

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ СТРУКТУРЫ ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА

Д. О. Шендалёв

ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: office@iss-reshetnev.ru

В работе рассматривается методика проектирования формообразующей структуры зонтичного рефлектора. Точность формы поверхности рассматривается как основной критерий – это обуславливает последовательность проектирования. На первом этапе выбирается количество и ориентация точных спиц формообразующей структуры. Второй этап состоит в определении положения и ориентации системы тросового шпангоута и оттяжек точных спиц, удовлетворяющих основному критерию.

Ключевые слова: зонтичный рефлектор, точность поверхности, эффект подушки.

DEVELOPMENT OF SHAPING STRUCTURE FOR UMBRELLA TYPE REFLECTOR

D. O. Shendalev

JSC “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia. E-mail: office@iss-reshetnev.ru

The article considers design process of umbrella reflector shaping structure. The surface accuracy is considered as primary criteria and this defines the sequence of the design process. At the first phase one determines the number and the orientation of profile ribs in shaping structure. The second phase is estimation of geometrical position and orientation of the system of guys and supporting cord to fulfill the primary criteria.

Keywords: umbrella reflector, surface accuracy, pillow effect.

В ОАО «ИСС» разрабатывается ряд космических трансформируемых рефлекторов с диаметром апертуры от 4 до нескольких десятков метров. Современные требования к точности профиля отражающей поверхности таких рефлекторов, выраженные в терминах среднеквадратического отклонения от идеальной поверхности, имеют порядок от нескольких десятых миллиметра до 1...2 мм. Настолько высокие требования в сочетании с традиционным для космических приложений ограничением по массовой характеристике обуславливают необходимость тщательного анализа величин ошибок поверхности от различных источников в процессе проектирования. Можно считать, что точность поверхности и минимальная масса конструкции рефлектора – основные критерии при механическом проектировании.

В статье рассматривается задача выбора проектных параметров формообразующей структуры рефлектора диаметром 4 м (параметрический синтез). Формообразующая структура, в общем случае, представляет собой совокупность конструктивных элементов, установленных на каркасе рефлектора и предназначенных для придания заданной формы отражающей поверхности из металлического сетеполотна.

Объект проектирования. Сетчатый рефлектор, в общем случае, состоит из трёх функциональных элементов: силовая структура, формообразующая структура и отражающая поверхность. Схема конструкции рефлектора приведена на рис. 1.

Силовая структура выполняет функцию жесткого каркаса для поддержки отражающей поверхности. В рассматриваемом рефлекторе (рис. 1) силовая структура включает основание и 16 силовых спиц.

Формообразующая структура предназначена для придания заданной формы отражающей поверхности из натянутого сетеполотна. Для рассматриваемого рефлектора (рис. 1) она состоит из набора плоских профилированных спиц и вантовых систем. Профилированные спицы корневой частью закреплены на силовых спицах, а концевой опираются на вантовую систему. Вантовая система в каждом из шестнадцати секторов представляет собой плоскую систему натянутых шнуров (рис. 2).

Задача проектирования. Точность отражающей поверхности рефлектора является одним из факторов, определяющих потери коэффициента усиления антенны вследствие возникновения фазовых ошибок. Коэффициент усиления – величина, характеризующая эффективность антенны [1–3].

Итоговая точность поверхности рефлектора на орбите определяется рядом факторов, вызывающих отклонения поверхности. Можно выделить три основные группы отклонений:

1. Отклонения вследствие медленно меняющихся искажений поверхности (например, от температурных деформаций каркаса рефлектора).
2. Систематические отклонения, определяемые конструкцией рефлектора.
3. Случайные погрешности.

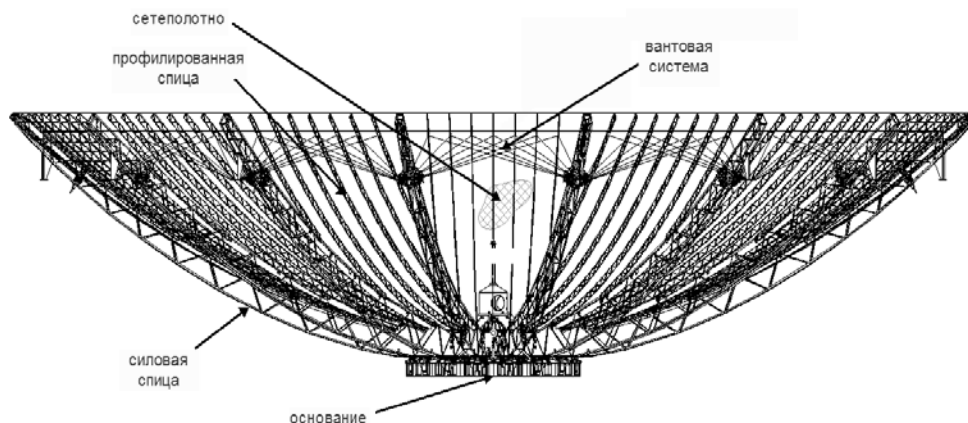


Рис. 1. Структура рефлектора

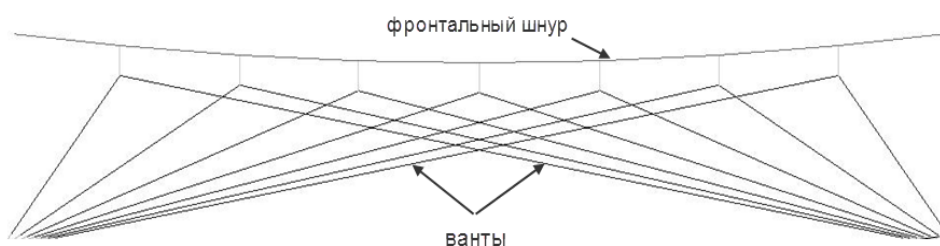


Рис. 2. Вантовая система в секторе рефлектора

Отклонений первой группы определяются, преимущественно, деформациями силового каркаса рефлектора.

