

Основные подходы к формированию программы термовакuumных испытаний прецизионных рефлекторов зеркальных космических антенн

08, август 2013

DOI: 10.7463/0813.0612062

Резник С. В., Денисов О. В., Чуднов И. В.

УДК 629.7.018.3:536.24

Россия, МГТУ им. Н.Э. Баумана

sergeyreznik@mail.ru

denisov.sm13@mail.ru

ich@emtc.ru

1. Введение

Рефлекторы зеркальных космических антенн (ЗКА) для перспективных спутников связи должны иметь малую погонную массу (менее $2,5 \text{ кг/м}^2$ для рефлекторов со сплошной жесткой поверхностью) и сохранять высокую точность формы и размеров при длительной (более 15 лет) эксплуатации в космосе, работая в диапазоне частот с верхней границей около 60 ГГц [1]. О сложности конструирования рефлекторов ЗКА можно судить по тому, что, например, среднеквадратичные отклонения профиля поверхности рефлектора с рабочей частотой 30 ГГц в соответствии с известным правилом $\Lambda/16$ [2, 3], где Λ – длина волны излучения, не должны превышать 0,6 мм.

Форма и размеры оболочки рефлектора ЗКА могут меняться в условиях периодических теплосмен, вызванных нагревом до $+150^\circ\text{C}$ на освещенном участке орбиты и охлаждением до минус 150°C и более низких температур при заходах спутника в тень Земли [4]. Стабильность формы и размеров рефлектора при прочих равных условиях (параметры орбиты, заданный диапазон частот, размеры рефлектора и его масса) зависят от принятых конструктивно-технологических решений. В настоящее время стабильность формы конструкции принято обеспечивать с использованием

материалов, имеющих высокую жесткость и малые значения коэффициента линейного термического расширения, в первую очередь, углепластиков. Высокая стоимость конструкции ЗКА и сложность всестороннего учета параметров, влияющих на стабильность формы рефлектора, делает актуальной разработку методик термовакуумных испытаний, позволяющих проверить проектные решения с необходимой точностью с минимальными затратами времени и стоимости.

Краткое содержание работы. Статья состоит из трех частей. В первой приведен краткий обзор состояния вопроса. Во второй части описаны особенности объекта исследований – натурной конструкции прецизионного антенного рефлектора ЗКА из углепластика. Третья часть посвящена изложению новой методики и техники испытаний этой конструкции в термовакуумной камере.

Обзор состояния вопроса. Теория и техника наземных тепловых и теплопрочностных испытаний объектов космической техники достаточно хорошо развиты [5-8], однако информация о тепловых испытаниях рефлекторов ЗКА весьма скудная.

В [9, 10] освещены подходы к проведению термовакуумных испытаний секционных элементов – лепестков рефлектора радиотелескопа «Астрон» («Спектр-Р»), проведенных в ESTEC, г. Нордвейк, Нидерланды. Лепесток представлял собой трехслойную композитную панель (несущие слои – углепластик, наполнитель – алюминиевые соты), закрепленную на каркасе длиной 3,5 м. Экспериментально оценивались температурные деформации лепестков рефлектора. Источником нагрева служили галогенные лампы накаливания, температура в заданных точках лепестков образцов контролировалась с помощью термопар.

В [11, 12] сообщалось о тепловых испытаниях в вакуумной камере Лаборатории реактивного движения (JPL), США крупногабаритной модели разворачиваемого рефлектора мембранно-вантовой схемы ЗКА фирмы «AstroMesh» диаметром 5 м. Вакуумная камера была оборудована фотометрической системой. Для измерения температуры стержневых элементов силового каркаса рефлектора применялись термопары. Рефлектор нагревался с помощью источника излучения, имеющего спектральный состав, близкий к солнечному. Имитировались орбитальные условия, в том числе и случай, когда рефлектор затеняется корпусом спутника. Не ясно проводились ли измерения температуры самого рефлектора из позолоченного

молибденового трикотажного сетеполотна, и контролировались ли его температурные деформации.

В [13-18] представлены результаты тепловых испытаний углепластиковых стержней и металлических сетеполотен, используемых в конструкциях рефлекторов ЗКА. Были получены новые результаты по определению теплофизических и оптических характеристик материалов рефлекторов, разработаны методики тепловых испытаний.

Таким образом, известные методики разработаны лишь для тепловых испытаниям элементов рефлекторов в виде жестких композитных панелей, металлических сетеполотен или композитных стержней. Недостаточно информации о методах и средствах измерения температур и температурных деформаций в условиях, имитирующих эксплуатационные.

Место настоящей работы – восполнить недостаток в методическом и техническом обеспечении наземных тепловых испытаний натурных конструкций рефлекторов ЗКА.

Цель работы заключается в обосновании методики наземных термовакуумных испытаний, позволяющей проверить правильность выбора конструктивно-технологических решений с помощью измерений величины искажений заданного профиля натурной конструкции рефлектора ЗКА в условиях, воспроизводящих условия работы в космосе.

Для достижения цели были сформулированы следующие **задачи**:

1. Определить требования к составу испытательного оборудования для испытания натурной конструкции прецизионного антенного рефлектора с воспроизведением условий его работы в космосе.

2. Провести анализ результатов математического моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния конструкции рефлектора для условий полета по геостационарной орбите и выбрать места установки датчиков температуры.

