

МАЛОГАБАРИТНАЯ РЕТРОРЕФЛЕКТОРНАЯ СИСТЕМА

А. Акентьев, асп., alexander.akentyev@gmail.com,
А. Соколов, д.т.н., Н. Союзова, к.т.н.,
Научно-производственная корпорация
"Системы прецизионного приборостроения"

Рассмотрены основные виды современных ретрорефлекторных систем для низкоорбитальных спутников. Определены недостатки ретрорефлекторных систем. Предложена конструкция малогабаритной ретрорефлекторной системы для низкоорбитальных спутников.

На всех современных навигационных и геодезических космических аппаратах (КА) размещают панели уголковых отражателей (УО) – так называемые ретрорефлекторные системы (РС) [1-6]. Назначение данных систем состоит в отражении луча лазерного дальномера для прецизионного измерения дальности до КА с целью уточнения параметров орбиты и координат оптико-лазерной станции, а также для калибровки наземных радиотехнических измерительных средств.

Существует три типа ретрорефлекторных систем. Во-первых, это сферические РС – совокупность УО на поверхности тяжелых металлических шаров-спутников для калибровки лазерных дальномеров, а также для исследования геопотенциала Земли (Эталон, Ларец, Lageos, Lageos и др.). Второй тип – плоские панели УО, которые устанавливаются на навигационных спутниках ГЛОНАСС, Галилео и др. Количество УО в такой ретрорефлекторной системе является компромиссом между необходимым коэффициентом отражения и допустимым весом системы на борту КА. Для более точного измерения



Рис.1. Ретрорефлекторные системы для низкоорбитальных спутников: а) – ГЕО-ИК; б) – Метеор; в) – CruoSat-2
Figure 1. Retroreflector arrays for low-orbit satellites:
а) GEOIK; б) Meteor; в) CruoSat 2

SMALL-SIZE RETROREFLECTOR ARRAY

A.Akentyev, Ph.D.student, alexander.akentyev@gmail.com,
A. Sokolov, Dr.Sc.(Eng.), N. Soyuzova, Cand.Sc.(Eng.),
Systems of Precision Instrument Engineering Research
and Production Corporation Authors

At present, it is the spacecraft laser location method which is employed for the purpose of calibration of electronic range measurement devices used in space geodesy for various geophysical applications. The main types of modern retroreflector arrays for low-orbiting satellites were considered. Shortcomings of retroreflector arrays were determined. Structural design of the small-size retroreflector arrays for low-orbiting satellites was offered.

The cube corner reflector (CR) panels, or so-called retroreflector arrays (RA), are installed on all modern navigation and geodesic spacecrafts [1-6]. The purpose of such systems is to reflect the laser rangefinder beams for the precision measurement of the range to spacecraft in order to obtain more precise parameters of orbit and coordinates of optical laser station and calibrate the surface radio measuring instrument. For that reason, it becomes necessary to develop a retroreflector system whose geometrical and design parameters must ensure an optimal directional pattern (DP) needed for obtaining the required energy characteristics and accuracy of measurements.

There are three types of retroreflector arrays. The first type includes the spherical RAs – the aggregate of CRs on the surface of heavy metal spheres-satellites for the calibration of laser rangefinders and research of Earth geopotential (Etalon, Larets, Lares, Lageos etc.). The second type includes the flat panels of CRs which are installed on the navigation satellites called GLONASS, Galileo etc. Amount of CRs in such retroreflector array is the trade-off between the required reflection coefficient and permissible system weight on the spacecraft board. Symmetric panels are preferentially used in order to obtain more precise range measurements, and for this purpose, it is necessary to locate CR as compactly as possible around the line which connects the spacecraft center of mass and Earth's centre. The third type includes the cone-shaped RAs for the low-orbiting spacecrafts

дальности стараются использовать симметричные панели, при этом УО необходимо располагать максимально компактно вокруг линии, соединяющей центр масс КА и центр Земли. Третий тип – это конусообразные РС для низкоорбитальных КА с трехосной ориентацией в пространстве. Особый тип РС – это стеклянный шарообразный спутник Блиц, представляющий собой одиночный линзовый отражатель [5].

