

УДК 629.783

Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-335-347

Для цитирования: Иванов А. В. Реализация технологии «цифрового двойника» при термодесторсионных испытаниях прецизионного углепластикового рефлектора антенной системы космического аппарата // Сибирский аэрокосмический журнал. 2023. Т. 24, № 2. С. 335–347. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-335-347.

For citation: Ivanov A. V. [Implementation of “digital twin” technology within the thermo-elastic distortion testing of a precision carbon fiber reflector for the spacecraft antenna subsystem]. *Siberian Aerospace Journal*. 2023, Vol. 24, No. 2, P. 335–347. Doi: 10.31772/2712-8970-2023-24-2-335-347.

Реализация технологии «цифрового двойника» при термодесторсионных испытаниях прецизионного углепластикового рефлектора антенной системы космического аппарата

А. В. Иванов

Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева
Российская Федерация, 662972, г. Железногорск Красноярского края, ул. Ленина, 52
E-mail: ivs@iss-reshetnev.ru

Зеркальные антенные системы (АС) с раскрываемыми рефлекторами являются важной частью телекоммуникационных космических аппаратов (КА), обеспечивая прием и передачу информации в заданной зоне [1–4]. Конструкция рефлектора должна обеспечивать жесткость, заданный уровень радиотехнических характеристик (РТХ) и погрешность наведения оси диаграммы направленности (ДН) АС. Подтверждение соответствия характеристик проводится в рамках наземной экспериментальной отработки (НЭО), одним из этапов которой являются испытания на воздействие термоупругих деформаций – одной из категорий ошибки погрешности наведения ДН.

Проблема проведения данного вида испытаний заключается в следующих аспектах, приводящих к отсутствию гарантированного достижения критериев положительной оценки результатов:

– значительная разность теплофизического поведения наполнителя и матрицы углепластикового композиционного материала (УКМ) и его резко выраженная анизотропность приводят к увеличению разброса напряженно-деформируемых состояний слоев и возникновению внутренних напряжений, вносящих неопределенность в поведение конструкции в условиях тепловых воздействий;

– реализация в процессе испытаний карты тепловых полей на габаритном объекте практически невозможна в связи с большой неравномерностью температур в объеме термокамеры, при этом измерения деформированной поверхности рефлектора выполнимы в весьма ограниченном объеме, недостаточном для обеспечения заданной достоверности изменения геометрических параметров;

– продолжительность испытаний составляет около 50 дней со значительными затратами в части эксплуатации камеры с огромным энергопотреблением и расходом рабочего тела (жидкого азота) и изготовления дорогостоящего оборудования для создания тепловых режимов.

Эффективным методом решения проблем проведения термодесторсионных испытаний является применение перспективной технологии «цифрового двойника», целью которой является замена реального объекта испытаний программным аналогом, верифицированным в части соответствия характеристик свойствам физического объекта. В статье приведена блок-схема технологии, представлены критерии сходимости и методика корреляции прогнозных и измеренных случаев термодесторсии. Приведены результаты оценки влияния деформированных состояний рефлектора на РТХ АС, которые подтвердили их соответствие заданным требованиям и успешно квалифицировали применение «цифрового двойника» при реальных испытаниях. Успешная апробация технологии «цифрового двойника» проведена в 2019 г. в АО «РЕШЕТНЕВ» при испытаниях рефлектора АС с контурной ДН телекоммуникационного КА «Экспресс-АМУ7», принятого в штатную эксплуатацию в 2021 г.

Впервые в российской космической отрасли успешно квалифицированы испытания с применением технологии «цифрового двойника» отечественного рефлектора высокочастотной космической АС с параметрами на уровне импортных аналогов. Квалификация технологии обеспечит конкуренцию отечественных высокотехнологичных разработок и позволит решить задачи импортозамещения и повышения доли российской составляющей на мировом рынке космической телекоммуникации.

Ключевые слова: космический аппарат, антенная система, прецизионный рефлектор, углепластиковый материал, термомодеформация, «цифровой двойник».

Implementation of “digital twin” technology within the thermo-elastic distortion testing of a precision carbon fiber reflector for the spacecraft antenna subsystem

A. V. Ivanov

Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”
52, Lenin St., Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, 662972, Russian Federation
E-mail: ivs@iss-reshetnev.ru

Mirror antenna subsystems (AS) with the deployable reflectors are important integral parts of the telecommunication spacecraft payloads and provide reception and transmission of the information in a given service area [1–4]. The reflector design shall provide strength and stiffness, specified radiofrequency (RF) characteristics and antenna pattern boresight error of the AS. Performance compliance shall be approved in the frame of ground experimental testing, and thermo-elastic distortion (TED) testing to assess their effect on the antenna pattern boresight error is the part of the ground testing.

