

Рис. 4. Расположение выборки № 5 на карте (7 станций, $ОГ = 0,92$)

Как видно из табл. 2, при применении уже пяти наземных станций достижимо значение $ОГ$ более 90. На рис. 2–4 представлено расположение станций на карте. Серым закрашена область, в которой обеспечиваются значения углов места не менее 30° при точке стояния геостационарного КА 120° в. д.

С учетом метеоусловий, при применении пяти НППИ (из которых с КА сеанс связи осуществляет только одна станция) и технической готовности средств связи 0,95 достижимо значение коэффициента готовности всего тракта КА–НППИ 0,85.

Проведенные оценки показывают, что применение разнесенных географически приемных пунктов позволяет достичь коэффициентов готовности канала связи в рамках требований, предъявляемых к современным космическим системам.

Библиографические ссылки

1. Сервер «Погода России» ИКИ РАН [Электронный ресурс]. URL: <http://meteo.infospace.ru/>.
2. ГОСТ Р 27.002–2009. Надежность в технике. Термины и определения. М. : Изд-во стандартов, 2009.

3. Smith F. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook. В 8 т. Т. 2. Atmospheric propagation of radiation. SPIE press, 1993. 322 p.

4. Зуев В. Е. Распространение лазерного излучения в атмосфере. М. : Радио и связь, 1981. 288 с.

References

1. Server "Pogoda Rossii" IKI RAN ["Russia's Weather, Server of SMIS IKI RAN], Available at: <http://meteo.infospace.ru/> (accessed 01 March 2014).
2. GOST R 27.002–2009. Nadezhnost v tehnike. Terminy i opredelyeniya [State Standard R 27.002–2009. Reliability in the sphere of inengineering. Terms and definitions]. Moscow, Standartinform Publ., 2009.
3. Smith F. The Infrared & Electro-Optical Systems Handbook, Vol 2. Atmospheric propagation of radiation, SPIE press, 1993. 322 p.
4. Zuev V. E. Rasprostraneniye lazernogo izlucheniya v atmosfere [Laser radiation propagation through atmosphere]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1981, 288 p.

© Василенко А. В., Кашкин В. Б., 2014

УДК 629.76/78.001.63

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ, ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ДЛЯ ОЦЕНКИ ТОЧНОСТИ ПОЛОЖЕНИЯ И ФОРМЫ КРУПНОГАБАРИТНОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. Н. Голдобин

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

Рассматриваются некоторые разработанные математические методы, которые позволяют производить оценку точности положения и точности формы отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора

космического аппарата. С целью решения данных задач были разработаны следующие методы: метод, основанный на использовании кинематической схемы «штанга–рефлектор»; метод выбора количества и расположения контрольных точек отражающей поверхности; метод определения среднеквадратического отклонения отражающей поверхности от номинала; метод «вписывания» параболоида наилучшего соответствия в отражающую поверхность.

Ключевые слова: космический аппарат, отражающая поверхность, рефлектор, параболоид, метод Левенберга–Марквардта, метод Ньютона.

MATHEMATICAL METHODS USED TO ASSESS THE POSITION AND FORM ACCURACY OF A LARGE-SIZED SPACECRAFT REFLECTOR

N. N. Goldobin

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

The article considers some mathematical methods used to assess the position accuracy as well as the form accuracy of a reflecting surface of a large-sized spacecraft reflector. The basic points and examples of each method are given. The following mathematical methods: using a kinematic scheme boom-reflector; the method for selecting the control points of the reflecting surface; the method of determining the RMS of reflecting surface; the method of determining the best fit paraboloid are developed by the author of the article.

Keywords: spacecraft, reflecting surface, reflector, paraboloid, Levenberg–Marquardt method, Newton method.

Важнейшую роль в создании зеркальных антенн космических аппаратов играют крупногабаритные трансформируемые рефлекторы, реализующие отражающую поверхность, или, иными словами, зеркало, посредством которого происходит передача электромагнитной волны. Основная цель рефлекторов антенн сводится к преобразованию сферического фронта волны в плоский (справедливо и обратное утверждение).