На рис.1 представлены некоторые типы РС для низкоорбитальных спутников. Конусообразный вид РС обеспечивает высокоэффективное отражение лазерного излучения при любых углах азимута и места. Главным элементом РС является УО (рис.2), который при определенных условиях изменяет направления падающего луча на противоположное [6]. В таблице приведены основные параметры РС, изображенных на рис.1.

МАЛОГАБАРИТНАЯ РЕТРОРЕФЛЕКТОРНАЯ СИСТЕМА ДЛЯ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ КА

Для достижения требуемых энергетических и точностных характеристик необходимо, чтобы конструктивные параметры РС обеспечивали оптимальную диаграмму направленности отраженного излучения. Распределение отраженной энергии в пространстве определяет так называемую эквивалентную поверхность рассеяния (ЭПР). При увеличении количества УО возрастает как ЭПР, так и вероятность отражения излучения от двух и более УО. Важной задачей совершенствования РС является минимизация случайной погрешности измерения дальности, связанной с отражением лазерного излучения от двух и более УО. Поскольку высота орбиты спутников различна, то задачу оптимизации РС приходится решать для каждого КА отдельно.

Рассмотрим возможность уменьшения случайной ошибки однократного измерения дальности, возникающей за счет РС, применительно к низкоорбитальным спутникам. В этом случае среднее значение скоростной абберации [1, 2, 4] составляет 8" (рис.3). Малогабаритная РС представляет собой пирамидальную конструкцию из четырех УО.

Для расчета характеристик РС зададим следующие параметры: A – угол между вектором скорости спутника и проекцией лазерного излучения на основание пирамиды (рис.4а); γ – угол, отсчитываемый от направления к центру Земли к оптической оси лазерного пучка (рис.4б). С помощью введенных параметров можно задать направление падения лазерного луча на РС.

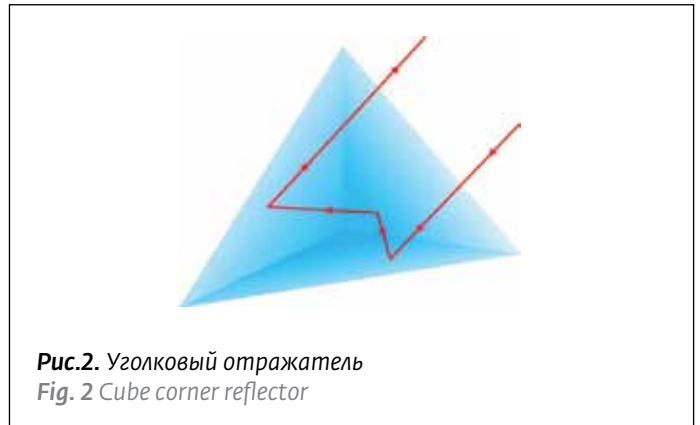


Рис.2. Угловой отражатель

Fig. 2 Cube corner reflector

with triaxial spatial orientation. The special type of RA is Blits, the glass spherical satellite which represents the single lens reflector [5].

Individual types of RAs for the low-orbiting satellites are shown in Fig. 1. RA of cone-shaped type ensures the high-efficient reflection of laser radiation at any bearing and altitude angles. The main element of RA is the CR (Fig. 2) which under the specified conditions changes the direction of incident beam to opposite direction [6]. The main parameters of RA shown in Fig. 1 are given in the table.