3. Рассмотреть возможные схемы бесконтактного измерения искажений заданного профиля натурной конструкции рефлектора ЗКА в термовакуумной камере..

Научная новизна предложенных подходов состоит в возможности бесконтактных измерений искажения заданного (исходного) профиля рефлектора ЗКА непосредственно в термовакуумной камере.

Программа тепловых испытаний должна иметь теоретическое обоснование и опираться на использование существующих термовакуумных камер, высокоточных бесконтактных средств измерения температурных деформаций и автоматизированных средств обработки экспериментальных данных.

2. Объект испытаний

Экспериментальный образец представляет собой прецизионный рефлектор ЗКА, изготовленный из полимерного композиционного материала (КМ) на основе высокомодульных углеродных волокон (рисунок 1). Тыльная поверхность тонкостенной оболочки рефлектора подкреплена тонкими ребрами по изогридной конструктивной схеме. Из результатов математического моделирования температурного и напряженно-деформированного состояния оболочки рефлектора, полученных с помощью современных программ конечно-элементного анализа Patran, Sinda и SindaRad фирмы MSC.Software и SiemensFemap NX Nastran, следует, что такая схема подкрепления обладает более высокими жесткостными и частотными характеристиками по сравнению со схемой подкрепленной конструкции с радиальными или радиально-кольцевыми ребрами и трехслойной конструкцией и поэтому предпочтительна для создания прецизионного рефлектора ЗКА.

В орбитальном полете рефлектор ЗКА, находясь в глубоком вакууме будет нагреваться потоками тепловой радиации, исходящими от Солнца, отраженными от Земли и собственным излучением Земли. Основным источником внешнего теплового воздействия на рефлектор ЗКА является тепловой поток прямого солнечного излучения, средняя величина которого составляет 1368 Вт/м² [19]. Этот поток должен быть воспроизведен с помощью имитатора солнечного излучения, имеющего спектральный состав, близкий к солнечному.

Двигаясь по геостационарной орбите спутник дважды в течение года в периоды, близкие к весеннему и осеннему равноденствию, будет попадать в тень Земли с максимальной длительностью до 71 мин. На теневых участках орбиты рефлекторы ЗКА могут сильно остывать, это в первую очередь касается тонкостенных оболочек [15-16]. Отсюда необходимость в использовании для испытаний рефлекторов ЗКА вакуумной камеры с охлаждаемыми до криогенных температур стенками.

Наряду с прямым излучением Солнца, на рефлектор падает поток отраженного от Земли солнечного излучения и поток собственного излучения Земли. Однако, для геостационарных спутников связи тепловые потоки от Земли незначительны по величине (около 5 Вт/м^2 [19] и не превышают фона вакуумной камеры) и в процессе испытаний могут не воспроизводиться.

В рабочем объеме вакуумной камеры обычно создается давление окружающей среды не более $1,33 \cdot 10^{-3} \text{ Па}$ (10-5мм.рт.ст.), при котором можно пренебречь тепловыми потоками за счет конвекции и молекулярной теплопроводности среды, составляющими для данных условий менее 1 % от радиационного теплового потока.