К источникам систематических отклонений относят разбивку поверхности на facets или клинья, эффект подушки [4], а также отклонения вследствие деформаций конструкции под действием силы тяжести [1]. Влияние жесткости силового каркаса на величину отклонений поверхности от действия веса можно исключить технологически, применением системы компенсации деформаций от силы тяжести, поэтому систематические отклонения определяются, в основном, параметрами формообразующей структуры.

Случайные погрешности обусловлены технологическими допусками в процессе изготовления и их величины определяются, в основном, культурой производства.

На начальном этапе разработки рефлектора составляется так называемый проектный бюджет точности – определение вклада каждой группы отклонений в итоговую точность. Составление бюджета точности основывается, как правило, на имеющемся опыте разработки. В частности, вклад случайных погрешностей определяется исходя из особенностей производства. Однако, поскольку случайные отклонения обладают высокой степенью неопределенности, при проектировании необходимо стремиться к минимизации вкладов двух других групп.

С учетом, вышесказанного, выбор проектных параметров формообразующей структуры должен осу-

ществляться с учетом минимизации величины систематических отклонений поверхности: точность поверхности выбирается в качестве целевой функции. Масса конструкции в данном случае выступает в роли ограничения (предельная масса задается в техническом задании на проектирование рефлектора).

Математическая модель точности поверхности. Связь точности поверхности с величиной потерь коэффициента усиления при наличии случайных отклонений представлена в статье [3]. В работе [1] говорится, что соотношения, приведенные в [3], применимы и для систематических отклонений при условии расчета отклонений относительно параболической поверхности, вписанной с использованием метода наименьших квадратов в массив точек искаженной поверхности. Таким образом, математическая модель точности поверхности включает модель формы искаженной поверхности и алгоритм отыскания методом наименьших квадратов вписанной поверхности и среднеквадратического отклонения (СКО).

Такая математическая модель была использована для получения упрощенных моделей точности, представленных в виде функциональных зависимостей точности от параметров разбивки поверхности на facets или клинья (см., например [5]). Однако упрощенные модели разработаны только для ограниченного числа видов разбивки и не учитывают влияния на точность деформаций поверхности от силы тяжести. Поэтому в настоящей работе была применена полная модель точности. При этом модель формы поверхности

описывалась при помощи метода конечных элементов, реализованного в программном обеспечении Ansys [7]. Параметризация конечно-элементных моделей осуществлялась при помощи языка параметрического моделирования APDL [7].

В процессе проектирования предполагается, что все регулировочные точки (по две точки на каждую профилированную спицу – вблизи шарнирного узла и в опоре на вантовую систему) находятся на идеальной поверхности, заданной в техническом задании на рефлектор. Для рассматриваемого рефлектора такой поверхностью является параболоид вращения с фокусным расстоянием ~1,2 м и для его обозначения в настоящей работе используется термин *теоретический параболоид*.

Термином *вписанный параболоид* обозначена упомянутая выше параболическая поверхность, вписанная при помощи метода наименьших квадратов в массив точек расчетной искаженной поверхности. При этом накладывается ограничение равенства фокусного расстояния теоретического и вписанного параболоидов. Следует отметить также, что ввиду наличия осевой симметрии систематических отклонений поверхности рефлектора, смещение вершины и фокуса вписанного параболоида относительно теоретического происходит только вдоль фокальной оси (оси рефлектора).

На этапе проектирования отклонения обычно рассчитывают вдоль оси параболоида (при измерениях реальной поверхности в качестве отклонения принимают расстояние от измеряемых точек до идеальной поверхности по нормали). Такой подход позволяет получать оценку сверху потерь коэффициента усиления антенны [1]. При этом, для случая расчета формы поверхности методом конечных элементов, СКО относительно теоретического параболоида находится по формуле

$$\delta_{rms,z} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N \Delta z_i^2},$$

где Δz_i – отклонение i -го узла конечно-элементной модели поверхности от параболоида вдоль оси Z (ось параболоида вращения); N – количество узлов модели поверхности.

С учетом вышеприведенного замечания о положении вписанного параболоида, СКО относительно него рассчитывают по формуле

$$\delta_{rms,z} = \sqrt{\frac{1}{N} \sum_{i=1}^N (\Delta z_i - \Delta Z^0)^2},$$

где ΔZ^0 – средняя величина отклонений.

Определение параметров установки профилированных спиц. Целью первого этапа параметрического синтеза формообразующей структуры являлось определение минимального количества профилированных спиц, позволяющего удовлетворить требованию по точности, и параметров их установки. Основные результаты, полученные автором, представлены в работе [5].

