

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННОГО ПОЛОЖЕНИЯ НЕДЕФОРМИРУЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

М. О. Дорофеев

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: magsau@mail.ru

В настоящее время создание крупногабаритных антенных систем радиотехнических комплексов космических аппаратов является насущной потребностью в процессе освоения космоса. Крупногабаритные антенные системы обеспечивают прямой доступ персональных потребителей гражданских и военных ведомств к ресурсам космического аппарата, минуя наземных операторов. Крупногабаритные трансформируемые антенны (КТА) позволяют создать мощный энергетический потенциал радиолиний, существенно сократить размеры и стоимость абонентских терминалов. В области гражданского применения крупногабаритные трансформируемые рефлекторы обеспечат непосредственный доступ к рынку широкополосных мобильных услуг и создание космических систем персональной и мобильной связи. Учитывая высокие затраты на создание систем космической связи, возможно её двойное применение в интересах военных и гражданских потребителей. При использовании в составе космического аппарата КТА существует проблема поддержания требуемой геометрии конструкций антенны (рефлектора и облучателя). КТА нуждается в периодической корректировке ее геометрических параметров. Геометрическими параметрами являются положения систем координат конструкций антенны в некоторой базовой системе координат космического аппарата. Для проведения корректировки геометрических параметров с помощью управляющих органов необходимо их определять. Определение геометрических параметров антенны осуществляется за счет измерения координат контролируемых точек поверхности конструкций. Измерение координат контрольных точек осуществляется по светоотражающим элементам, расположенным на конструкциях антенны. В этой связи приведен состав системы контроля геометрических параметров КТА с кратким описанием составных частей и их основного назначения. Разработана методика определения пространственного положения недеформируемого объекта космического аппарата с помощью одного углоизмерительного прибора. В качестве недеформируемого объекта рассматривается облучатель крупногабаритной антенны. Методика основана на теореме косинусов и знании расстояний между контролируемыми точками объекта измерения. При описании методики рассматривалось минимальное количество светоотражающих элементов, равное трем. Для решения системы уравнений, описанной в алгоритме методики, применен метод Ньютона–Рафсона. Количество уравнений в системе определяется количеством светоотражающих элементов. Разработанная методика имеет достаточно простую математику и реализацию алгоритма. Представлено ее математическое описание и описаны результаты анализа погрешностей при вычислениях. Кроме того, описана применяемость разработанной методики и ее гибкость при изменении количества контролируемых точек.

Ключевые слова: определение пространственного положения объекта, бортовой комплекс контроля, крупногабаритная трансформируемая антенна, рефлектор антенны, методика определения положения.

Vestnik SibGAU
Vol. 16, No. 2, P. 395–399**DEFINITIONING TECHNIQUE OF SPATIAL POSITION OF NON-DEFORMING CONSTRUCTION OF SPACECRAFT**

M. O. Dorofeev

JSC “Information satellite systems” named after academician M. F. Reshetnev”
52, Lenin str., Jeleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: magsau@mail.ru

Currently, the creation of large antenna systems of radio engineering complexes of spacecraft is urgently needed in the process of space exploration. Large-size antenna systems provide direct access for personal consumers of civil and military departments to the resources of spacecraft, passing land operators. The large-size Transformed Antennas (LSTA) allow to create a powerful energy potential of radio lines, it is essential to reduce the sizes and costs of subscriber terminals. In the field of civil application the large-size transformed reflectors will provide direct access to the market of broadband mobile services and creation of space systems of personal and mobile communication. Considering high costs of creation of systems of space communication, its double application in interests of military and civil