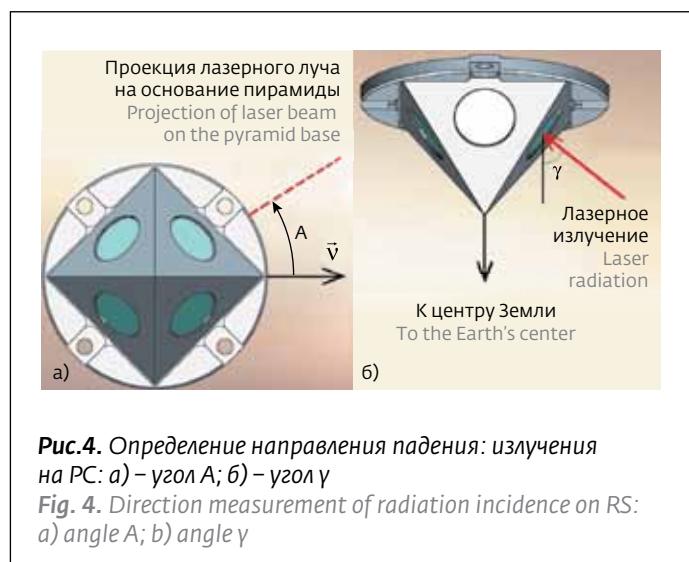
SMALL-SIZE RETROREFLECTOR ARRAY FOR LOW-ORBITING SPACECRAFTS

In order to obtain the required energy and precision characteristics it is necessary for the design parameters of RA to ensure the optimal far field diffraction pattern of reflected radiation. The distribution of reflected energy in space determines



Рис.3. Малогабаритная ретрорефлекторная система для низкоорбитальных спутников

Fig. 3. Small-size retroreflector system for low-orbit satellites



Высота орбиты спутника будет характеризоваться максимальным значением при γ_{\max} . Так, для высоты орбиты 1000 км γ_{\max} составляет величину 60 градусов (рис.5). На рис.6 представлены графики зависимости угла γ и расстояния до спутника r от угла места β при высоте орбиты спутника 1000 км.

При углах места, близких к нулю, спутник располагается вблизи линии видимого горизонта, и угол γ максимален. При углах места вблизи 90° спутник располагается в зенитной области, а γ стремится к нулю. Расстояние до спутника максимально в случае расположения спутника чуть выше линии видимого горизонта. При увеличении угла места расстояние до спутника уменьшается и в зенитной области примерно равно высоте орбиты спутника.

Для определения энергетических характеристик РС рассмотрим два крайних случая: расположение спутника в зените (рис.7а) и чуть выше линии видимого горизонта (рис.7б). На рис.8а и 8б представлены графики зависимости величины ЭПР от угла A при расположении спутника в зенитной области и при расположении спутника чуть выше линии видимого горизонта.

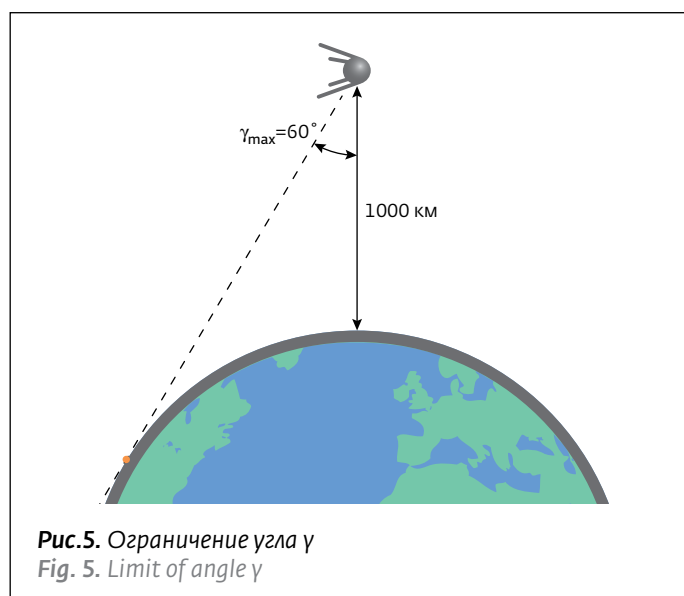
Суммарное значение ЭПР при $\gamma=5^\circ$ приблизительно постоянно. В случае расположения спутника чуть выше линии видимого горизонта значение ЭПР изменяется в пределах от 30 000 м² до 10 000 м². Максимумы значения ЭПР, получаемые от каждого УО в отдельности, достигаются, когда излучение падает только на один УО по нормали к входной грани. Минимумы соответствуют случаю, когда излучение падает на два УО, при этом апертуры УО имеют вид овалов.