Требуемая величина точности отражающей поверхности равнялась 0,3 мм. Параметры установки показаны на рис. 3 (ввиду наличия симметрии показана половина сектора).

Исходный вариант установки представлял собой шесть профилированных спиц, расположенных в параллельных плоскостях (рис. 4). Точность поверхности исходного варианта составляла 2,1 мм.

Алгоритм поиска наиболее рациональных параметров установки профилированных спиц состоял из следующих этапов:

1. Последовательное увеличение количества спиц в секторе до достижения точности, близкой к заданной.

2. Последовательное увеличение углов установки спиц (рис. 3) до достижения минимального значения среднеквадратического отклонения с учетом конфигурации спиц, определенной на шаге 1.

3. Варьирование расстоянием между концами спиц (рис. 3) до достижения минимального значения среднеквадратического отклонения с учетом конфигурации спиц, определенной на шаге 2. Направление изменения величин параметров определялось на основе визуального анализа распределения отклонений по поверхности.

В результате была выбрана следующая конфигурация: 8 спиц на сектор (7 спиц внутри сектора и одна – вдоль радиальной границы), $\alpha_1 = 0,9^\circ$, $\alpha_2 = 1,9^\circ$, $\alpha_3 = 2,9^\circ$, $l_1 = 0,279$ м, $l_2 = 0,186$ м, $l_3 = 0,093$ м (рис. 3). Конечный вариант показан на рисунке 4.

Точность поверхности конечного варианта составила 0,25 мм.

Определение параметров установки вантовой системы. На втором этапе параметрического синтеза формообразующей структуры определялись параметры установки вантовой системы (рис. 6). При этом рассматривались два аспекта влияния этих параметров на точность поверхности: деформация профилированных спиц от воздействия натянутого сетеполотна, а также деформации формообразующей структуры рефлектора под действием силы тяжести.