consumers is possible. When using as a part of the spacecraft of the large LSTA there is a problem of maintenance of the demanded geometry of antenna constructions (a reflector and an irradiator). LSTA needs in periodic adjustment of its geometrical parameters. Geometrical parameters are positions of coordinate system of antenna constructions in some basic coordinate system of spacecraft. For carrying out adjustment of geometrical parameters it is necessary to define them by the operating organs. Determination of geometrical parameters of the antenna is carried out due to measurement of coordinates controlled points of a construction surface. Measurement of coordinates of control points is carried out on reflecting elements, located on antenna designs. In this regard the structure of monitoring systems of geometrical parameters LSTA with the short description of components and their basic purpose is given. The technique of definition of spatial position of non-deforming object on the spacecraft by means of one device measuring rotary is developed. As non-deforming object the irradiator of large-size antenna is considered. The technique is based on the theorem of cosines and knowledge of distances between controlled points of object measurement. At the description of a technique the minimum quantity of reflecting elements equal was considered we rub. Newton-Rafson's method is applied to the decision of the system of the equations given in algorithm of a technique. The quantity of the equations in system is defined by quantity of reflecting elements. The developed technique has rather simple mathematics and realization of algorithm. A mathematical description is presented and the results of the analysis of errors in calculations are described. Besides, applicability of the developed technique and its flexibility are described at change quantity of controllable points.

Keywords: definition of spatial provision of object, onboard complex of control, large-size transformed antenna, reflector of antenna, position definition technique.

Введение. При использовании в составе космического аппарата крупногабаритных трансформируемых антенн (КТА) – рефлектора и облучателя, для обеспечения заданной точности наведения главного луча и формирования требуемой диаграммы направленности антенны, необходимо использовать периодическую корректировку положения рефлектора в условиях эксплуатации на орбите. В результате деформаций и смещений рефлектора, а также смещений облучателя КТА изменяются их положения в некоторой заданной системе координат (СК). Смещение рефлектора и облучателя относительно положения, заданного конструкторской документацией, влечет ухудшение радиотехнических характеристик антенны. Искажение формы и положения поверхности рефлектора, а также смещение при раскрытии облучателя КТА является результатом различных погрешностей взаимного расположения (погрешности, связанные температурными деформациями конструкции рефлектора; погрешности, связанные с деградацией материалов; погрешности, вызванные ошибками раскрытия конструкций КТА; погрешности изготовления конструкций и др.). Влияние на качество радиотехнических характеристик КТА оказывает результат взаимного расположения облучателя и рефлектора после их раскрытия в начальных режимах космического аппарата, что связано с разделенной наземной экспериментальной отработкой штанги, облучателя и рефлектора КТА [1–4].

Для выполнения задач корректировки положения рефлектора КТА необходимо с высокой точностью определить геометрические параметры взаимного расположения рефлектора и облучателя. Геометрическими параметрами являются расстояние между фокусом рефлектора и фазовым центром облучателя, а также ориентация фазальной оси рефлектора. Для определения геометрических параметров КТА необходимо определять пространственное положение ее рефлектора и облучателя. Для выполнения задачи определения положения конструкций КТА космический аппарат, имеющий в своем составе подобные антенные системы, необходимо оснащать системой контроля геометрических параметров (СКПП) КТА [5–7].

Состав СКПП и назначение ее элементов. В состав СКПП должны входить следующие элементы [8]:

- лазерный сканер;
- углоизмерительный прибор;
- светоотражательные элементы (СЭ);
- программное обеспечение.

Лазерный сканер определяет и выдает в бортовой вычислительный комплекс информацию о сферических координатах (расстояние и углы направления) СЭ, находящихся в его зоне действия, в системе координат, связанной с посадочной плоскостью прибора [9].

Углоизмерительный прибор (УП) предназначен для определения и выдачи в бортовой вычислительный комплекс информации об углах направления на СЭ, находящихся в его поле зрения, в СК, связанной с посадочной плоскостью прибора.