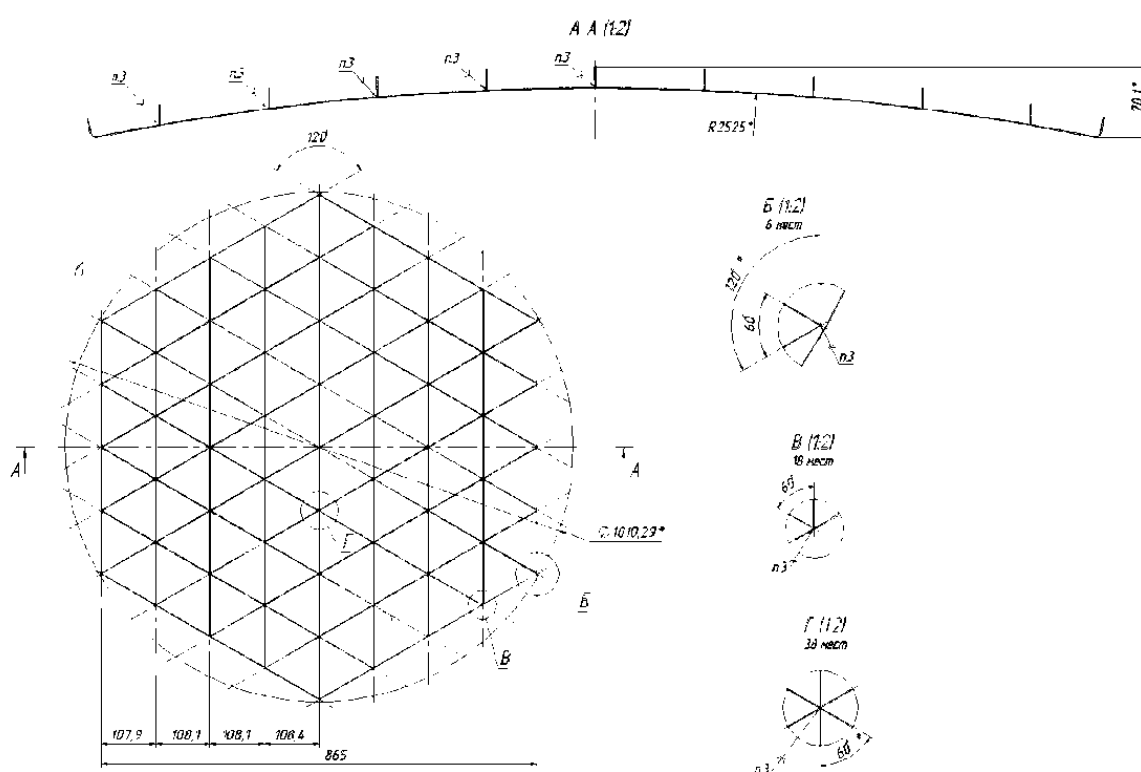


Рисунок 1. – Схема экспериментального образца прецизионного рефлектора ЗКА

Для имитации космического пространства и полного поглощения в стенках вакуумной камеры теплового излучения объекта испытаний необходимо применять охлаждаемые жидким азотом экраны при оптических характеристиках поверхностей рефлектора A_s и ϵ не менее 0,5.

3. Теоретическое обоснование методики термовакuumных испытаний

В проектных расчетах моделировалось проведение тепловых испытаний рефлектора ЗКА в вакуумной камере. Считалось, что предварительно захлажденный до температуры 77 К рефлектор подвергается воздействию имитатора солнечного излучения, который создает падающий поток излучения плотностью 1368 Вт/м². Стенки вакуумной камеры в процессе испытаний имеют температуру 77 К и их степень черноты близка к 1. Продолжительность испытаний 3600 с. Принималось, что рефлектор ЗКА представляет собой пологую тонкостенную оболочку сферического профиля с диаметром основания 1000 мм и строительной высотой 50 мм. Для повышения жесткости оболочки рефлектора на ее тыльной стороне установлено изогридное ребрение. Оболочка рефлектора и ребрение изготавливаются из КМ на основе высокомоульных углеродных волокон.

Весовой анализ показал, что требования, наложенные техническим заданием на погонную массу антенны, могут быть выполнены при ограничении толщин оболочки рефлектора и ребрения значениями 1 – 1,5 мм. Такое соотношение толщины и диаметра оболочки позволило ограничиться рассмотрением рефлектора как термически тонкой оболочки (перепад температуры по толщине оболочки и ребер отсутствует), что существенно уменьшило затраты вычислительных ресурсов на математическое моделирование без снижения точности.

Для расчетов были приняты следующие исходные данные: коэффициент теплопроводности – 5 Вт/(м·К), удельная теплоемкость – 1000 Дж/(кг·К), плотность – 1550 кг/м³, степень черноты – 0,5 и механических свойств: КЛТР $5 \cdot 10^{-6}$ 1/К, модуль упругости 125 ГПа.

При оценке деформаций определялись как суммарные перемещения узлов конструкции, так и радиальные перемещения узлов в сферической системе координат (СК), центр которой совпадал с центром сферической поверхности, образующей рефлектор. Результаты расчета температурных деформаций в случае «захвата Солнца» и в различных точках траектории геостационарной орбиты приведены в таблицах 1, 2 и на рисунках 2-5.

Таблица 1 – Результаты расчета температурных деформаций рефлектора (положение «захват Солнца»)

$\tau, \text{с}$	Макс. перемещения, мм	
	$u_{\max}$	$u_{\text{сф}}$
500	0,32	0,11
3600	0,08	0,04

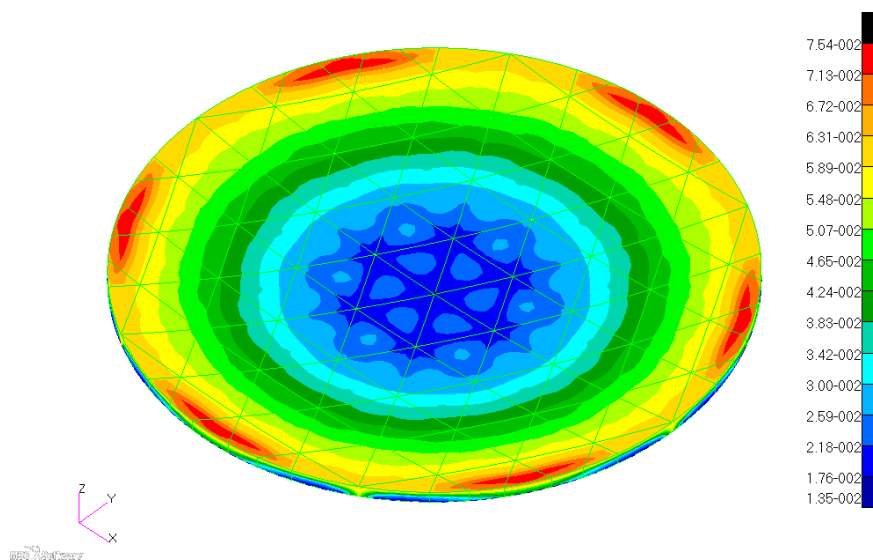


Рисунок 2. – Суммарные перемещения отражающей поверхности рефлектора (положение «захват Солнца», $\tau=3600 \text{ с}$)