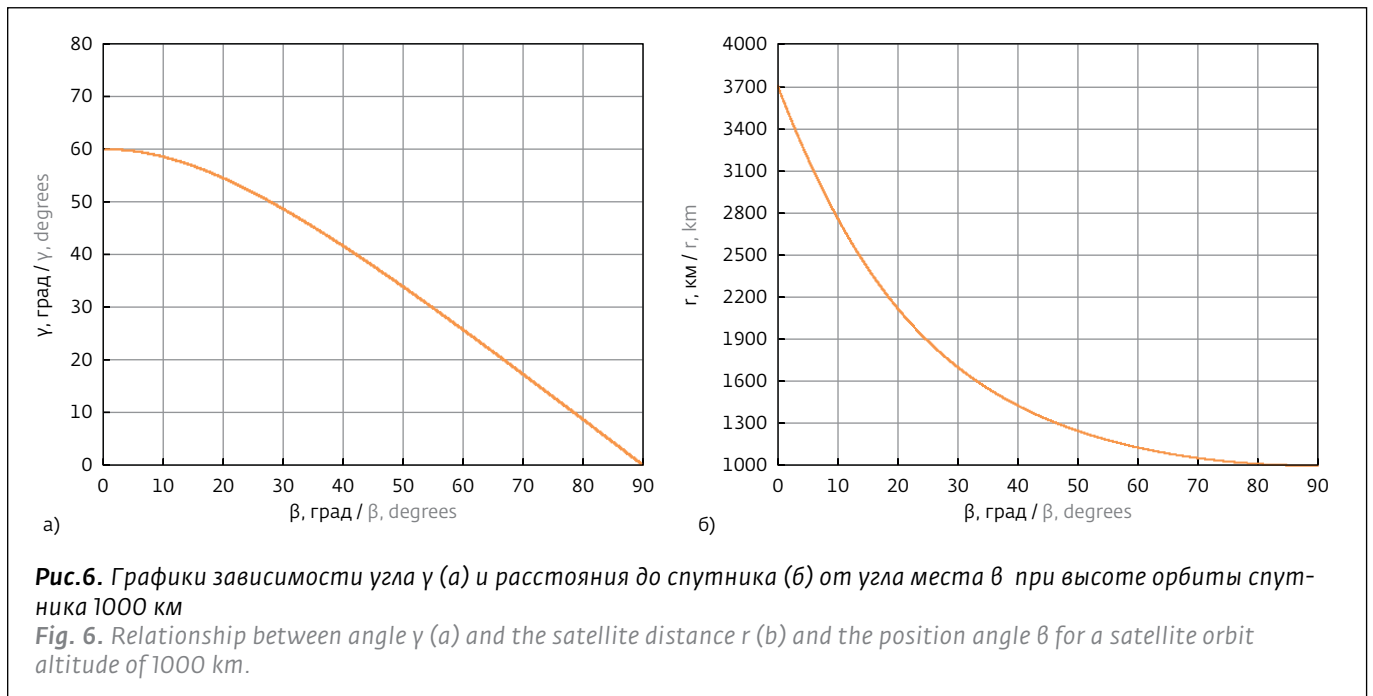
so-called equivalent scattering surface (ESS). When increasing the number of CRs the ESS grows as well as probability of reflection of radiation from two and more CRs. Important task of RS improvement is to minimize the random error of range measurement connected with the reflection of laser radiation from two and more CRs. Since the satellites orbital altitude varies, the task of RA optimization must be solved for each spacecraft separately. Let us consider the capability of decrease of the random error of single range measurement occurring at the expense of RS in relation to the low-orbiting satellites. In this case, the mean value of velocity aberration [1, 2, 4] is 8" (Fig. 3). Small-size RS represents the pyramidal construction consisting of four CRs.