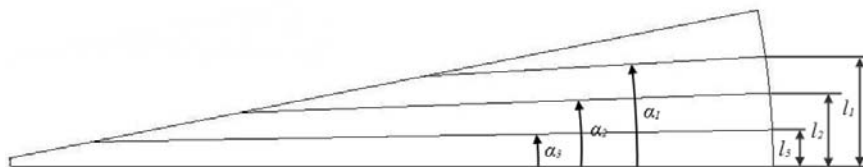


Рис. 3. Параметры установки профилированных спиц

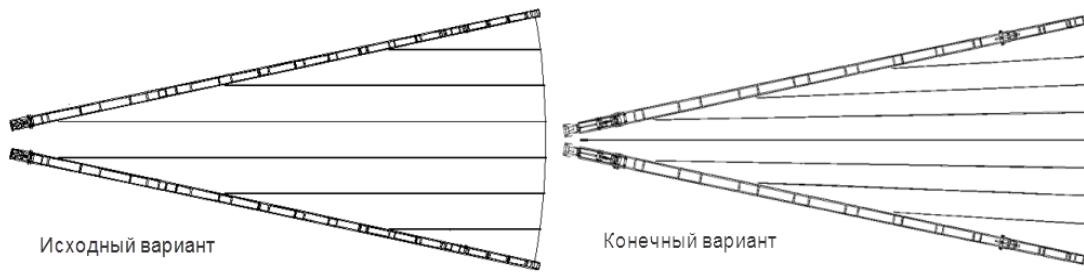


Рис. 4. Определение количества и расположения профилированных спиц



Рис. 5. Схема силового воздействия на профилированную спицу

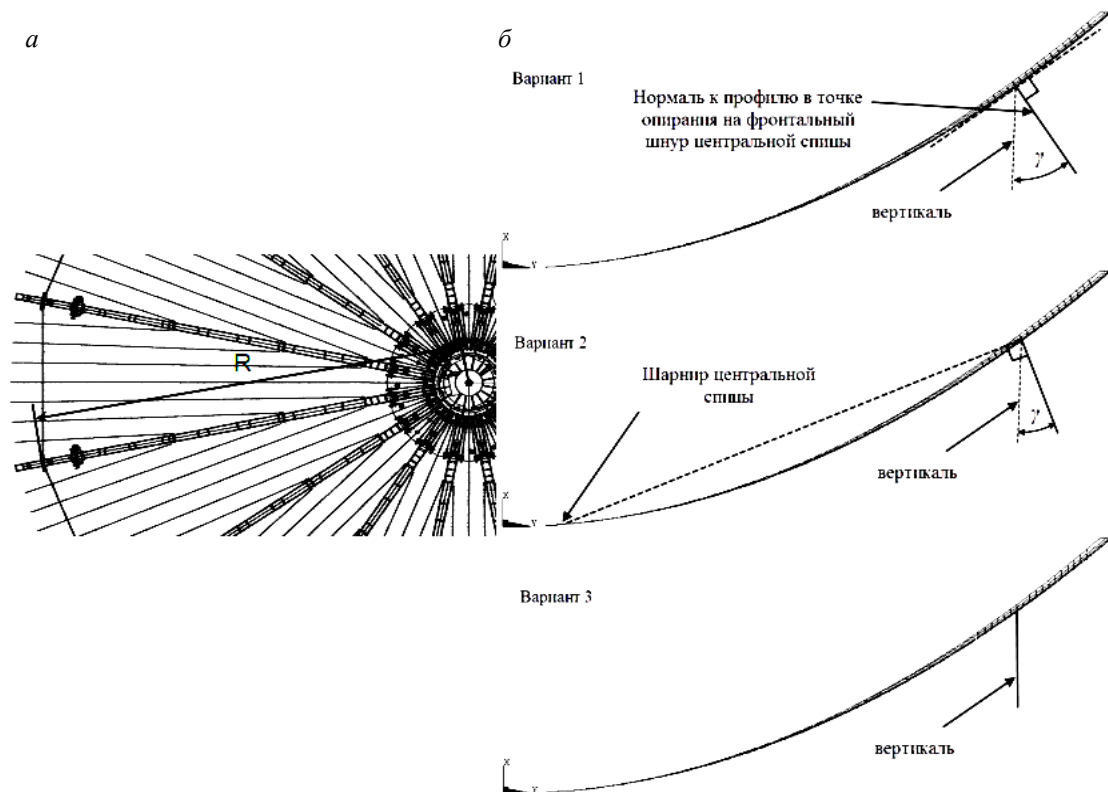


Рис. 6. Параметры, описывающие положение и ориентацию вантовой системы

Деформация профилированных спиц при заданной жесткости в составе рефлектора зависит от натяжения сетеполотна и положения опоры на вантовую систему. На рис. 5 показана схема крепления спицы в со-

ставе рефлектора и схема воздействия на спицу со стороны сетеполотна. В корне профилированная спица крепится шарнирно на силовой каркас рефлектора. Поскольку положение корневой опоры и натяжение

сетеполотна неизменны, форма деформации спицы определяется точкой приложения и ориентацией реакции со стороны вантовой системы. Ориентация реакции, в свою очередь, определяется углом установки γ вантовой системы в секторе рефлектора (рис. 6, б).

Деформация вантовой системы под действием силы тяжести определяют общую деформацию формообразующей структуры для положения рефлектора раскрытом вверх (при проведении настройки профиля).

Как деформация профилированных спиц, так и провисание формообразующей структуры под действием веса снижают точность поверхности рефлектора. Поэтому, с учетом замечания о необходимости минимизации величины систематической погрешности, цель второго этапа параметрического синтеза формообразующей структуры была сформулирована следующим образом: определить положение и ориентацию вантовой системы, обеспечивающие 1) минимальное снижение точности от деформации профилированных спиц натянутым сетеполотном в условиях невесомости и 2) минимальную ошибку настройки профиля вследствие деформаций от силы тяжести.

Положение вантовой системы описывалось расстоянием R от оси рефлектора до точки крепления фронтального шнура (см. рис. 2) к силовой спице (рис. 6, а). Ориентация (угол установки) вантовой системы определялась углом между плоскостью системы и плоскостью, параллельной оси рефлектора и проходящей через две точки крепления фронтального шнура (см. рис. 2) к соседним силовым спицам (на рис. 6, б угол показан для положения рефлектора раскрытом вверх). Было рассмотрено три варианта определения плоскости вантовой системы (рис. 6, б).

Вариант 1. Плоскость определяется направлением нормали к профилю центральной (расположенной в середине сектора) профилированной спицы в точке опирания на вантовую систему.

Вариант 2. Плоскость определяется перпендикуляром к отрезку, соединяющему шарнирный узел центральной профилированной спицы с точкой её опирания на вантовую систему и лежащему в плоскости этой спицы.

Вариант 3. Плоскость ориентирована параллельно оси рефлектора.

Поиск параметров установки вантовой системы, обеспечивающих минимальное снижение точности от деформации профилированных спиц, осуществлялся следующим образом.

1. Для каждого варианта определения ориентации вантовой системы (рис. 6, б) был задан ряд значений параметра R (рис. 6, а).

2. С использованием параметрического моделирования в среде Ansys для каждой комбинации пара-

метров были построены конечно-элементные модели формообразующей структуры. При построении моделей учитывались компоновочные ограничения рефлектора на космическом аппарате. Модели учитывали натяжение сетеполотна и шнуров. Внешние нагрузки не прикладывались.

3. По каждой из моделей был произведен расчет формы профиля и оценено СКО относительно исходного (теоретического) и вписанного параболоидов.

4. Полученные величины среднеквадратических отклонений были представлены в виде графических зависимостей от параметра R (рис. 6, а).

5. Построенные зависимости анализировались с целью определения комбинации параметров, обеспечивающих удовлетворение заданному критерию.

Алгоритм поиска комбинации параметров установки вантовой системы, обеспечивающих минимальную ошибку настройки профиля вследствие деформаций от силы тяжести, отличался от тем, что в расчетные модели были введены внешние нагрузки, соответствующие действию силы тяжести в положении рефлектора раскрытом вверх. При этом дополнительно строились зависимости максимальных деформаций вантовой системы от параметра R (рис. 6, а).