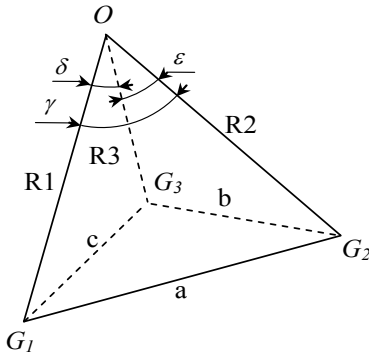
СЭ отражает падающее на него излучение в обратном направлении. По измеренным сферическим координатам СЭ вычисляются декартовы координаты контролируемых точек поверхности рефлектора и облучателя КТА.

Программное обеспечение СКПП выполняет следующие задачи: организация режимов работы системы и считывания информации с включенной бортовой аппаратуры, формирование команд для организации режимов и перехода между ними, вычисление пространственных координат КТ поверхностей рефлектора и облучателя КТА по измерениям СКПП, вычисление геометрических параметров КТА, формирование программной телеметрической информации, диагностика СКПП и ее оборудования и др.

На основе измерений БА вычисляются пространственные координаты контролируемых точек поверхностей конструкций КТА. Затем по вычисленным координатам этих точек определяется положение СК рефлектора и СК облучателя в некоторой базовой СК, позволяя затем определить геометрические параметры КТА. Ниже будет представлена методика определения положения недеформируемой конструкции КТА. Недеформируемой конструкцией считается любая конструкция, поверхность которой в процессе эксплуатации не подвержена искажению и принадлежащие ей точки не изменяют своего положения

(в пределах заданного допуска) относительно начального. В данном случае недеформируемой конструкцией считается облучатель КТА. СК облучателя определяется по вычисленному массиву пространственных координат СЭ, расположенных на его корпусе, с помощью измерений одного УП и знания расстояний между измеряемыми СЭ.

Описание методики определения положения недеформируемой конструкции. Рассмотрим данный алгоритм на примере трех СЭ. В трех вершинах G_1, G_2 и G_3 пирамиды, представленной на рисунке, расположены СЭ. Вершина пирамиды (O) является центром СК УП. Стороны пирамиды, находящиеся между центром СК УП и соответствующими СЭ, являются ребрами пирамиды и, соответственно, искомыми расстояниями. Эти расстояния необходимы для определения пространственных координат СЭ в СК УП. Найденные пространственные координаты СЭ в СК УП однозначно можно пересчитать в базовую СК, зная положение СК УП в базовой СК [10].



Геометрическое представление задачи

Совокупность каждой пары ребер и стороны основания пирамиды образуют треугольник. По теореме косинусов в трех треугольниках, которые являются гранями пирамиды, существуют уравнения связи (1) между их сторонами:

$$\begin{aligned} a^2 &= R_1^2 + R_2^2 - 2 \cdot R_1 \cdot R_2 \cdot \cos(\gamma), \\ b^2 &= R_2^2 + R_3^2 - 2 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot \cos(\epsilon), \\ c^2 &= R_1^2 + R_3^2 - 2 \cdot R_1 \cdot R_3 \cdot \cos(\delta), \end{aligned} \quad (1)$$

где a, b, c – стороны треугольников, образованных СЭ, соответствующие сторонам G_1G_2, G_2G_3, G_1G_3 ; R_1, R_2, R_3 – расстояния от центра СК УП до соответствующих СЭ; γ, ϵ, δ – углы в треугольниках $G_1OG_2, G_2OG_3, G_1OG_3$, противолежащие соответствующим сторонам a, b, c .

На основе уравнений связи (1) получается система из трех нелинейных уравнений с тремя неизвестными расстояниями до СЭ. Для решения этой системы уравнений необходимы величины расстояний a, b, c между СЭ, а также три косинуса углов при вершине O треугольников, образованных каждой парой из трех СЭ и центром СК УП [11].

Найденные косинусы углов и расстояния между СЭ подставляются в качестве исходных данных в систему нелинейных уравнений. Данная система уравнений решается численным методом, в данном случае методом Ньютона–Рафсона, который позволяет получать решения с любой степенью точности. Результа-

том решения данной системы уравнений являлись расстояния от СК УП до СЭ [12].