For the determination of RS characteristics we shall pre-assign the following parameters: A is the angle between satellite velocity vector and laser radiation projection on the pyramid base (Fig. 4a); γ is the angle, measured from the direction to the Earth's center, to the optical axis of laser beam (Fig. 4b). Using the introduced parameters it is possible to specify the direction of laser beam incidence on RA.

Satellite orbital altitude will be characterized by the maximum value upon γ_{\max} . Therefore, γ_{\max} is 60 degrees for the orbital altitude of 1000 km (Fig. 5). Diagrams of dependence of the angle upon γ and range to the satellite r on the altitude angle β when the satellite orbital altitude is 1000 km are given in Fig. 6.

When the altitude angles are close to zero the satellite is located near the line of visible horizon and





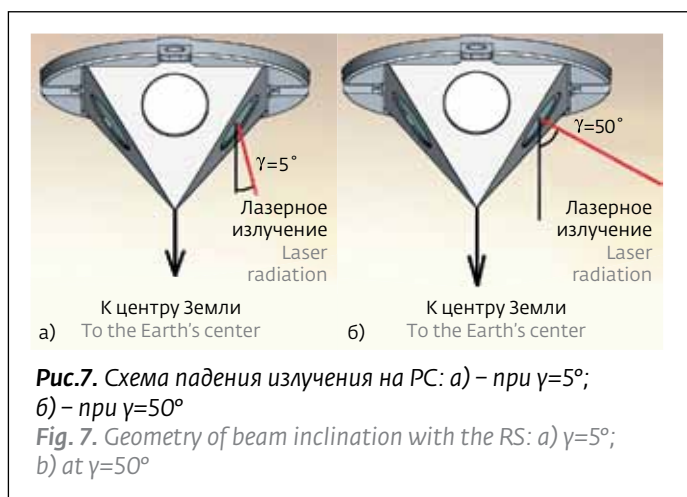
Высокая частота следования импульсов лазера позволяет регистрировать сотые доли фотоэлектронов, падающие на приемную площадку лазерного дальномера.

АНАЛИЗ СЛУЧАЙНОЙ ОШИБКИ ИЗМЕРЕНИЯ ДАЛЬНОСТИ ДЛЯ ПИРАМИДАЛЬНОЙ РС

Весьма важным параметром РС является случайная ошибка измерения дальности. Для ее расчета прием, что расстояние до КА отсчитывается от точки соприкосновения вершин четырех УО. Случайная

the angle γ is maximal. When the altitude angles are close to 90° the satellite is located in zenithal area and γ approaches zero. Range to the satellite is maximal when the satellite is located slightly above the line of visible horizon. When increasing the altitude angle the range to satellite decreases and is approximately equal to the satellite orbital altitude in zenithal area.

In order to determine the energy characteristics of RA let us consider two extreme cases: location of satellite in zenith (Fig. 7a) and slightly above the line of visible horizon (Fig. 7b). Diagrams of dependence



погрешность измерения дальности может быть рассчитана по формуле:

$$S_i = \frac{\sigma_1 \Delta_1 + \sigma_2 \Delta_2 + \sigma_3 \Delta_3 + \sigma_4 \Delta_4}{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4} - \Delta_i,$$

где i – номер УО, Δ – величина ЭПР, $\Delta = -h\sqrt{n^2 - \sin^2(\theta)} + h\cos(\theta)$ – систематическая ошибка измерения дальности, связанная с прохождением луча внутри УО (h – высота УО, n – показатель преломления стекла, θ – угол падения света на входную грань УО).