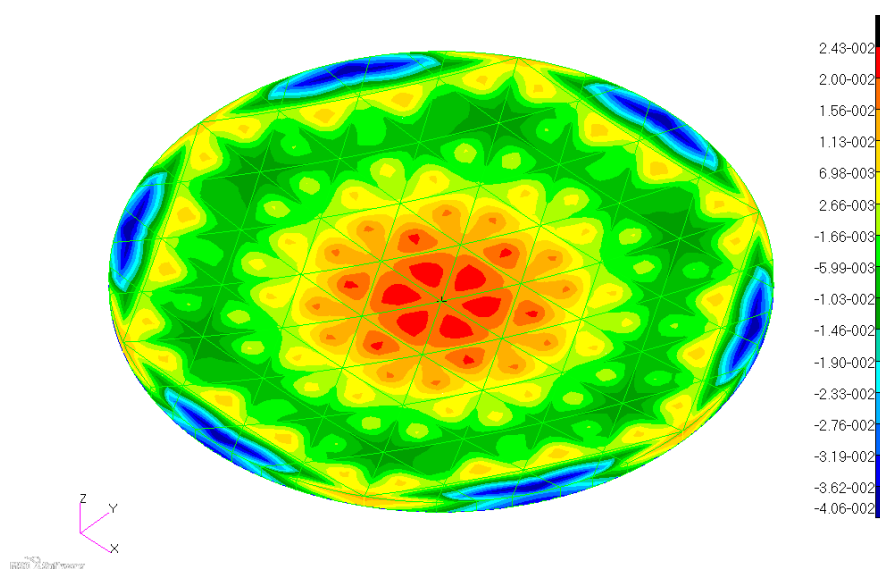


Рисунок 3. – Радиальные перемещения отражающей поверхности рефлектора в сферической СК (положение «захват Солнца», $\tau=3600 \text{ с}$)

Таблица 2 – Результаты расчета температурных деформаций рефлектора
на геостационарной орбите

τ , с	Макс. перемещения, мм	
	$u_{\max}$	$u_{\text{сф}}$
35900	0,24	0,23
75390	0,37	0,36

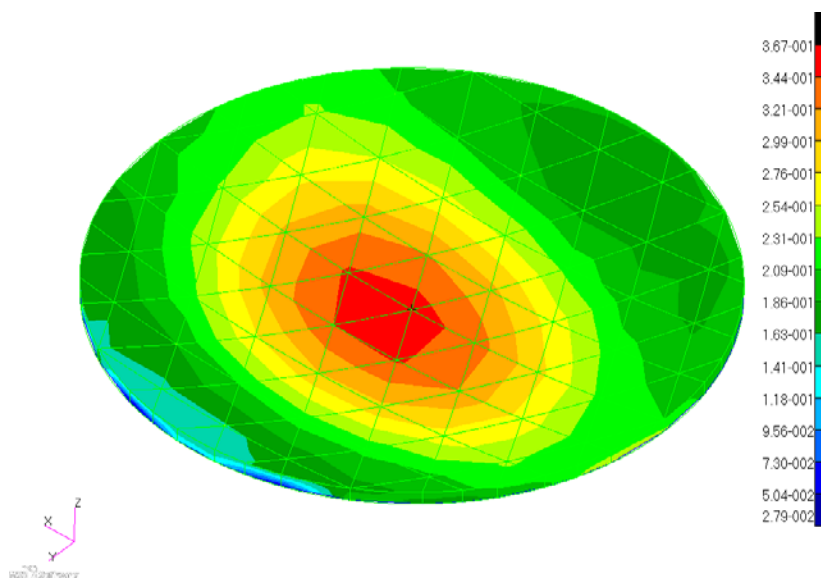


Рисунок 4.— Суммарные перемещения отражающей поверхности рефлектора
(геостационарная орбита, $\tau = 75390$ с)

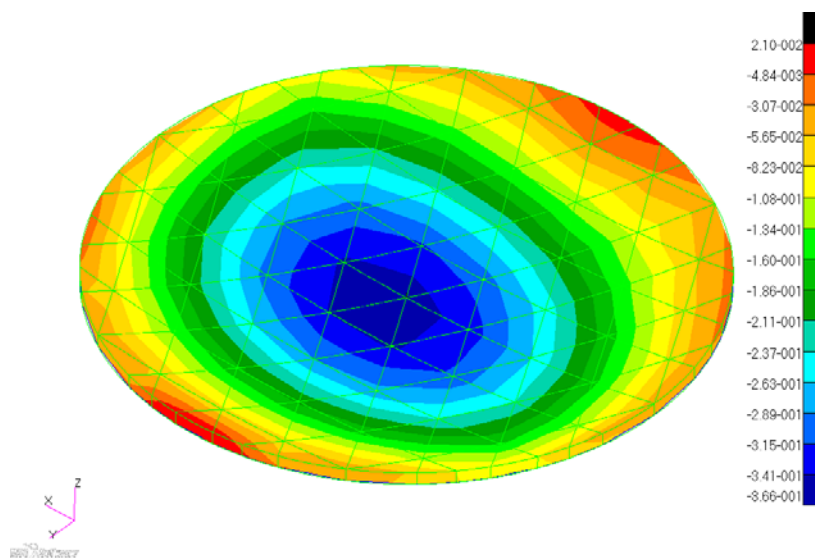


Рисунок 5. – Радиальные перемещения отражающей поверхности рефлектора
в сферической СК (геостационарная орбита, $\tau = 75390$ с)

4. Методы и средства измерения температурных деформаций

Очевидно, что результаты теоретических расчетов требуют экспериментальной проверки на высокоточном измерительном оборудовании. Для проверки точности соответствия реального профиля, а также оценки температурных деформаций профиля рабочей поверхности прецизионного рефлектора в диапазоне температур от минус 160°C до + 140°C можно использовать бесконтактную мобильную измерительную систему METRIS на базе лазерного радара MV260 и программного обеспечения NRK SpatialAnalyzer (рисунок6).