Требуемая форма отражающей поверхности сетчатого рефлектора задается путем натяжения шнуров формообразующей структуры и определяется массивом из N точек фронтальной сети.

С увеличением размеров трансформируемых рефлекторов возрастает влияние различных факторов на геометрическую точность рефлектора в орбитальных условиях, что приводит к снижению радиотехнических характеристик [1; 2].

Допустимые потери радиотехнических характеристик определяются допустимыми диапазонами значений контролируемых геометрических параметров рефлектора. Под контролируемыми геометрическими параметрами рефлектора в орбитальных условиях обычно понимают:

- положение фокальной точки внутри сферы с допустимым радиусом и центром в фокусе теоретического (номинального) положения рефлектора;
- угол между реальной фокальной осью и фокальной осью теоретического положения рефлектора;
- среднеквадратическое отклонение (СКО) измеренных точек отражающей поверхности относительно теоретического положения рефлектора.

Как правило, оценка геометрической точности рефлектора сводится к определению следующих параметров:

– точность положения (точность установки) рефлектора;

– точность формы поверхности рефлектора.

Точность установки рефлектора определяется двумя составляющими в соответствии со схемой, изображенной на рис. 1:

– допустимым смещением фокальной точки рефлектора относительно ее номинального положения;

– допустимым угловым отклонением фокальной оси рефлектора относительно ее номинального положения.

Точность формы поверхности определяется как среднеквадратическое отклонение точек отражающей поверхности рефлектора от параболоида наилучшего соответствия (ПНС) с фиксированным значением фокусного расстояния (рис. 1) [3].

В современной отечественной практике космического антенностроения нет единых инженерных подходов к проектированию крупногабаритных рефлекторов, совмещающих в себе простоту математического аппарата и универсальность применяемых алгоритмов для определения основных геометрических параметров. С целью создания методологии определения геометрической точности отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора космического аппарата автором был разработан ряд математических методов.

Классификация разработанных автором статьи математических методов представлена на рис. 2. Далее рассмотрим подробно каждый метод.



Рис. 1. Геометрическая точность рефлектора



Рис. 2. Методы определения геометрической точности отражающей поверхности рефлектора

Метод, основанный на использовании кинематической схемы «штанга-рефлектор». Данный метод связывает величины отклонений звеньев штанги с отклонениями фокальной точки и фокальной оси рефлектора, не учитывая деформацию отражающей поверхности (т. е. рефлектор абсолютно жесткий). Использование данного метода позволяет определить линейные и угловые отклонения, используя классические формулы аналитической геометрии. Предельные отклонения фокальной точки вычисляются по формуле (1), предельные угловые отклонения фокальной оси рефлектора – по формуле (2):

$$\Delta_F = \sqrt{(x_F^k - x_F^0)^2 + (y_F^k - y_F^0)^2 + (z_F^k - z_F^0)^2} \quad (1)$$

$$\varphi = a \cos \left(\frac{x_F^k - x_0^k}{\sqrt{(x_F^k - x_V^k)^2 + (y_F^k - y_V^k)^2 + (z_F^k - z_V^k)^2}} \right), \quad (2)$$

где x_F^0, y_F^0, z_F^0 – начальное положение фокальной точки; x_F^k, y_F^k, z_F^k – конечное положение фокальной точки; x_V^k, y_V^k, z_V^k – координаты конечного положения вершины параболоида.

Рассмотрим использование данного метода на примере кинематической схемы (рис. 3), в которую входят: однозвенная штанга; рефлектор; механический блок управления положением рефлектора БМ1, расположенный в корне штанги; механический блок

управления положением рефлектора БМ2, расположенный на конце штанги.