На рис.9 и 10 представлены графики случайной ошибки измерения дальности в зависимости от направления падения лазерного излучения на РС. В зенитной области максимальная ошибка возникает, когда излучение падает сразу на несколько УО. Минимум при $\gamma=5^\circ$ соответствует случаю, когда излучение падает на два УО, но оптическая длина пути луча внутри их одинакова. При $\gamma=50^\circ$ максимумы наблюдаются за счет различной оптической длины луча внутри двух УО. Минимум I соответствует случаю, когда излучение падает практически на один УО, а минимум II – когда "работают" два УО, но оптическая длина прохождения луча внутри них одинакова. Из рис.9 и 10 следует, что случайная ошибка измерения дальности до КА не превышает величину 0,1 мм.

Основные параметры ретрорефлекторных систем
Main Parameters of Retroreflector arrays

Ретрорефлекторная система Retroreflector array	Количество УО Amount of CR	Размер, мм Size, mm	Высота орбиты спутника, км Satellite orbit altitude, km
ГЕО-ИК / GEO-IC	30	$\varnothing 1960 \times 1410$	1 500
МЕТЕОР-3 / METEOR 3	24	$\varnothing 88 \times 64$	1 200
CruoSat-2	7	$\varnothing 104 \times 50$	720

of ESS value on the angle A when the satellite is located in zenithal area and slightly above the line of visible horizon are given in Fig. 8a and Fig. 8b.

When $\gamma=5^\circ$ the total value of ESS is approximately constant. In case of the satellite location slightly above the line of visible horizon the value of ESS varies within the range from 30000 m² to 10000 m². Maximums of ESS value obtained from each CR separately are reached when the radiation is incident only on one CR normally to the input face. Minimums correspond to the case when the radiation is incident on two CRs, and CR apertures have oval shapes. High laser pulse repetition frequency makes it possible to register the hundredth parts of photoelectrons which are incident on the receiving area of laser rangefinder.

ANALYSIS OF THE ROOT MEAN SQUARE FOR PYRAMIDAL RS

Quite important parameter of RA is the root mean square. For its calculation let us suggest that the range to spacecraft is measured from the point of contact of peaks of four CRs. The root mean square can be calculated according to the following formula:

$$S_i = \frac{\sigma_1 \Delta_1 + \sigma_2 \Delta_2 + \sigma_3 \Delta_3 + \sigma_4 \Delta_4}{\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3 + \sigma_4} - \Delta_i,$$

where i is the CR number, σ is the ESS value, $\Delta = -h\sqrt{n^2 - \sin^2(\theta)} + h\cos(\theta)$ is the systematic range measurement error related to the beam propagation inside of CR (h is the height of CR, n is the index of glass refraction, θ is the angle of light incidence on the input face of CR).

Diagrams of the root mean square, depending on the direction of laser radiation incidence on RS are shown in Fig. 9 and Fig. 10. Maximum error occurs in zenithal area when the radiation is incident on several CRs at once. When $\gamma=5^\circ$ minimum corresponds to the case when the radiation is incident on two CRs but the optical length of beam path inside of them is the identical. When $\gamma=50^\circ$ maximums are observed at the expense of various optical length of beam inside of two CRs. Minimum I corresponds to the case when