Рисунок 6. – Измерительная система METRIS на базе лазерного радара серии MV200

Лазерный радар позволяет определять горизонтальные (H_z) и вертикальные (V) углы с погрешностью не хуже 6,8 мкм/м. Линейный размер (D) определяется из соотношения: $D = 10 \text{ мкм} + 2,5 \text{ мкм/м} \times k \times R \text{ (м)}$, где R – расстояние до объекта измерения. Причем $R \geq 1 \text{ м}$. Зависимость погрешности измерений от расстояния R до испытуемого объекта приведена в таблице 3. Принцип работы лазерного радара поясняется на рисунке 7. Ввиду того, что лазерный луч проходит через стекло вакуумной камеры, необходимо вводить поправку на результаты измерений [20, 21].

Таблица 3 – Зависимость погрешности измерений от расстояния до испытуемого объекта

Расстояние, м	3D погрешность, мкм
1	15
2	25
5	59
10	100

Для настройки лазерного радара могут быть использованы керамические стержни, обладающие высокой термостабильностью в исследуемом диапазоне температур. В процессе измерений необходимо по возможности уменьшить вибрации вакуумной установки, вызванной работой вспомогательного оборудования.

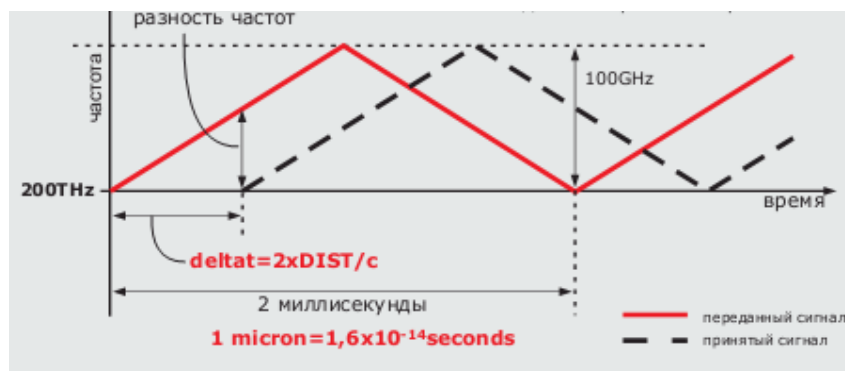


Рисунок 7. – К принципу работы лазерного радара

5. Программа и режимы испытаний

В процессе испытаний необходимо провести измерения температурных деформаций рефлектора, профиля температуры и тепловых потоков на его освещенной поверхности. Профиль температуры может быть измерен термометрами сопротивления ТП-018 или с помощью термопар, а плотность падающего теплового потока – датчиками ФОА-020. Измерения тепловых потоков в процессе испытаний должны быть проведены с целью воспроизведения плотности теплового потока солнечного излучения в околоземном космическом пространстве. Датчики тепловых потоков необходимо устанавливать на наружные поверхности объекта испытаний после его размещения в рабочем объеме вакуумной камеры.

Измерение, регистрацию, обработку и отображение температур и тепловых потоков должны обеспечивать средства автоматизированного рабочего места. Испытания могут быть прекращены при достижении установившихся или квазиставившихся температур на экспериментальном образце.

Прогнозируемая продолжительность испытаний, например, в вакуумной камере КТВУ-40Г (ОАО «НПО «Молния») примерно от 4 до 5 суток без учета подготовительных этапов вывода на режим (вакуумирование рабочего объема камеры и

захолаживание криогенных экранов) и заключительных этапов (нагрев криогенных экранов и напуск воздуха в рабочий объем камеры).

Подготовка и проведение испытаний экспериментального образца прецизионного рефлектора ЗКА проводится в следующей последовательности:

- извлечь образец из транспортного контейнера;
- установить датчики ТП-018 на поверхность образца;
- подключить датчики ТП-018 к блоку измерения и регистрации;
- закрепить образец в камере КТВУ-40Г;
- установить на наружные поверхности образца датчики тепловых потоков для измерения фона камеры КТВУ-40Г и теплового потока от имитатора Солнца;
- провести наладку лазерного радара серии MV200 на воздухе.
- проверить электрические схемы подключения нагревателей, датчиков и оборудования камеры КТВУ-40Г;
- загерметизировать камеру и начать ее вакуумирование до уровня давления в рабочем объеме камеры не более $1,33 \cdot 10^{-3}$ Па (10^{-5} мм рт. ст.);
- измерить профиль поверхности рефлектора при нормальной температуре и давлении в камере КТВУ-40Г не более $1,33 \cdot 10^{-3}$ Па (10^{-5} мм рт. ст.).
- начать запись и компьютерную обработку показаний всех датчиков с использованием измерительно-вычислительных систем;
- начать охлаждение азотных экранов и обеспечить выход камеры КТВУ-40Г на режим с температурой экранов не более 100 К (минус 173°C);
- измерить профиль поверхности рефлектора при температуре не более 113 К (минус 160°C) и давлении в камере КТВУ-40Г не более $1,33 \cdot 10^{-3}$ Па (10^{-5} мм рт. ст.);
- включить имитатор солнечного излучения (ИСИ) и нагреть освещенную поверхность рефлектора до 413 К (плюс 140°C);
- измерить профиль поверхности рефлектора с помощью лазерного радара;
- провести нагревание камеры КТВУ-40Г до температуры окружающей среды;
- разгерметизировать и открыть вакуумную камеру;
- провести электрическую расстыковку кабельной сети образца и наземной кабельной сети;
- извлечь опытный образец из установки и провести его внешний осмотр;

– установить образец в транспортный контейнер для последующего возврата заказчику.