После определения искомым расстояний до соответствующих СЭ необходимо определить их декартовы координаты в СК УП, используя преобразования (2):

$$\begin{aligned} x_i &= R_i \cos \alpha_i \cos \beta_i \\ y_i &= R_i \cos \alpha_i \sin \beta_i, \\ z_i &= R_i \sin \alpha_i \end{aligned} \quad (2)$$

где α_i, β_i – угол места и азимут направления на i -й СЭ в СК УП; R_i – расстояние от центра СК УП до i -го СЭ; x_i, y_i, z_i – пространственные координаты i -го СЭ.

Если привязать к группе СЭ некоторую СК, то, вычислив декартовы координаты этих СЭ, можно однозначно определить линейное положение СК группы СЭ относительно СК УП. Для того, чтобы определить угловое положение СК группы СЭ относительно СК УП, необходимо определить матрицу направляющих косинусов ее осей.

Для определения матрицы направляющих косинусов необходимы следующие исходные данные:

– $M_{ТКЭ}$ – массив теоретических декартовых координат СЭ, который состоит из пространственных координат в несмещенной (заранее определенной) СК группы СЭ относительно СК УП и имеет вид, представленный в (3);

– $M_{ИКЭ}$ – массив измеренных декартовых координат СЭ, который определяется вычисленными по измерениям УП координатами в смещенной СК группы СЭ относительно СК УП и имеет вид, представленный в (4):

$$M_{ТКЭ} = \begin{bmatrix} x_{Т_1} & y_{Т_1} & z_{Т_1} \\ \dots & \dots & \dots \\ x_{Т_i} & y_{Т_i} & z_{Т_i} \end{bmatrix}, \quad (3)$$

$$M_{ИКЭ} = \begin{bmatrix} x_{И_1} & y_{И_1} & z_{И_1} \\ \dots & \dots & \dots \\ x_{И_i} & y_{И_i} & z_{И_i} \end{bmatrix}, \quad (4)$$

где $x_{Т_i}, y_{Т_i}, z_{Т_i}$ – теоретические пространственные координаты i -го СЭ в СК УП; $x_{И_i}, y_{И_i}, z_{И_i}$ – измеренные пространственные координаты i -го СЭ в СК УП.

Используя данные массивы декартовых координат, однозначно вычисляется матрица направляющих косинусов, имеющая следующий вид:

$$MNK = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix}. \quad (5)$$

Угловое положение можно описать либо через последовательные повороты трёх углов Эйлера–Крылова, либо через кватернионы. Углы Эйлера–Крылова или кватернионы можно определить, используя найденные элементы матрицы направляющих косинусов (5) и выражения элементов одной из матриц (6), тем самым определяя угловое положение СК группы СЭ в СК УП. Выражения элементов матриц $T_{\psi\phi\theta}$ и T_Q соответствуют элементам матрицы MNK :

$$T_{\psi\varphi\theta} = \begin{bmatrix} \cos(\varphi)\cos(\theta) & \cos(\varphi)\sin(\theta) & -\sin(\varphi) \\ \sin(\psi)\sin(\varphi)\cos(\theta) - \cos(\psi)\sin(\theta) & \sin(\psi)\sin(\varphi)\sin(\theta) + \cos(\psi)\cos(\theta) & \sin(\psi)\cos(\varphi) \\ \cos(\psi)\sin(\varphi)\cos(\theta) + \sin(\psi)\sin(\theta) & \cos(\psi)\sin(\varphi)\sin(\theta) - \sin(\psi)\cos(\theta) & \cos(\psi)\cos(\varphi) \end{bmatrix},$$

$$T_Q = \begin{bmatrix} q_0^2 + q_1^2 + q_2^2 + q_3^2 & 2(q_1q_2 - q_3q_0) & 2(q_1q_3 - q_2q_0) \\ 2(q_2q_1 + q_3q_0) & q_0^2 - q_1^2 + q_2^2 - q_3^2 & 2(q_2q_3 - q_1q_0) \\ 2(q_3q_1 - q_2q_0) & 2(q_3q_2 + q_1q_0) & q_0^2 - q_1^2 - q_2^2 + q_3^2 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

где $T_{\psi\varphi\theta}$, T_Q – представление матрицы направляющих косинусов (5) в углах Эйлера–Крылова и кватернионах; ψ , φ , θ – углы Эйлера–Крылова; q_0, q_1, q_2, q_3 – кватернионы.