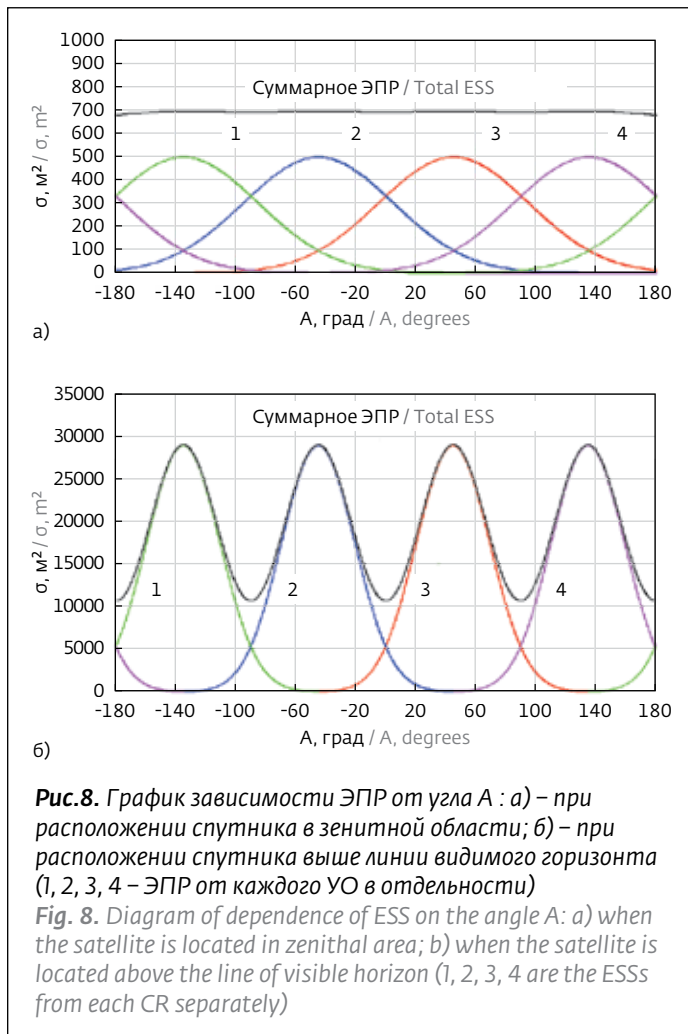


Рис.8. График зависимости ЭПР от угла A : а) – при расположении спутника в зенитной области; б) – при расположении спутника выше линии видимого горизонта (1, 2, 3, 4 – ЭПР от каждого УО в отдельности)
Fig. 8. Diagram of dependence of ESS on the angle A : а) when the satellite is located in zenithal area; б) when the satellite is located above the line of visible horizon (1, 2, 3, 4 are the ESSs from each CR separately)

ОАО "НПК "СПП" является ведущей организацией РОСКОСМОСА по разработке и изготовлению ретрорефлекторных систем, как для отечественных, так и для международных космических спутников. Малогабаритная пирамидальная РС, состоящая всего из четырех УО, позволит повысить точность измерения дальности до низкоорбитальных КА при достаточном энергопотенциале.

ЛИТЕРАТУРА

1. Васильев В.П., Шаргородский В.Д. Прецизионная спутниковая лазерная дальнометрия на основе лазеров с высокой частотой повторения импульсов. – Электромагнитные волны и электронные системы, 2007, №7, с.6–10.
2. Садовников М.А. Необходимые условия достижения субмиллиметровой точности измерений в спутниковой лазерной дальнометрии. – Электромагнитные волны и электронные системы, 2009, №12, с.13–16.
3. Корнеев В.И. Призмный угловой отража-

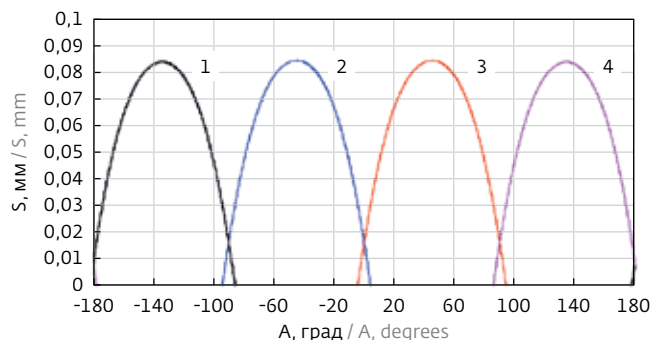


Рис.9. График зависимости случайной ошибки измерения дальности от угла A при $\gamma=5^\circ$
Fig. 9. Angle A dependence of the root mean square at $\gamma=5^\circ$ (curves 1, 2, 3, 4 show ESS from each CR separately).