This testing is hard to carry out because of the following aspects resulting in lack of the guaranteed achieved criteria to assess the test results:

– considerable difference of thermal and physics behavior between carbon-fiber-reinforced polymer (CFRP) filler and epoxide component and the steep CFRP anisotropy result in increased variation of the layer strain-stress state and internal stresses which make the design behavior undefined under thermal environment;

– it is almost impossible in the frame of the testing to implement and maintain the real map of the thermal fields of specified accuracy on the large-sized object due to the fact that the temperature in a giant thermal chamber is extremely varying;

– in the frame of testing it is possible to carry out few optical measurements for the deformed reflector surface points which are not enough to provide the required level of confidence for geometric parameters ‘variation;

– the test lasts 50 days and requires cost-intensive chamber exploitation, huge power consumption & operating fluid rate (liquid nitrogen), expensive equipment providing thermal modes.

Development and implementation of the cutting-edge “digital twin” technology is the effective method to address TED testing issue. The main idea of the technology is to substitute real object to be tested with digital model verified based their parameter compliance using convergence criteria. The paper presents technology block diagram, convergence criteria and correlation technique of the predicted and measured TED cases. Evaluation data of the deformed reflector effects on AS RF performances are given and demonstrate that performances comply with the specified requirements and qualify successfully the “digital twin” technology under real testing. The “digital twin” was successfully implemented in 2019 year in JSC “RESHETNEV” in the frame of reflector TED testing for RF antenna subsystem with shaped antenna pattern for “Express-AMU7” spacecraft, which was launched and accepted for the flight operation in 2021.

This is the first time in the Russian space industry tests using the “digital twin” technology of a domestic reflector for RF space AS with parameters at the imported analogues level have been successfully qualified. The qualification of this technology will ensure the competition of domestic high-tech

developments and will solve the problems of import substitution and increase the share of the Russian component in the global space telecommunications market.

Keywords: spacecraft, antenna subsystem, precision reflector, carbon-fiber-reinforced polymers, thermoelastic distortion, “digital twin”.

Введение

При разработке космических спутниковых систем конкурентным преимуществом является рациональное построение пространства «Технические характеристики – Время – Стоимость» с освоением сверхвысоких частот, разработкой легких прецизионных конструкций АС, применением инновационных материалов [5; 6]. Эти задачи решаются применением офсетных АС с раскрываемыми рефлекторами с контурной ДН, высоким коэффициентом усиления, низким уровнем активных потерь. Компоновка офсетной АС с раскрываемым рефлектором диаметром 2400 мм в составе телекоммуникационного КА «Экспресс-АМУ7» представлена на рис. 1. Рефлектор фиксируется в сложенной конфигурации механизмами зачековки, после их срабатывания рефлектор с помощью механизма раскрытия и наведения переводится в рабочую конфигурацию.

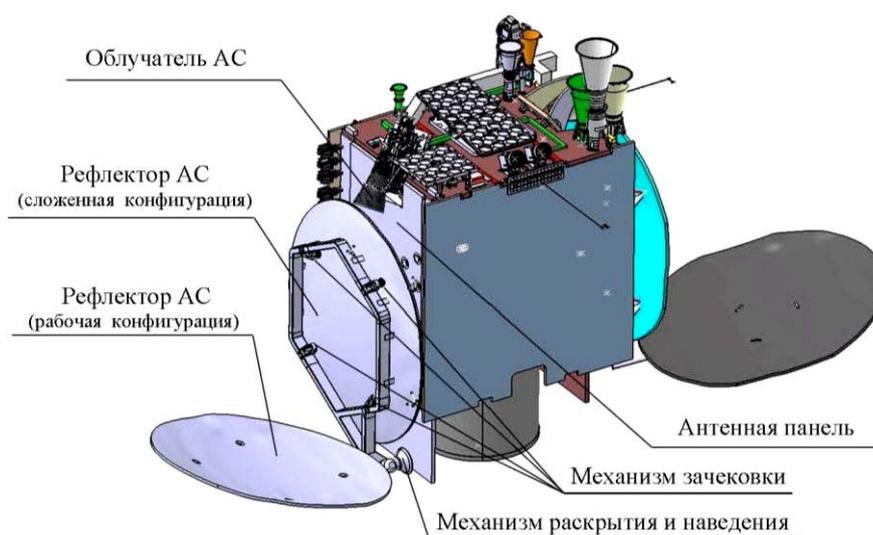


Рис. 1. Компоновка офсетной АС с раскрываемым рефлектором в составе КА «Экспресс-АМУ7»

Fig. 1. Layout of the offset AS with deployable reflector in spacecraft “Express-AMU7”

Определение проектных параметров рефлектора АС

При разработке АС актуальными задачами являются уменьшение отклонений профиля, снижение ошибок наведения и массы, применение инновационных материалов [7; 8]. В табл. 1 представлены основные технические требования к рефлектору АС. Геометрические параметры рефлектора приведены на рис. 2. Проектный бюджет ошибок наведения представлен в табл. 2.