Минимизация отклонений поверхности от деформации спиц внутренними усилиями. Предварительно, для оценки степени расхождения результатов расчетов по разным конечно-элементным моделям был проведен следующий анализ. В моделях, построенных для каждого из трех вариантов ориентации вантовой системы, была симитирована абсолютная жесткость профилированных спиц и вант (введены ограничения поступательных степеней свободы соответствующих узлов конечно-элементной модели). По каждой из трех моделей была рассчитана форма поверхности в невесомости и оценено СКО относительно теоретического и вписанного параболоидов. В табл. 1 приведены результаты расчета. В табл. 2 приведены в процентном виде расхождения в величинах СКО, полученных по разным моделям. При расчете СКО от теоретического параболоида, разброс значений не превышает 1 % ($\sim 0,0049$ мм), а при расчете от вписанного параболоида – 0,5 % ($\sim 0,0014$ мм). Полученные величины предельных расхождений были использованы для оценки диапазона изменения параметра R (рис. 6, а), в котором различием между вариантами ориентации можно пренебречь.

На рис. 7 и 8 приведены полученные зависимости СКО относительно теоретического параболоида и относительно вписанного параболоида от параметра R (рис. 6, а). Зависимости на рис. 7 и 8 зависимости имеют выраженные минимумы.

Таблица 1

Результаты расчета СКО без учета жесткости спиц

Варианты	СКО относительно теор. параболоида, мм	СКО относительно вписанного параболоида, мм
Вариант 1	0,4815	0,2749
Вариант 2	0,4843	0,2758
Вариант 3	0,4855	0,2759

Предельное расхождение в величинах СКО при расчете по разным моделям

Различие между вариантами	1–2	1–3	2–3
СКО от теоретического параболоида	0,6 %	0,8 %	0,2 %
СКО от вписанного параболоида	0,3 %	0,4 %	0,1 %



Рис. 7. СКО поверхности в невесомости от теоретического параболоида

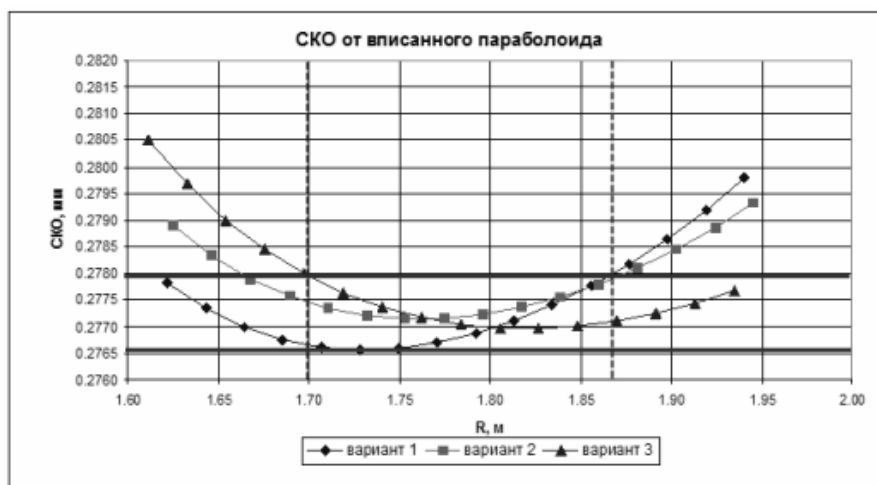


Рис. 8. СКО поверхности в невесомости от вписанного параболоида

Однако для окончательного вывода, учитывая полученные величины расхождения СКО для разных моделей (табл. 2), целесообразно оценить диапазон значений параметра R , в пределах которого различие между вариантами ориентации незначительно. Оценка диапазонов была выполнена следующим образом. Через точку минимума СКО проводилась горизонтальная линия, соответствующая нижней границе интервала, равного предельному расхождению СКО. Верхняя граница интервала отстояла от нижней на величину 0,0049 мм при оценке СКО относительно теоретического параболоида и на 0,0014 мм при оценке относительно вписанного параболоида. Границы диапазона параметра R определялись ближайшими друг к другу точками пересечения линией верхней

границы интервала СКО с ветвями зависимостей, расположенных по разные стороны от минимумов (рис. 7 и 8).

Для случая расчета СКО относительно теоретического параболоида был получен диапазон значений параметра R (рис. 6) $\sim 1,63 \text{ м} \dots 1,80 \text{ м}$ (рис. 7). В этом диапазоне располагаются минимумы СКО для всех вариантов ориентации вантовой системы. Можно считать, что в указанном диапазоне любой из вариантов ориентации обеспечивает минимальное снижение точности поверхности при ее оценке относительно теоретического параболоида.

Для случая расчета СКО относительно вписанного параболоида диапазон значений параметра R составил \sim

1,70 м ... 1,87 м (рис. 8). В этом случае диапазон также охватывает минимумы СКО для всех вариантов.

Чтобы удовлетворить обоим подходам в расчете СКО, найдем пересечение полученных диапазонов параметра R : 1,70 м ... 1,80 м. Диапазон-пересечение был расширен вправо до 1,83 м для включения в него точки минимума зависимости СКО относительно вписанного параболоида для третьего варианта ориентации вантовой системы (рис. 6, б).

Таким образом, при размещении вантовой системы любой из трех рассмотренных вариантов ориентации (рис. 6, б) в диапазоне параметра $R \sim 1,70...1,83$ м, обеспечивается минимальное снижение точности поверхности за счет деформирования профилированных спиц от натяжения сетеполотна. По полученным результатам нельзя сделать вывод о преимуществе какого-либо из вариантов ориентации плоскости вантовой системы в рассматриваемом диапазоне значений параметра R .