Основные виды работы с экспериментальным образцом прецизионного антенного рефлектора (монтаж и извлечение из камеры КТВУ-40Г и др.) должны фотографироваться для включения в итоговый отчет. Фотографирование должно проводиться на следующих этапах:

- до монтажа образца в камеру КТВУ-40Г;
- после монтажа образца в камеру КТВУ-40Г;
- после открытия камеры КТВУ-40Г.

6. Обработка, анализ и оценка результатов испытаний

При испытаниях средства управления и средства измерения должны обеспечить измерение, регистрацию, обработку и отображение параметров экспериментального образца прецизионного антенного рефлектора и вакуумной камеры. В процессе испытаний необходимо проводить:

- измерение, опрос и регистрацию параметров образца и камеры КТВУ-40Г;
- архивирование результатов измерений;
- отображение состояния измеряемых параметров образца и камеры КТВУ-40Г.

На видеотерминалах группы оперативного контроля должны отображаться:

- температурные параметры образца;
- температурные параметры камеры КТВУ-40Г;
- температуры датчиков тепловых потоков;
- результаты измерения профиля поверхности рефлектора лазерным радаром.
- номера режимов, время от начала режима в часах и минутах и московское время.

Опрос температурных датчиков должен производиться один раз в две или три минуты, синхронизация с московским временем не хуже 5 или 10 секунд. Вся информация, поступающая с системы измерения, подлежит первичной (оперативной) и вторичной обработке.

Основные результаты настоящей работы получены при финансовой поддержке по контракту с Минобрнауки РФ № 14.513.11.0011.

Список литературы

1. Large reflector antennas: technical and programmatic status one year after the working group conclusions / J. Prowald, C. Mangenot, K. Klooster, L. Scolamiero // Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems (Noordwijk, The Netherlands, October 18-21, 2011). 2011. 32 p.
2. Арчер Дж.С. Высококачественные параболические антенные зеркала // Ракетная техника и космонавтика. 1980. Т. 18, № 10. С. 179-187.
3. Фейджер Дж.А. Требования к жесткости больших разворачиваемых космических антенн // Ракетная техника и космонавтика. 1980. Т. 18, № 10. С. 222-229.
4. Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Denisov O.V. Features of large deployable antennas thermal state in space // Proc. 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions (Noordwijk, The Netherlands 27 – 30 May, 2008). 2008. 4 p.
5. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды / Л.В. Козлов, М.Д. Нусинов, А.И. Акишин, В.М. Залетаев, И.И. Козелкин. М.: Машиностроение, 1971. 382 с.
6. Статические испытания на прочность сверхзвуковых самолетов / А.Н. Баранов, А.Г. Белозеров, Ю.С. Ильин, В.Ф. Кутынов. М.: Машиностроение, 1974. 343 с.
7. Андрейчук О.Б., Малахов Н.Н. Тепловые испытания космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1982. 143 с.
8. Материалы и покрытия в экстремальных условиях. Взгляд в будущее. В 3 т. Т. 3. Экспериментальные исследования / Ю.В. Полежаев, С.В. Резник, А.Н. Баранов и др.; Под ред. Ю.В. Полежаева и С.В. Резника. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2002. 264 с.
9. Архипов М.Ю. Идентификация и моделирование деформированного состояния лепестка космического радиотелескопа «Радиоастрон» при проведении термовакуумных испытаний // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2001. № 3. С. 30-40.
10. Project «Radioastron» is the largest space deployable solid mirror. The history of development and the latest news about observatory / M. Arkhipov, S. Fedorchuk, N. Kardashev, I. Vinogradov// Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems. Preparing for the Future (Noordwijk, The Netherlands, 18-21 October, 2011). 2011. 4 p.