Для определения углов Эйлера–Крылова (ψ , φ , θ) или кватернионов (q_0, q_1, q_2, q_3) необходимо использовать выражения (7) и (8).

$$\begin{aligned} \psi &= \arctg\left(\frac{T_{\psi\varphi\theta}[2,3]}{T_{\psi\varphi\theta}[3,3]}\right); \\ \varphi &= \arcsin(-T_{\psi\varphi\theta}[1,3]); \\ \theta &= \arctg\left(\frac{T_{\psi\varphi\theta}[1,2]}{T_{\psi\varphi\theta}[1,1]}\right); \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \delta &= \arccos(0,5 \cdot (T_Q[1,1] + T_Q[2,2] + T_Q[3,3] - 1)); \\ q_0 &= \cos(\delta); \quad q_1 = \frac{T_Q[2,3] - T_Q[3,2]}{4 \cdot q_0}; \\ q_2 &= \frac{T_Q[3,1] - T_Q[1,3]}{4 \cdot q_0}; \quad q_3 = \frac{T_Q[1,2] - T_Q[2,1]}{4 \cdot q_0}. \end{aligned} \quad (8)$$

Для оценки конечной погрешности вычислений при использовании разработанной методики было проведено математическое моделирование процесса измерений СЭ, расположенных на поверхности контролируемого объекта. Математическое моделирование выполнялось в программной среде Matlab 7 [13–15].

Оценка методики определения положения СК недеформируемого объекта проводилась при наложении максимальных погрешностей измерения в 10" для плоского объекта с габаритами 50×50 м, при расположении на нем 13 СЭ на расстоянии 30 м относительно УП. Расстояния до СЭ находятся в диапазоне от 30 до 50 м. При оценке максимальных погрешностей данной методики было выявлено, что при использовании вычисленных координат с применением одного УП погрешности определения углового положения составляют порядка 1', а линейного – 5 мм.

На конструкции можно расположить любое необходимое количество СЭ, так как используемая система уравнений масштабируема, т. е. добавление СЭ приводит к увеличению количества уравнений. Каждое уравнение в системе (1) имеет связь между двумя элементами (расстояния до СЭ), при этом связи элементов не должны повторяться в уравнениях. Количество связей элементов рассчитывается с помощью факториалов. С учетом вышеописанного была получена зависимость количества уравнений от количества СЭ, которая определяется выражением (9):

$$C = \frac{n!}{2 \cdot (n-2)!}, \quad (9)$$

где C – количество уравнений; n – количество СЭ.

Заключение. Разработанный алгоритм позволяет определять линейное и угловое положение любых недеформируемых конструкций, используя только один УП, и может быть реализован на борту космического аппарата. В некоторых случаях, когда требования к точности определения положения достаточно грубые и существует возможность использования высокоточного оборудования для измерения углов, но при этом поверхность объекта имеет деформации в некотором известном диапазоне, то данная методика может быть применена после предварительной оценки максимальных погрешностей ее работоспособности.