Минимизация ошибки поверхности от действия силы тяжести. Рассматривалось положение рефлектора, в котором производится настройка профиля в процессе изготовления: раскрывом вверх.

На рис. 9 представлены зависимости вертикального перемещения середины вантовой системы сектора от параметра R (рис. 6, а) для трех рассматриваемых вариантов ориентации (рис. 6, б). По рис. 9 видно, что третий вариант ориентации вантовой системы обеспечивает минимальные перемещения во всем рассматриваемом диапазоне R .

На рис. 10 приведены зависимости СКО расчетной поверхности в поле сил тяжести относительно теоретического параболоида от параметра R для трех вариантов ориентации вантовой системы (рис. 6, б). На рис. 11 – зависимости СКО относительно параболоида, вписанного в расчетную поверхность в невесомости. Зависимости их для расчета абсолютного изменения СКО при переходе поверхности из невесомости в поле сил тяжести. При этом в качестве базовой была принята форма поверхности в невесомости.

На рис. 12 и 13 приведены зависимости от параметра R абсолютной разницы СКО поверхности в невесомости и в условиях гравитации соответственно от теоретического параболоида и от параболоида, вписанного в поверхность в невесомости.

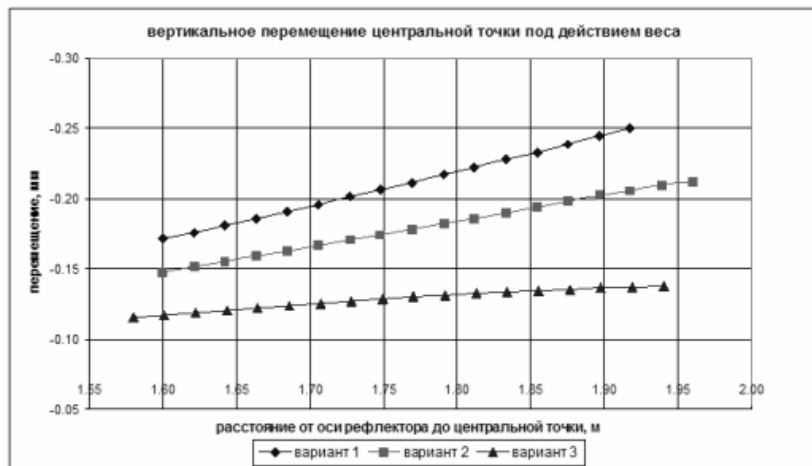


Рис. 9. Прогиб вантовой системы под действием силы тяжести

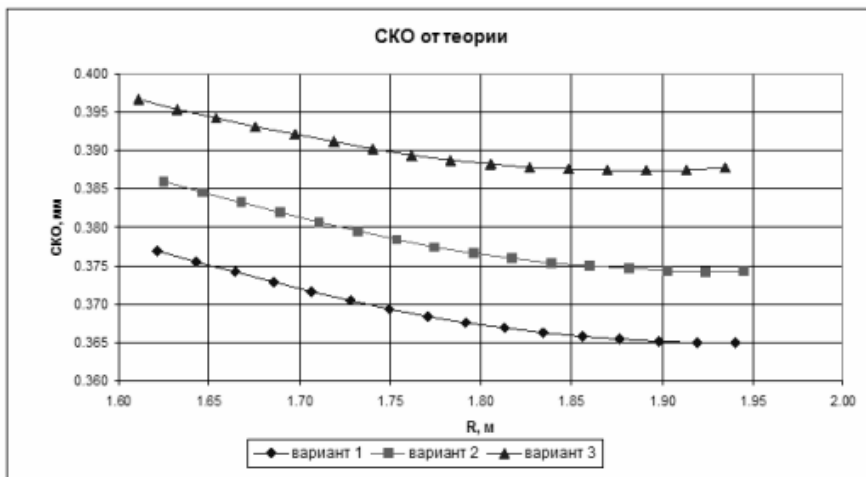


Рис. 10. СКО поверхности в условиях гравитации от теоретического параболоида

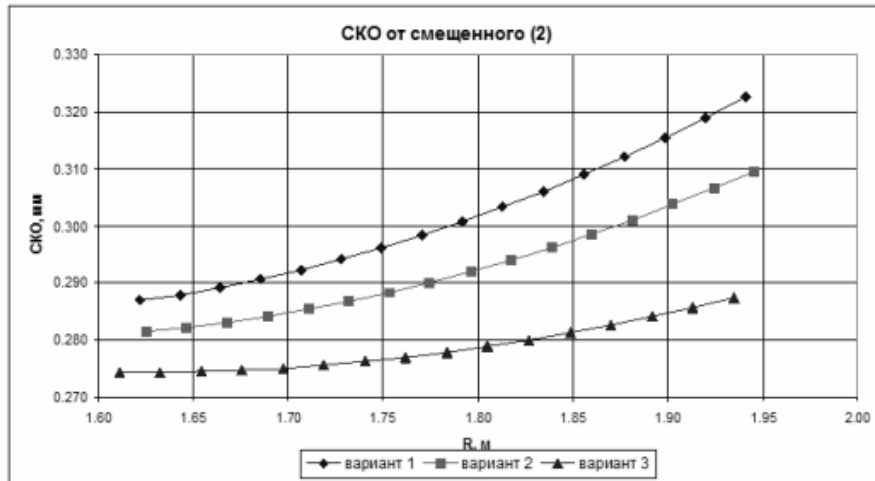


Рис. 11. СКО поверхности в условиях гравитации от параболоида, вписанного в поверхность в невесомости