11. Stegman M.D., Fedyk M., Kuehn S. Solar thermal vacuum testing of deployable mesh reflector for model correlation // Proceed. 2010 IEEE Aerospace Conference (Big Sky, MT, U.S.A., 6 – 13 March, 2010). 2010. P. 1-15. DOI: [10.1109/AERO.2010.5446961](https://doi.org/10.1109/AERO.2010.5446961)
12. Marks G., Lillie C., Kuehn S. Application of the AstroMesh reflector to astrophysics missions (Zooming in on black holes) // Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems. Preparing for the Future (Noordwijk, The Netherlands, 18 – 21 October, 2011). 2011. 6 p.
13. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbon-polymer composites with full-scale samples of beam space structures / S.V. Reznik, P.V. Prosuntsov, V.S. Railyan, A.V. Shulyakovsky // Proc. 2nd Int. Symposium on Inverse Problems, Design and Optimization (Miami, Florida, U.S.A., April 16 – 18, 2007). 2007. P. 657- 660.
14. Резник С.В., Денисов О.В. Постановка и результаты тепловых испытаний элементов композитных стержневых космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2008. № 4. С. 81-89.
15. Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Denisova L.V. Modelling of metall meshes thermal regimes for space antennas // Proc. 32th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions (Noordwijk, The Netherlands, 5 – 8 October, 2010). 2010. 8 p.
16. Денисова Л.В., Калинин Д.Ю., Резник С.В. Теоретические и экспериментальные исследования тепловых режимов сетчатых рефлекторов космических антенн // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1(82). С. 92-105.
17. Денисова Л.В. Особенности измерения температуры при тепловых испытаниях элементов сетчатых рефлекторов космических антенн // Тепловые процессы в технике. 2011. № 12. С. 564-569.
18. Термовакuumные испытания полых композитных стержней для космических конструкций / С.В. Резник, О.В. Денисов, П.В. Просунцов, В.П. Тимошенко, А.В. Шуляковский // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. № 7. С. 8-12.
19. Резник С.В., Калинин Д.Ю. Моделирование тепловых режимов крупногабаритных космических конструкций: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2003. 52 с.
20. Hayden J., Kubalak D., Hadjimichael T., Ohlb R., Telfer R., Eegholma B. Mathematical Corrections Applied to Laser Radar Measurements Made through a Cryogenic Vacuum Chamber Window. Available at: http://www.cmsc.org/stuff/contentmgr/files/0/2bdcf766d9d5daf6e892c46153c591d3/misc/cmsc2011_wed_ij_1030_hayden_paper.pdf , accessed 01.07.2013.

21. Hadjimichael T., Kubalak D., Slotwinski A., Davila P., Eegholm B., Eichhorn W., Hayden J., Mentzell E., Ohl R., Scharfstein G., Telfer R. Laser Radar Metrology Measurements through a Chamber Window of James Webb Space Telescope Alignment Fixtures during Cryogenic Testing. Available at:
https://zonkil.gmu.edu/~khintz/courses/ece_590_sensors/aslotwinski/lidar_webb_telescope.pdf ,
accessed 01.07.2013.

Main approaches to formation of a thermal vacuum test program of precision mirror reflectors of space antennas

08, August 2013

DOI: 10.7463/0813.0612062

Reznik S.V., Denisov O.V., Chudnov I.V.

Mihailovskii K.V., Reznik S.V.

Bauman Moscow State Technical University, 105005, Moscow, Russian Federation

sergeyreznik@mail.ru

denisov.sm13@mail.ru

ich@emtc.ru

An obligatory element of mirror space antennas is a reflector which is a thin-walled shell of a parabolic or hyperbolic form. When a spacecraft enters the area of the Earth's shadow, temperature changes may cause temperature deformations; this may lead to distorting the shape and interfering with radiocommunications. For this reason, design decisions regarding mirror reflectors of space antennas must be confirmed by ground tests. A new method for the thermal vacuum test of a full-scale precision space reflector made of carbon fiber-reinforced plastic was proposed in this work. Stability of the reflector's shape within a wide range of temperatures was estimated by a contactless method; this method is based on heating of a reflector with a solar radiation simulator in a vacuum chamber with its walls cooled by liquid nitrogen.

Publications with keywords: [dimensions](#), [carbon plastic](#), [thermal-vacuum tests](#), [space antenna](#), [reflector](#), [laser radar](#)

Publications with words: [dimensions](#), [carbon plastic](#), [thermal-vacuum tests](#), [space antenna](#), [reflector](#), [laser radar](#)

References

1. Prowald J., Mangenot C., Klooster K., Scolamiero L. Large reflector antennas: technical and programmatic status one year after the working group conclusions. *Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems*. Noordwijk, The Netherlands, October 18-21, 2011. 32 p.