Библиографические ссылки

1. Отдел СМ1-1. Крупногабаритные космические конструкции [Электронный ресурс]. URL: <http://niism.bmstu.ru/otdelyi-nii-sm/sm1-1> (дата обращения: 08.04.2015).
2. Крупногабаритный космический складной рефлектор: пат. 2101811 Российская Федерация / Заболотский Л. В. Заявл. 07.16.97; опубл. 10.01.98.
3. Моделирование систем гравитационного уравновешивания крупногабаритных трансформируемых конструкций космической техники [Электронный ресурс]. URL: http://cosmos.basnet.by/uiip_114.html (дата обращения: 11.04.2015).
4. Усманов Д. Б. Моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритного трансформируемого рефлектора : дис. ... канд. физ.-мат. наук : 01.02.04. Томск : Томский государственный университет, 2006. 179 с. РГБ ОД, 61:07-1/254.
5. Кирчин Ю. Г. Разработка и исследование оптико-электронных систем для контроля смещений : дис. ... канд. техн. наук. : 05.11.07. СПб. : СПбГИТМО, 1993. 193 с.
6. ThreeDimensional Imaging Laser Radars with Geiger-Mode Avalanche Photodiode Arrays / Albot Marius A. [et al.] // Lincoln Laboratory Journal. 2002. Vol. 13, No. 2, P. 351–370.
7. Формирование светового шаблона крупногабаритных объектов методами дифракционной оптики [Электронный ресурс]. URL: <http://www.computeroptics.smr.ru/KO/PDF/KO37-4/370403.pdf> (дата обращения: 03.04.2015).
8. Выбор приборного состава системы определения геометрии крупногабаритной трансформируемой антенны / М. О. Дорофеев [и др.] // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч. конф. (10–12

нояб. 2011, г. Красноярск) : в 2 ч. / под общ. ред. Ю. Ю. Логинова ; Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2011. С. 98–99.

9. Демкин В. Н. Лазерные методы и средства измерения геометрии поверхностей сложной формы : дис. ... д-ра техн. наук : 05.11.07. М. : НИИ «Полус», 2004. 247 с. РГБ ОД, 71:05-5/581.

10. Дорофеев М. О., Бикеев Е. В. Методики определения взаимного положения двух объектов // Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем : материалы науч.-техн. конф. молодых специалистов ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева», посвященной 50-летию полета в космос Ю. А. Гагарина / под общ. ред. Н. А. Тестоедова. Железногорск, 2011. С. 233–234.

11. Александров П. С. Лекции по аналитической геометрии. М. : Наука, 1968. С. 176.

12. Фокс А., Прагг М. Вычислительная геометрия. Применение в проектировании и на производстве : пер. с англ. М. : Мир, 1982. 304 с.

13. Золотых Н. Ю. Использование пакета Matlab в научной и учебной работе : учеб.-метод. материалы по программе повышения квалификации // Информационные технологии и компьютерная математика. Нижний Новгород, 2006. 165 с.

14. Зарубин В. С., Крищенко А. П. Математическое моделирование в технике : учебник для вузов // Математика в техническом университете. Вып. XXI, заключительный. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2001. 496 с.

15. Строгалева В. П., Толкачева И. О. Имитационное моделирование : учеб. пособие. М. : Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2008. 280 с.

References

1. *Otdel SMI-1 Krupnogabaritnye kosmicheskie konstruksii* [Department of SM1-1 the large-size space designs]. Available at: <http://niism.bmstu.ru/otdeliy-niism/sm1-1> (accessed 08.04.2015).

2. Zabolotskiy L. V. *Krupnogabaritny kosmicheskiy skladnoy reflektor* [Large-size space folding reflector]. Patent RF, no. 2101811. 1998.

3. *Modelirovanie sistem gravitatsionnogo uravnovesivaniya krupnogabaritnykh transformiruemyykh konstruksiy kosmicheskoy tekhniki* [Modeling of systems of a gravitational equilibration of the large-size transformed designs of space equipment]. Available at: http://cosmos.basnet.by/uiip_114.html (accessed 11.04.2015).

4. Usmanov D. B. *Modelirovanie napryazhenno-deformirovannogo sostoyaniya krupnogabaritnogo transformiruemogo reflektora. Dis. kand. fiz.-mat. nauk* [Modeling of the intense deformed condition of the large-size transformed reflector. Can. techn. sci. diss]. Tomsk, Tomsk State University Publ., 2006, 179 p.