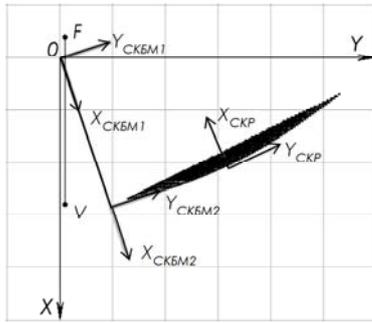


Рис. 3. Пример метода, основанного на использовании кинематической схемы «штанга-рефлектор»

Как видно из рис. 3, системы координат (СК) механических приводов СК БМ1 и СК БМ2 ориентированы следующим образом: ось $X_{СКБМ1(2)}$ – вдоль звена штанги; ось $Y_{СКБМ1(2)}$ – перпендикулярна оси $X_{СКБМ1(2)}$, лежит в плоскости OXY глобальной системы координат и направлена в сторону рефлектора; ось $Z_{СКБМ1(2)}$ – достраивает систему координат механического привода до правой декартовой. Ориентация осей $X_{СКР}$ и $Y_{СКР}$ системы координат рефлектора также показана на рис. 3 (ось $Z_{СКР}$ достраивает систему координат до правой декартовой).

Для реализации метода необходимо ввести функцию, которая бы описывала положение рефлектора в зависимости от линейного и углового отклонения любого механического привода в кинематической схеме. Так как в общем случае оба привода имеют по шесть степеней свободы, то искомая функция будет зависеть от двенадцати переменных. Вывод функции проводится в следующей последовательности:

1. Введем константы и переменные, описывающие искомую функцию:

- DX_1^0, DY_1^0, DZ_1^0 – начальные значения смещения начала координат СК БМ1 относительно СК КА;
- RX_1^0, RY_1^0, RZ_1^0 – начальные значения углов поворота СК БМ1 относительно СК КА;
- DX_2^0, DY_2^0, DZ_2^0 – начальные значения смещения начала координат СК БМ2 относительно СК БМ1;
- RX_2^0, RY_2^0, RZ_2^0 – начальные значения углов поворота СК БМ2 относительно СК БМ1;
- DX_1, DY_1, DZ_1 – линейные смещения начала координат СК БМ1 относительно СК КА;
- RX_1, RY_1, RZ_1 – угловые отклонения СК БМ1 относительно СК КА;
- DX_2, DY_2, DZ_2 – линейные смещения начала координат СК БМ2 относительно СК БМ1;
- RX_2, RY_2, RZ_2 – угловые отклонения СК БМ2 относительно СК БМ1.

2. Опишем пространственное положение тела, заданного массивом точек $\{(X_i, Y_i, Z_i)\}_{i=1}^N$, относительно СК БМ1:

$$CS_1(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1) = R_1(RX_1 + RX_1^0, RY_1 + RY_1^0, RZ_1 + RZ_1^0) \cdot \begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} + D_1(DX_1 + DX_1^0, DY_1 + DY_1^0, DZ_1 + DZ_1^0). \quad (3)$$

3. Положение начала координат СК БМ1:

$$CS_1^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1) = CS_1(0, 0, 0, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1). \quad (4)$$

4. Опишем пространственное положение тела, заданного массивом точек $\{(X_i, Y_i, Z_i)\}_{i=1}^N$ относительно СК БМ2:

$$CS_2(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2) = R_2(RX_2 + RX_2^0, RY_2 + RY_2^0, RZ_2 + RZ_2^0) \times R_1(RX_1 + RX_1^0, RY_1 + RY_1^0, RZ_1 + RZ_1^0) \times \left(\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} + D_2(DX_2 + DX_2^0, DY_2 + DY_2^0, DZ_2 + DZ_2^0) \right) + D_1(DX_1 + DX_1^0, DY_1 + DY_1^0, DZ_1 + DZ_1^0). \quad (5)$$

5. Положение начала координат СК БМ2:

$$CS_2^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2) = CS_2(0, 0, 0, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2). \quad (6)$$

6. Зададим искомую функцию (привязка рефлектора к положениям СК БМ1 и СК БМ2):

$$CS_R(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2) = CS_2^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2) + R_2(RX_2, RY_2, RZ_2) \times CS'_R(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2), \quad (7)$$