Таблица 1

Основные технические требования к рефлектору АС

Технические требования к рефлектору	Требуемые параметры	
Диапазон радиочастот – С	Прием 5,8–6,5 ГГц	Передача 3,5–4,2 ГГц
Точность поверхности при формовании (СКО), мм	Не хуже 0,17	
Жесткость (собственная частота колебаний), Гц	Не менее 45	
Ошибка наведения оси ДН (угол полуконуса), градус	Не более 0,14	
Изменение СКО при воздействии термдеформаций, мм	Не более 0,2	

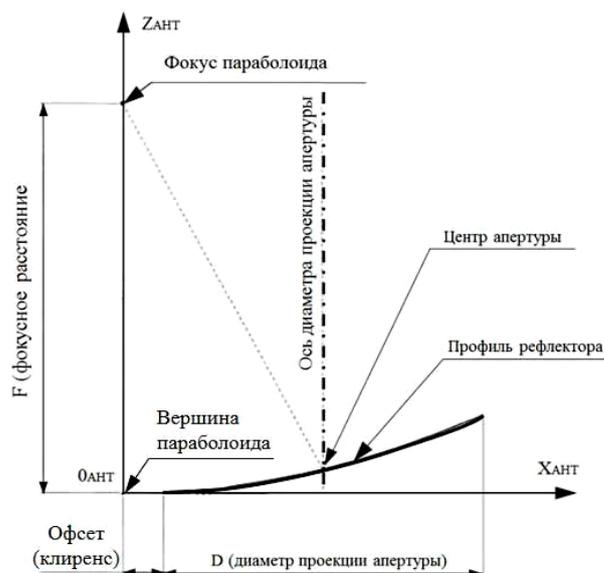


Рис. 2. Основные геометрические параметры рефлектора АС

Fig. 2. Main geometry parameters of AS reflector

Таблица 2

Проектный бюджет ошибок наведения рефлектора АС

Составляющие погрешности	Ошибка наведения по осям КА, градус					
	Крен		Тангаж		Рыскание	
	постоянная	переменная	постоянная	переменная	постоянная	переменная
Юстировка	0,012	0,000	0,012	0,000	0,000	0,000
Измерения РТХ	0,015	0,000	0,015	0,000	0,015	0,000
Термодеформации	0,000	0,010	0,000	0,010	0,000	0,010
Механические нагрузки	0,000	0,008	0,000	0,008	0,000	0,008

Конструкторско-технологическая разработка и изготовление протолётного рефлектора АС

При проектировании разработана оригинальная конструкция рефлектора [9] (рис. 3). Особенность конструкции состоит в функциональном разделении составных частей и применении углепластиковых композиционных материалов (УКМ) (табл. 3) с малыми деформациями, высокими механическими параметрами и разными схемами армирования [10].

Таблица 3

Конструктивное исполнение и функциональное назначение составных частей рефлектора АС

Элемент	Конструкция	Целевая функция	Технология изготовления
Отражатель	Трехслойная панель с обшивками из УКМ	Формирование высокоточной отражающей поверхности	Формование на оправке (защищена патентом [11])
Штанга	Монооболочная рама из УКМ	Силовая конструкция для обеспечения жесткости	Метод вытравления оснастки
Крепление штанги к отражателю	Набор пластин и уголков из УКМ	Распределенное крепление с температурной развязкой	Прессование на профильных оправках
Интерфейсные кронштейны	Детали из титанового сплава	Реализация интерфейсов для интеграции рефлектора на КА	Фрезерование
Юстировочные элементы ЮЭ	Сферы с зеркальной поверхностью	Контроль изменения геометрии рефлектора	Прецизионная шлифовка и тонкая полировка