Рис. 12. Абсолютная разница СКО от теоретического параболоида

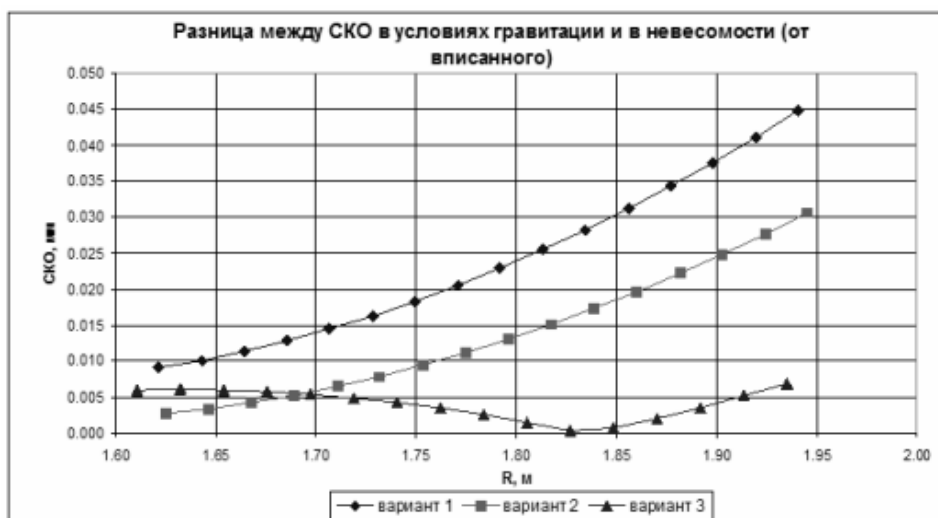


Рис. 13. Абсолютная разница СКО от вписанного параболоида

По зависимостям на рис. 12 и 13 можно видеть, что в диапазоне параметра R , обеспечивающем минимальное снижение точности за счет деформации профилированных спиц внутренними усилиями (1,70–1,83 м), минимальное абсолютное изменение СКО дает третий вариант ориентации вантовой системы (рис. 6, б).

На основании анализа полученных зависимостей был выбран третий вариант ориентации вантовой системы. С учетом выбранного варианта ориентации диапазон параметра R был скорректирован таким образом, чтобы в его середине находился минимум СКО поверхности относительно вписанного параболоида для третьего варианта (рис. 8): 1,75–1,85 м.

На основании анализа источников искажения поверхности сетчатого рефлектора было предложено при параметрическом синтезе формирующей структуры в качестве целевой функции использовать точность поверхности.

Поскольку для типа разбивки поверхности рассматриваемого рефлектора не существует упрощенных математических моделей точности, была применена модель на основе расчета формы поверхности методом конечных элементов. Параметризация модели формы поверхности была выполнена при помощи языка параметрического моделирования APDL, входящего в состав программного обеспечения для конечно-элементного анализа ANSYS.

Параметрический синтез формирующей структуры был проведен в два этапа. На первом этапе было определено минимальное количество абсолютно жестких профилированных спиц, позволяющее обеспечить заданную точность, а также определены наиболее рациональные параметры, описывающие их положение и ориентацию. На втором этапе были найдены наиболее рациональные положение и ориентация вантовой системы в каждом из секторов рефлектора. При этом были рассмотрены два аспекта влияния параметров установки вантовой системы на точность: деформирование профилированных спиц от натяжения сетеполотна и деформация формирующей структуры под действием силы тяжести.

Аналогичный подход к определению проектных параметров конструкции формирующей структуры может применяться при разработке других типов космических сетчатых рефлекторов. Параметризованные конечно-элементные модели, создаваемые в процессе проектирования, могут быть использованы также для разработки требований по жесткости входящих элементов конструкции формирующей структуры.

Библиографические ссылки

1. Tibert, G. Deployable tensegrity structures for space applications: Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf
2. Pontoppidan, K. Electrical consequences of mechanical antenna characteristics // ESA Workshop on Mechanical Technology for Antennas / ESA/ESTEC. Noordwijk, Netherlands, 1984. p. 41–47.
3. Ruze, A. G. Antenna tolerance theory – a review // Proceedings of the IEEE. 1966. Vol. 54 (4). p. 633–640.
4. Гряник М. В., Ломан В. И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. М. : Радио и связь, 1987. 72 с.
5. Шендалёв Д. О. Проектирование формообразующей структуры раскрываемой антенны // Решетневские чтения: материалы XIII Междунар. науч. конф. (10–12 нояб. 2009, г. Красноярск): в 2 ч. ; под общ. ред. Ю. Ю. Логинова / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2009. Ч. 1. с. 96–97.
6. Hedgepeth, J.M. Accuracy Potentials for Large Space Antenna Reflectors with Passive Structure // AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. Vol. 19, No. 3. p. 211–217.
7. ANSYS Help System [Electronic resource] / ANSYS, Inc. 2009. Release 12.1.