где

$$CS'_R(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2) = R_1(RX_1, RY_1, RZ_1) \times \left(\begin{pmatrix} X \\ Y \\ Z \end{pmatrix} - CS_1^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1) \right) + CS_1^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1) - CS_2^0(DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2). \quad (8)$$

Таким образом, из формулы (7) функция $CS_R(X, Y, Z, DX_1, DY_1, DZ_1, RX_1, RY_1, RZ_1, DX_2, DY_2, DZ_2, RX_2, RY_2, RZ_2)$ при подстановке в неё требуемых номинальных координат (например, положение фокальной точки, вершины параболоида или массива точек, описывающих отражающую поверхность рефлектора) и величин линейных и угловых отклонений механических блоков управления позволяет получить требуемые координаты с учетом движения данных приводов.

Метод «вписывания» параболоида наилучшего соответствия с помощью алгоритма Левенберга–Марквардта. Алгоритм Левенберга–Марквардта предназначен для оптимизации параметров нелинейных регрессионных моделей и заключается в последовательном приближении заданных начальных значений к искомому локальному оптимуму [4]. Решение проводится по следующим этапам:

1. Задание функции оптимизации, описывающей положение параболоида вращения в пространстве.
2. Задание критерия оптимизации – используется среднеквадратическая ошибка модели на заданной выборке.
3. Выполнение расчета по алгоритму, описанному в [5].

Применение алгоритма Левенберга–Марквардта позволяет «вписать» параболоид наилучшего соответствия в деформированную отражающую поверхность рефлектора с заданной точностью. В результате «вписывания» параболоида наилучшего соответствия получаем его ориентацию в пространстве (линейные и угловые отклонения) относительно канонической системы координат, что дает возможность в дальнейшем определить СКО смещенных точек отражающей поверхности от ПНС или от теоретического профиля [5].

Метод выбора контрольных точек (КТ) при радиально-кольцевом расположении. Для описания положения идеального параболоида необходимо и достаточно иметь координаты шести КТ (в соответствии с общим уравнением поверхности второго порядка). Поскольку отражающую поверхность рефлектора лишь условно можно назвать параболической, то нельзя говорить об избыточном количестве точек, по которым определяется «наилучшее» СКО. Однако количество и место положения КТ можно оптимизировать с целью ускорения машинного времени расчета контролируемых геометрических параметров рефлектора.

Существует ряд критериев выбора количества и расположения контрольных точек, описывающих отражающую поверхность рефлектора, к которым относят: диаметр апертуры рефлектора; компоновочную схему рефлектора; конструктивно-силовую схему рефлектора и др. В зависимости от используемых критериев количество КТ может достигать нескольких сотен и даже тысяч.

Для поиска оптимального количества и расположения контрольных точек могут быть использованы эвристические подходы [6], однако такие методы оказались неэффективными. Это привело к созданию нового подхода, основанного на радиально-кольцевом расположении КТ в системе координат теоретического параболоида (СК ТП).

Основным допущением, принятым для радиально-кольцевого расположения КТ в СК ТП, является следующее. В соответствии с рис. 4 промежуточные точки отражающей поверхности, расположенные между двумя соседними в радиальных направлениях узловыми точками, лежат на прямой линии, образованной этими узловыми точками. Пример использования данного метода приведен на рис. 5. Получение промежуточных точек проводится в несколько этапов:

1. Получение массива точек $surf_s = (X_s, Y_s, Z_s)$, принадлежащих параболоиду вращения с требуемым фокусным расстоянием, используя алгоритм на основе блок-схемы, представленной на рис. 6. При этом значение параметра $n_{кр}$ – количество промежуточных точек – выбирается равным нулю.

2. Получение другого массива точек $node_n = (X_n, Y_n, Z_n)$, принадлежащих параболоиду вращения с требуемым фокусным расстоянием, аналогично пункту 1, но значение параметра $n_{кр}$ – отличное от нуля.