2. Archer Dzh.S. Vysokokachestvennyye parabolicheskie antennoye zerkala. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1980, vol. 18, no. 10, pp. 179-187. (English version: Archer J.S. High Performance Parabolic Antenna Reflectors. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, vol. 17, no. 1, pp. 20-26. DOI: 10.2514/3.57702).
3. Feydzher Dzh.A. Trebovaniya k zhestkosti bol'shikh razvertyvaemykh kosmicheskikh anten. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1980, vol. 18, no. 10, pp. 222-229. (English version: Fager J.A. Large Space Erectable Antenna Stiffness Requirements. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1980, vol. 17, no. 2, pp. 86-92. DOI: 10.2514/3.57712).
4. Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Denisov O.V. Features of large deployable antennas thermal state in space. *Proc. 30th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions*. Noordwijk, The Netherlands 27 – 30 May, 2008, 4 p.
5. Kozlov L.V., Nusinov M.D., Akishin A.I., Zaletaev V.M., Kozelkin V.V. *Modelirovanie teplovykh rezhimov kosmicheskogo apparata i okruzhayushchey ego sredy* [Modeling of the thermal regimes of the spacecraft and its environment]. Moscow, Mashinostroenie, 1971. 382 p.
6. Baranov A.N., Belozarov A.G., Il'in Yu.S., Kut'inov V.F. *Sticheskie ispytaniya na prochnost' sverkhzvukovykh samoletov* [Static strength tests of supersonic aircraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1974. 343 p.
7. Andreychuk O.B., Malakhov N.N. *Teplovye ispytaniya kosmicheskikh apparatov* [Thermal tests of spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1982. 143 p.
8. Polezhaev Yu.V., Reznik S.V., Baranov A.N., et al. *Materialy i pokrytiya v ekstremal'nykh usloviyakh. Vzgl'yad v budushchee. V 3 t. T. 3. Eksperimental'nye issledovaniya* [Materials and coatings under extreme conditions. Outlook. In 3 vols. Vol. 3. Experimental studies]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2002. 264 p.
9. Arkhipov M.Yu. Identifikatsiya i modelirovanie deformirovannogo sostoyaniya lepestka kosmicheskogo radioteleskopa «Radioastron» pri provedenii termovakuumnykh ispytaniy [Identification and modeling of deformed state of petal of space radio telescope "Radioastron" during thermal vacuum testing]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2001, no. 3, pp. 30-40.
10. Arkhipov M., Fedorchuk S., Kardashev N., Vinogradov I. Project «Radioastron» is the largest space deployable solid mirror. The history of development and the latest news about observatory. *Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems. Preparing for the Future*. Noordwijk, The Netherlands, 18-21 October, 2011, 4 p.
11. Stegman M.D., Fedyk M., Kuehn S. Solar thermal vacuum testing of deployable mesh reflector for model correlation. *Proceed. 2010 IEEE Aerospace Conference* (Big Sky, MT, U.S.A., 6 – 13 March, 2010), 2010, pp. 1-15. DOI: [10.1109/AERO.2010.5446961](https://doi.org/10.1109/AERO.2010.5446961)
12. Marks G., Lillie C., Kuehn S. Application of the AstroMesh reflector to astrophysics missions (Zooming in on black holes). *Proceed. 33rd ESA Antenna Workshop on Challenges for Space Antenna Systems. Preparing for the Future*. Noordwijk, The Netherlands, 18 – 21 October, 2011, 6 p.

13. Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Railyan V.S., Shulyakovsky A.V. Method and results of investigations of thermophysical properties of carbon-polymer composites with full-scale samples of beam space structures. *Proc. 2nd Int. Symposium on Inverse Problems, Design and Optimization*. Miami, Florida, U.S.A., April 16 – 18, 2007, pp. 657- 660.
14. Reznik S.V., Denisov O.V. Postanovka i rezul'taty teplovykh ispytaniy elementov kompozitnykh sterzhnevykh kosmicheskikh konstruktсий [Arrangement and results of thermal tests of members of composite rod space constructions]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2008, no. 4, pp. 81-89.
15. Reznik S.V., Kalinin D.Yu., Denisova L.V. Modelling of metall meshes thermal regimes for space antennas. *Proc. 32th ESA Antenna Workshop on Antennas for Earth Observation, Science, Telecommunication and Navigation Space Missions*. Noordwijk, The Netherlands, 5 – 8 October, 2010, 8 p.
16. Denisova L.V., Kalinin D.Yu., Reznik S.V. Teoreticheskie i eksperimental'nye issledovaniya teplovykh rezhimov setchatykh reflektorov kosmicheskikh antenn [Theoretical and experimental studies of heat-transfer modes of space antenna mesh reflectors]. *Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. Ser. Mashinostroenie* [Herald of the Bauman MSTU. Ser. Mechanical Engineering], 2011, no. 1(82), pp. 92-105.
17. Denisova L.V. Osobennosti izmereniya temperatury pri teplovykh ispytaniyakh elementov setchatykh reflektorov kosmicheskikh antenn [Specific features of temperature measurement for space antenna's mesh reflectors thermal testing]. *Teplovye protsessy v tekhnike* [Thermal Processes in Engineering], 2011, no. 12, pp. 564-569.
18. Reznik S.V., Denisov O.V., Prosuntsov P.V., Timoshenko V.P., Shulyakovskiy A.V. Termovakuumnye ispytaniya polykh kompozitnykh sterzhney dlya kosmicheskikh konstruktсий [Thermal vacuum tests of hollow composite rods for space constructions]. *Vse materialy. Entsiklopedicheskiy spravochnik* [All the Materials. Encyclopaedic Reference Book], 2012, no. 7, pp. 8-12.
19. Reznik S.V., Kalinin D.Yu. *Modelirovanie teplovykh rezhimov krupnogabaritnykh kosmicheskikh konstruktсий* [Modeling of thermal regimes of large space constructions]. Moscow, Bauman MSTU Publ., 2003. 52 p.
20. Hayden J., Kubalak D., Hadjimichael T., Ohlb R., Telfer R., Eegholma B. *Mathematical Corrections Applied to Laser Radar Measurements Made through a Cryogenic Vacuum Chamber Window*. Available at: http://www.cmssc.org/stuff/contentmgr/files/0/2bdcf766d9d5daf6e892c46153c591d3/misc/cmssc2011_wed_ij_1030_hayden_paper.pdf , accessed 01.07.2013.
21. Hadjimichael T., Kubalak D., Slotwinski A., Davila P., Eegholm B., Eichhorn W., Hayden J., Mentzell E., Ohl R., Scharfstein G., Telfer R. *Laser Radar Metrology Measurements through a Chamber Window of James Webb Space Telescope Alignment Fixtures during Cryogenic Testing*. Available at: https://zonkil.gmu.edu/~khintz/courses/ece_590_sensors/aslotwinski/lidar_webb_telescope.pdf , accessed 01.07.2013.