5. Kirchin Yu. G. *Razrabotka i issledovanie optiko-elektronnykh sistem dlya kontrolya smeshcheniy. Dis. cand. tehn. nauk* [Development and research of optical-electronic systems for control of shifts. Can. techn. sci. diss]. St. Petersburg, SPbGITMO Publ., 1993, 193 p.

6. Albota Marius A., Brian F. Aull, Daniel G. Fouche and other. Three-Dimensional Imaging Laser Radars with

Geiger-Mode Avalanche Photodiode Arrays. *Lincoln Laboratory Journal*. 2002, Vol. 13, No. 2, P. 351–370.

7. *Formirovanie svetovogo shablona krupnogabaritnykh ob"ektov metodami difraktsionnoy optiki* [Formation of a light template of large-size objects by methods of diffraction optics]. Available at: <http://www.computeroptics.smr.ru/KO/PDF/KO37-4/370403.pdf> (accessed 03.04.2015).

8. Dorofeev M. O., Bikeev E. V., Matylenko M. G., Titov G. P., Ris D. V. [The choice of instrument systems define the geometry of the large antenna transformed] *Materialy XV Mezhdunar. nauch. konf. "Reshetnevskie chteniya"* [Materials XV Intern. Scientific. Conf. "Reshetnev readings"]. Krasnoyarsk, 2011, P. 98–99 (In Russ.).

9. Demkin V. N. *Lazernye metody i sredstva izmereniya geometrii poverkhnostey slozhnoy formy. Dis. cand. tehn. nauk* [Laser methods and instruments for measuring the geometry of the surfaces of complex shape. Dr. techn. sci. diss]. Moscow, NII "Polyus" Publ., 2004, 247 p.

10. Dorofeev M. O., Bikeev E. V. [Methods of determining the relative position of two objects] *Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem. Materialy nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh spetsialistov OAO "Informatsionnye sputnikovye sistemy" imeni akademika M. F. Reshetneva*, posvyashchennoy 50 letiyu poleta v kosmos Yu. A. Gagarina. *Zheleznogorsk* [Development, manufacture, testing and operation of spacecraft and systems. Proceedings of the scientific-technical conference of young specialists of JSC "Information Satellite Systems" named after academician MF Reshetnev" dedicated to the 50th anniversary of the space flight of Yuri Gagarin]. Ed. N. A. Testoedov. Zheleznogorsk, 2011, P. 233–234 (In Russ.).

11. Aleksandrov P. S. *Leksii po analiticheskoy geometrii* [Lectures on analytical geometry]. Moscow, Nauka Publ, 1968, 176 p.

12. Foks A., Pratt M. *Vychislitel'naya geometriya. Primenenie v proektirovanie i na proizvodstve: perevod s angliyskogo* [Computing geometry. Application in designing and on manufacture: the transfer with English]. Moscow, Mir Publ., 1982. 304 p.

13. Zolotykh N. Yu. *Ispol'zovanie paketa Matlab v nauchnoy i uchebnoy rabote: Uchebno-metodicheskie materialy po programme povysheniya klassifikatsii "Informatsionnye tekhnologii i komp'yuternaya matematika"* [Use of a Matlab package in scientific and study: Educational and methodical materials according to the program of increase of classification "Information technologies and computer mathematics"]. Nizhny Novgorod, 2006, 165 p.

14. Zarubin V. S., Krishchenko A. P. *Matematicheskoe modelirovanie v tekhnike: uchebnyy dlya vuzov* [Mathematical modeling in engineering: a textbook for high schools]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2001, 496 p.

15. Strogaleva V. P., Tolкачева I. O. *Imitatsionnoe modelirovanie* [Imitating modeling]. Moscow, Izd-vo MGTU im. N. E. Bauman Publ., 2008, 280 p.