3. Нахождение промежуточных точек из условия равенства координат $X_n = X_s$ и $Y_n = Y_s$, Z_n соседних в радиальных направлениях узловых точек в соответствии с блок-схемой, приведенной на рис. 7.

4. Замена координат Z_s , принадлежащих параболоиду, координатами Z_{count} , при которых промежуточные точки примут положение согласно принятому допущению.

Данный метод позволяет определить погрешность измерения СКО отражающей поверхности, измеренной по КТ, от СКО реальной отражающей поверхности рефлектора; подобрать оптимальное количество КТ, необходимых для расчета СКО. Автором статьи также ведутся работы по автоматизации оптимизации определения необходимого минимума количества КТ для расчета СКО отражающей поверхности рефлектора.

Метод определения среднеквадратического отклонения с помощью метода Ньютона. Использование метода Ньютона позволяет определить среднеквадратическое отклонение точек отражающей поверхности рефлектора от параболоида наилучшего соответствия, а также от теоретического параболоида (ТП) [5].

Решение данной задачи состоит из следующих этапов:

1. Задание функции оптимизации, определяющей наикратчайшее расстояние от точки до поверхности параболоида;
2. Определение расстояний от точек, описывающих отражающую поверхность рефлектора, до ТП;
3. Определение СКО поверхности рефлектора относительно ТП.

Разработанные автором статьи математические методы позволяют:

- проводить полную оценку точности положения и точности формы отражающей поверхности рефлектора;
- определять основные геометрические параметры рефлектора, такие как положение фокальной точки и фокальной оси, а также среднеквадратическое отклонение отражающей поверхности рефлектора от теоретического профиля.

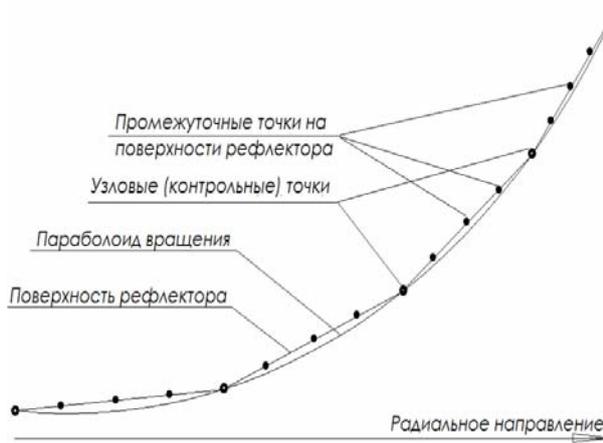


Рис. 4. Схема соответствия поверхности рефлектора теоретическому профилю

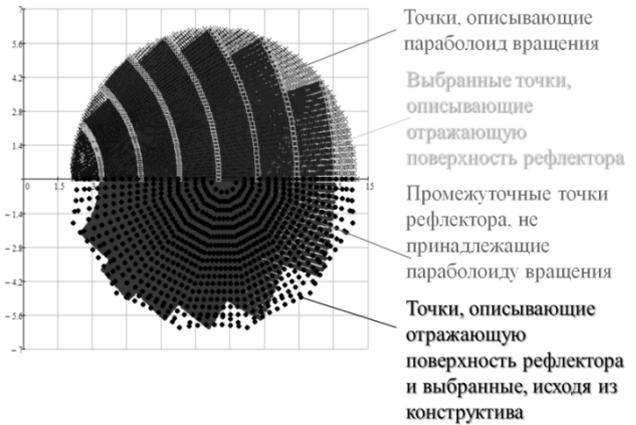


Рис. 5. Пример применения метода выбора количества и расположения контрольных точек