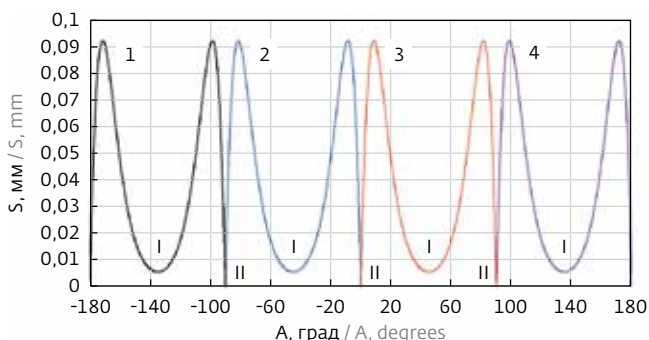


Рис.10. График зависимости случайной ошибки измерения дальности от угла A при $\gamma=50^\circ$
Fig. 10. Angle A dependence of the root mean square at $\gamma=50^\circ$ (curves 1, 2, 3, 4 show ESS of each CR separately).

тель с диэлектрическими покрытиями. – ОМП, 1985, №12, с.6–8.

4. **Садовников М.А., Соколов А.Л., Шаргородский В.Д.** Анализ эквивалентной поверхности рассеяния угловых отражателей с различным покрытием граней. – Успехи современной радиоэлектроники, 2009, №8, с.55–62.
5. **Белов М.С., Васильев В.П., Гашкин И.С., Пархоменко Н.Н., Шаргородский В.Д.** Сферическая линза как спутник цель для прецизионной лазерной дальнометрии. – Электромагнитные волны и электронные системы, 2007, №7, с.11–14.
6. **Соколов А.Л., Мурашкин В.В.** Дифракционные свойства угловых отражателей. – Фотоника, 2011, №3, с.52–55.

the radiation is incident practically on one CR, and minimum II is observed when two CRs “operate” but the optical length of beam propagation inside of them is identical. As follows from Fig. 9 and Fig. 10, the root mean square does not exceed the value of 0.1 mm.

SPIE RPC, OJSC (Systems of Precision Instrument Engineering Research and Production Corporation, Open Joint-Stock Company) is the leading organization of ROSCOSMOS in the area of development and production of retroreflector arrays for domestic and international space satellites. Small-size pyramidal RS which consists just of four CRs will make it possible to enhance the precision of range measurement to the low-orbiting spacecrafts using the sufficient energy potential.

ДАТЧИК ВОЛНОВОГО ФРОНТА ТИПА ШАКА-ГАРТМАНА

Гартмановский датчик волнового фронта предназначен для измерения параметров волнового фронта мощного CO₂-лазера. Это совместная разработка компании Active Optics NightN с канадским партнером – Канадским национальным оптическим институтом INO. Компания Active Optics NightN разработала адаптивные зеркала, институт INO – сенсоры. Уникальная особенность датчика волнового фронта в том, что на длине волны 10 мкм он может измерять плотность мощности величиной до 2 Вт/см². Датчик впервые демонстрировался на выставке Laser 2013. World of Photonics. Алексей Кудряшов, президент компании, с гордостью объяснил: “Если пройтись по рынку, то вы не обнаружите таких болометров, а найдете

только стандартные – с величиной плотности мощности около 2 мВт/см². Эти же болометры выполнены по уникальной технологии канадских специалистов и держат такую большую мощность непрерывного излучения. В соединении с нашим опытом, то есть с нашим софтом и нашим хардом, получился уникальный измерительный прибор. Наша первоначальная идея предполагала использовать датчик для компенсации искажений волнового фронта мощных технологических лазеров. Но затем появились и другие интересные задачи для астрономических приложений – это небольшие проекты для систем обнаружения летающих целей. Диаметр зеркал небольшой – до 100 мм. Апертура датчика составляет 10 мм.



На ней располагается 15 на 15 субапертур. Вот на столько частей делится волновой фронт. Но весь секрет устройства держится на сенсорах, на специальных канадских болометрах, выдерживающих до 2 Вт/см² непрерывного излучения. Обычные наши зеркала биморфные, а здесь для телескопов мы стали делать зеркала на пьезотолкателях, причем с большим количеством аттенуаторов”.

<http://www.nightn.ru/>