References

1. Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications [Availableat]: Doctoral thesis. Stockholm: Royal Institute of Technology, 2002. URL: http://www.mech.kth.se/thesis/2002/phd/phd_2002_gunnar_tibert.pdf
2. Pontoppidan K. Electrical consequences of mechanical antenna characteristics. ESA Workshop on Mechanical Technology for Antennas. ESA/ESTEC. Noordwijk, Netherlands, 1984, p. 41–47.
3. Ruze A. G. Antenna tolerance theory – a review. Proceedings of the IEEE. 1966, vol. 54 (4). p. 633–640.
4. Gryanik M. V., Loman, V. I. Unfurlable reflective antennas of umbrella type. Moscow, Radio i svyaz, 1987, 72 p.
5. Shendalev D.O. Proceedings of XIII International science conference “Reshetnev reading”. (10–12 Nov. 2009, Krasnoyarsk); edited by. Yu. Yu. Loginov. SibSAU. Krasnoyarsk, 2009, vol. 1, p. 96–97.
6. Hedgepeth J. M. Accuracy Potentials for Large Space Antenna Reflectors with Passive Structure. AIAA Journal of Spacecraft and Rockets. 1982, vol. 19, no. 3, p. 211–217.
7. ANSYS Help System [Availableat]. ANSYS, Inc. 2009. Release 12.1.

УДК 629.78.08.002.71

НЕКОТОРЫЕ АСПЕКТЫ КОНСТРУКТИВНОГО ИСПОЛНЕНИЯ, ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ, ИСПЫТАНИЙ И ЭКСПЛУАТАЦИИ АМОРТИЗАЦИОННЫХ ПЛАТФОРМ ДЛЯ ЗАКРЕПЛЕНИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ТРАНСПОРТНОМ КОНТЕЙНЕРЕ

Н. А. Тестоедов², С. Н. Лозовенко¹, Е. Н. Головёнкин², А. И. Антипов¹, А. В. Цайтлер²

¹ ОАО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева»
Россия, 662972, Железнодорожск Красноярского края, ул. Ленина, 52

² Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнева
Россия, 660014, Красноярск, просп. им. газ. «Красноярский рабочий», 31
E-mail: loco@iss-reshetnev.ru

Рассмотрены варианты конструктивного исполнения, особенности, технологии изготовления, отработки и эксплуатации амортизационных платформ, разработанных в ОАО «ИСС». Предметом работы является проблема доставки автоматических космических аппаратов без снижения требуемых показателей надежности. Одним из путей решения поставленной задачи является снижение негативного воздействия механических нагрузок на автоматические космические аппараты путем использования амортизационных платформ для их закрепления в транспортном контейнере. Представлены результаты исследований в области построения системы амортизации на основе тросовых виброизоляционных элементов. Описана технология изготовления и отработки тросовых амортизаторов с требуемыми виброзащитными характеристиками. Описаны результаты практического применения полученных результатов. Результаты могут быть применимы в ракетно-космической отрасли и в иных областях, в которых используются средства вибрационной защиты.

Ключевые слова: тросовый амортизатор, амортизационная платформа, транспортный контейнер, космический аппарат.

SOME ASPECTS OF ALTERNATE DESIGN, PRODUCTION TECHNOLOGY, TESTS AND OPERATION OF AMORTIZATION PLATFORM FOR FIXATION OF AUTOMATIC SPACECRAFT IN TRANSPORT CONTAINER

N. A. Testoedov², S. N. Lozovenko¹, E. N. Golovenkin², A. I. Antipiev¹, A. V. Tsaytler²

¹ JSC "Academician M. F. Reshetnev "Information Satellite Systems"
52 Lenin str., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russia

² Siberian State Aerospace University named after academician M. F. Reshetnev
31 "Krasnoyarskiy Rabochiy" prosp., Krasnoyarsk, 660014, Russia. E-mail: loco@iss-reshetnev.ru

The variants of alternate design, features, manufacturing technique, trying out and operation of cowcatchers, manufactured by JSC "ISS", are reviewed. The subject of this work is a problem of shipment of the automatic spacecraft without reducing the required reliability. One of the solutions is to reduce the negative impact of the mechanical stress on the automatic spacecraft using the amortization platform for their fixing in the transport container. Results of researches in the field of vibration isolation system design based on the flexible vibration-isolating elements are presented. The production technology and testing of the rope shock absorbers with the required vibration isolation characteristics are described. Results of practical application of the received results are reviewed. The results can be applied in the space-rocket field and other fields, where vibration protection means are used.

Keywords: rope shock absorber, amortization platform, transport container, spacecraft.

В виду высоких требований к обеспечению безопасности автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки при транспортировании, эффективным способом их защиты от воздействия динамических нагрузок (вибрации, ударных нагрузок, акустических колебаний) является применение амортизационных платформ для закрепления автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки в транспортном контейнере.

Система амортизации должна обеспечивать защиту автоматических космических аппаратов и их полезной нагрузки от воздействия динамических нагрузок по трем взаимно перпендикулярным направлениям [1]:

- а) в направлении перпендикулярном горизонтальной поверхности контейнера;
- б) в направлении поперечном направлению движения транспортного средства;