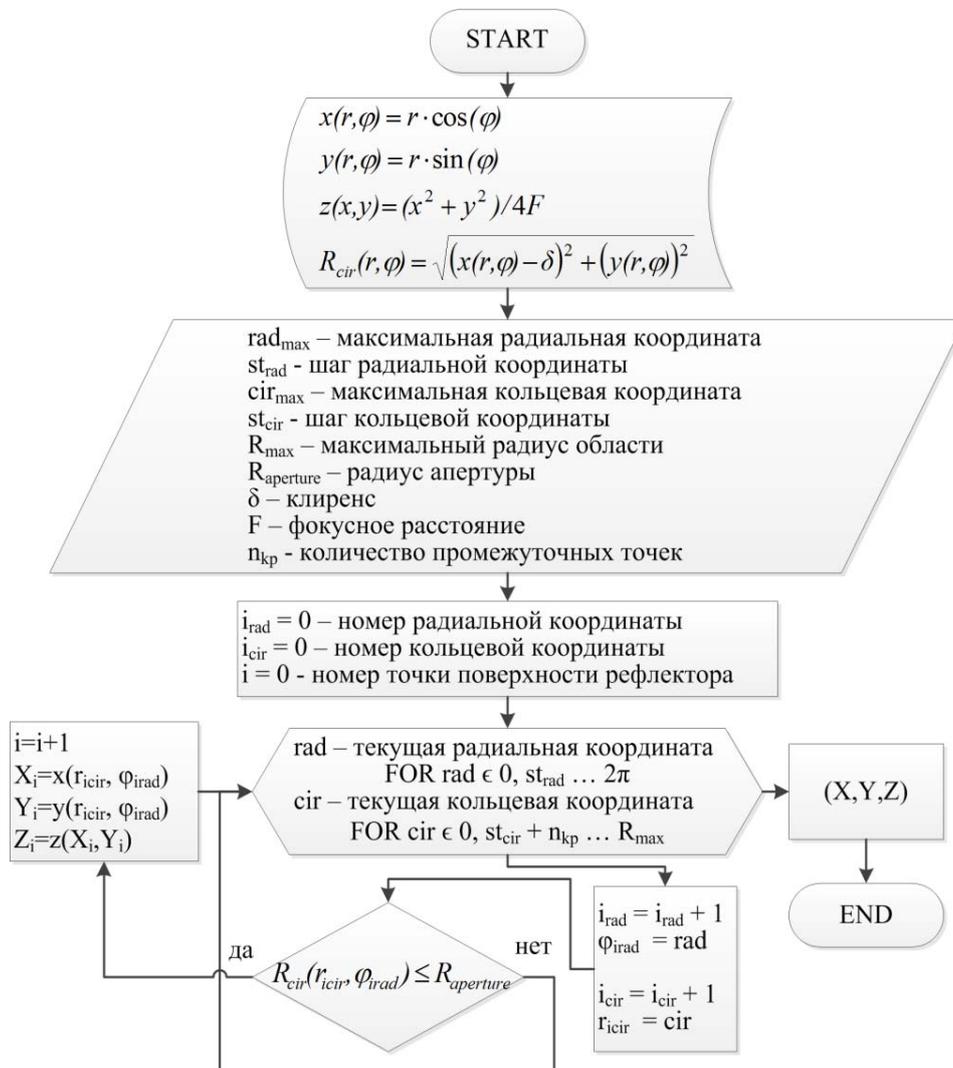


Рис. 6. Блок-схема алгоритма получения точек, лежащих на параболоиде, при радиально-кольцевом положении

