mezdunarodnoi nauchno-tehnicheskoi konferentsii «Aktual'nye problemy sozdaniya kosmicheskikh sistem distantsionnogo zondirovaniya Zemli», g. Moskva, 19 maya 2016 g. P. 131–133. (In Russian).
3. Sakhno I.V., Il'in A.L., Titov K.I., Shul'zhenko A.V. Rezul'taty eksperimental'noi otsenki real'no dostizhemykh kharakteristik samoletnoi RSA. Problemy voenno-prikladnoi geofiziki i kontrolya sostoyaniya prirodnoi sredy // Materialy Vsesoyuznoi konferentsii, Sankt-Peterburg, 2012. P. 491–49. (In Russian).
4. Nauchno-tehnicheskii otchet. *Naturnye issledovaniya eksperimental'nogo obraztsa bortovogo radiolokatsionnogo kompleksa aviationsionnogo bazirovaniya s 1/4 modulya antennogo aktivnogo dlya AFAR kosmicheskogo apparata. Chast' 2* // Letno-eksperimental'nye issledovaniya, Moskva, AO «NPP «Pul'sar», 2017. (In Russian).
5. Burtsev Yu.V., Osipovskii A.A. *Naturnye issledovaniya 8-kanal'nogo dvukhpol'yarizatsionnogo antennogo modulya, Tverdotel'naya elektronika. Slozhnye funktsional'nye bloki REA* // Materialy XV nauchno-tehnicheskoi konferentsii, Moskva–Dubna, 2017. P. 114–116. (In Russian).