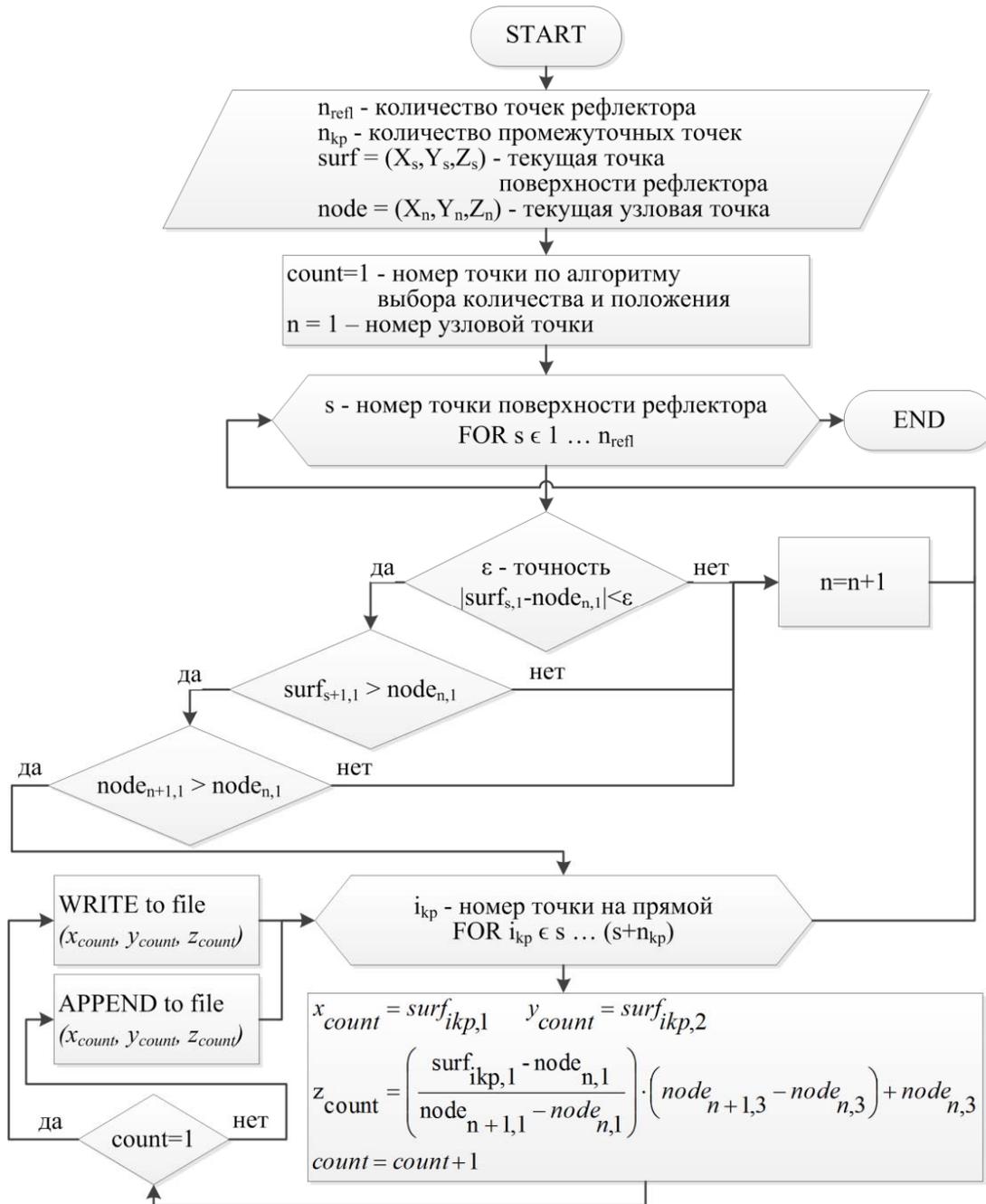


Рис. 7. Блок-схема алгоритма получения точек, лежащих на поверхности рефлектора, при радиально-кольцевом положении

Предложенная концепция выбора количества и расположения контрольных точек отражающей поверхности рефлектора позволит облегчить процесс обработки данных, не внося существенной погрешности в определение контролируемых геометрических параметров.

Разработанная методика оценки геометрической точности отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора космического аппарата применяется в процессе создания новых рефлекторов, при обработке результатов испытаний, а также используется

для создания методики управления формой отражающей поверхности рефлектора.

Ведутся постоянные работы по улучшению качества и удобства применения разрабатываемых методик.

Библиографические ссылки

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications. Doctoral thesis [Электронный ресурс]. Stockholm : Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf.

2. Harada S., Meguro A., Watanabe M. A High Precision Surface Shape Design for Large Deployable Mesh Antenna [Электронный ресурс] // meeting paper AIAA 2003 of 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA, 2003–1497. Access via AIAA Electronic Library. URL: <http://www.aiaa.org>.

3. Голдобин Н. Н. Обоснование методики оценки формы радиотражающей поверхности крупногабаритных трансформируемых рефлекторов космических аппаратов с применением алгоритма Левенберга–Марквардта // Инновационные технологии и технические средства специального назначения : Тр. V Общерос. науч.-практ. конф. СПб., 2012. С. 93–98.

4. Marquardt D. An algorithm for Least-Squares Estimation of the Nonlinear Parameters // *SIAM Journal on Applied Mathematics*. 1963. 11 (2). С. 431–441.

5. Голдобин Н. Н. Методика оценки формы радиотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2013. Вып. 1(47). С. 106–111.

6. Голдобин Н. Н., Шендалев Д. О. Математические методы, используемые для оценки точности положения и формы крупногабаритного рефлектора космического аппарата // Решетневские чтения : материалы XVII Междунар. науч. конф. (12–14 нояб. 2013, г. Красноярск). Красноярск, 2013. С. 65–66.

References

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications. Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. Available at: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf (accessed 05.02.2014)

2. Harada S., Meguro A., Watanabe M. A High Precision Surface Shape Design for Large Deployable Mesh Antenna: meeting paper AIAA 2003-1497 of 44th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Norfolk, VA, 2003. Access via AIAA Electronic Library. Available at: <http://www.aiaa.org>. (accessed 03.03.2014)

3. Goldobin N. N. [Objectives of the assessment methodology forms of the radar-reflection surface of the large transformable spacecraft using the Levenberg-Marquardt]. *Trudi V obsherossiyskoy naychno-prakticheskoy konferentsii "Innovatsionnye tekhnologii I tekhnicheskoy sredstva spetsialnogo naznacheniya"* [Proc. V obsheros. scientific-practical. conf. "Innovative technologies and facilities for special purposes"]. St. Petersburg, 2012, p. 93–98. (In Russ.)

4. Marquardt D. An algorithm for Least-Squares Estimation of the Nonlinear Parameters. *SIAM Journal on Applied Mathematics*. Vol. 11 (2), 1963, p. 431–441.

5. Goldobin N. N. [The estimation of the form of a large-sized transformed radar-reflection for a spacecraft]. *Vestnik SibGAU*, 2013, vol. 47, no. 1, p. 106–111. (In Russ.)

6. Goldobin N. N., Shendalv D. O. [Mathematical methods used to assess the position and form accuracy of a large-sized spacecraft reflector]. *Materiali XVII Mezhdynarodnoy naychnoy konferentsii "Reshetnevskie chteniya"* [Proceedings of the XVII Intern. scientific. conf. "Reshetnev reading"]. Krasnoyarsk, 2013, p. 65–66. (In Russ.)

© Голдобин Н. Н., 2014

УДК 629.76/78.001.63

АЛГОРИТМ ПОСТРОЕНИЯ ПЕРИФЕРИЙНОГО ШНУРА ФРОНТАЛЬНОЙ СЕТИ ДЛЯ ТРАНСФОРМИРУЕМОГО СЕТЧАТОГО РЕФЛЕКТОРА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Н. Н. Голдобин, Н. А. Тестоедов

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва)
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: goldobin@iss-reshetnev.ru, testoedov@iss-reshetnev.ru

Периферийные шнуры входят в состав фронтальной и тыльной сетей формообразующей структуры трансформируемого сетчатого рефлектора. Периферийный шнур выполняет функцию растяжения формообразующей структуры в процессе раскрытия рефлектора, а также обеспечивает равномерное распределение усилий натяжения во внутренних шнурах фронтальной и тыльной сетей. Вследствие сложности конструктивно-силовой схемы рассматриваемого космического рефлектора выбор геометрической формы и усилия натяжения в периферийном шнуре является нетривиальной задачей. Для решения этой задачи был разработан алгоритм построения периферийного шнура.

Ключевые слова: космический аппарат, отражающая поверхность, рефлектор, периферийный шнур, формообразующая структура.