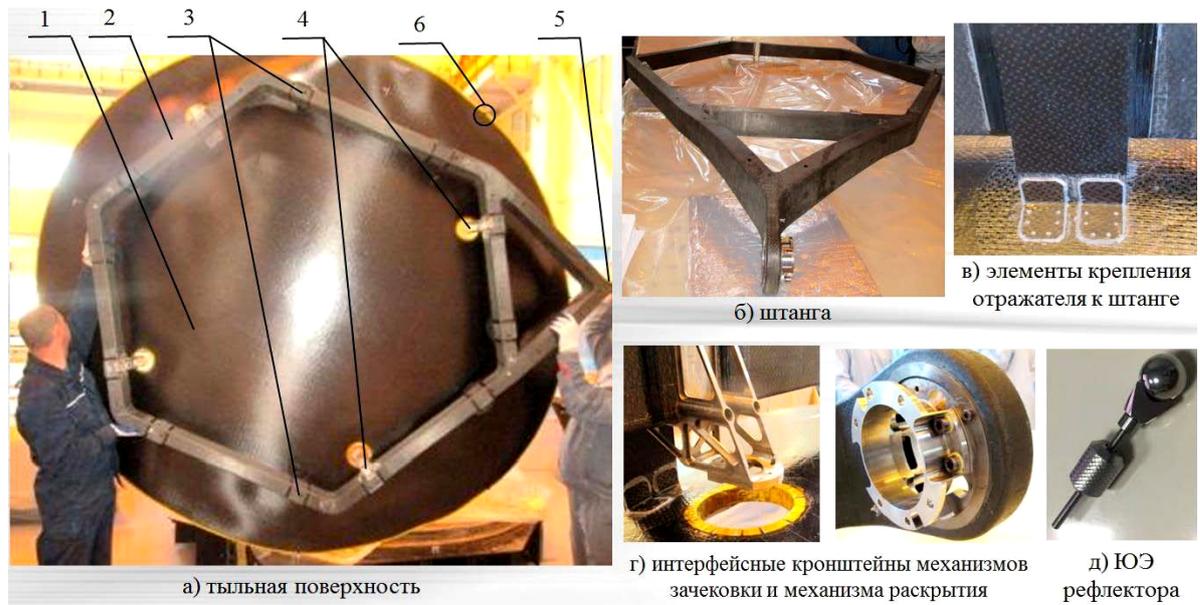


Рис. 3. Изготовленный летный рефлектор офсетной АС с контурной ДН:
 1 – отражатель; 2 – штанга; 3 – узлы крепления; 4, 5 – кронштейны; 6 – элементы юстировки (ЮЭ)

Fig. 3. Manufactured flight offset AS reflector with shaped antenna pattern:
 1 – reflector; 2 – arm; 3 – mounting hardware; 4, 5 – brackets; 6 – alignment elements (AE)

Разработка блок-схемы НЭО. Методика испытаний рефлектора на воздействие термодеформаций

НЭО является завершающим этапом подтверждения правильности выбора конструкции и проверка соответствия характеристик рефлектора заданным требованиям в условиях, приближенных к эксплуатационным [12]. Блок-схема НЭО рефлектора АС представлена на рис. 4.



Рис. 4. Блок-схема НЭО рефлектора АС

Fig. 4. AS reflector ground experimental testing flow-chart

Рабочее место испытаний на воздействие термоупругих деформаций представлено на рис. 5. Методика определения термодформаций приведена на рис. 6.

Измерения проводятся в СК зеркала рефлектора $O_{ЗЕР}X_{ЗЕР}Y_{ЗЕР}Z_{ЗЕР}$ (рис. 7), центр $O_{ЗЕР}$ определяется в точке пересечения оси диаметра апертуры D и профиля поверхности рефлектора. Ось $X_{ЗЕР}$ проходит через $O_{ЗЕР}$ по касательной к профилю, ось $Z_{ЗЕР}$ перпендикулярна оси $X_{ЗЕР}$ и лежит в плоскости $O_{АНТ}X_{АНТ}Z_{АНТ}$. Программными средствами формируется прямоугольная сетка измерений с шагом X_1 и Y_1 (рис. 8), контроль профиля в точках сетки проводится в СК $O_{ЗЕР}X_{ЗЕР}Y_{ЗЕР}Z_{ЗЕР}$. По результатам измерений формируется диаграмма распределения СКО от теоретического профиля.

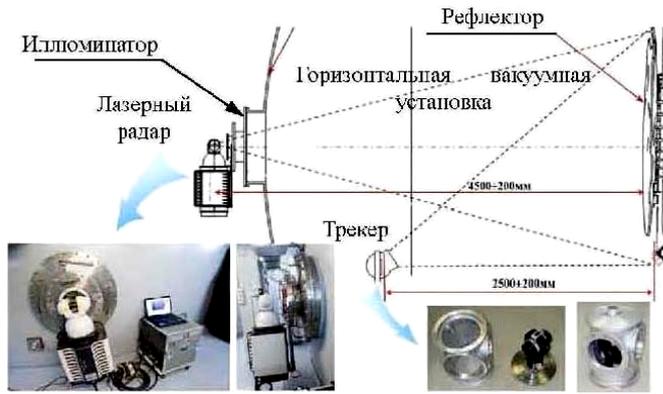


Рис. 5. Рабочее место испытаний рефлектора на термоупругие деформации

Fig. 5. Workplace of reflector thermal-elastic distortion testing

График изменения температур и контроля точек профиля Мi

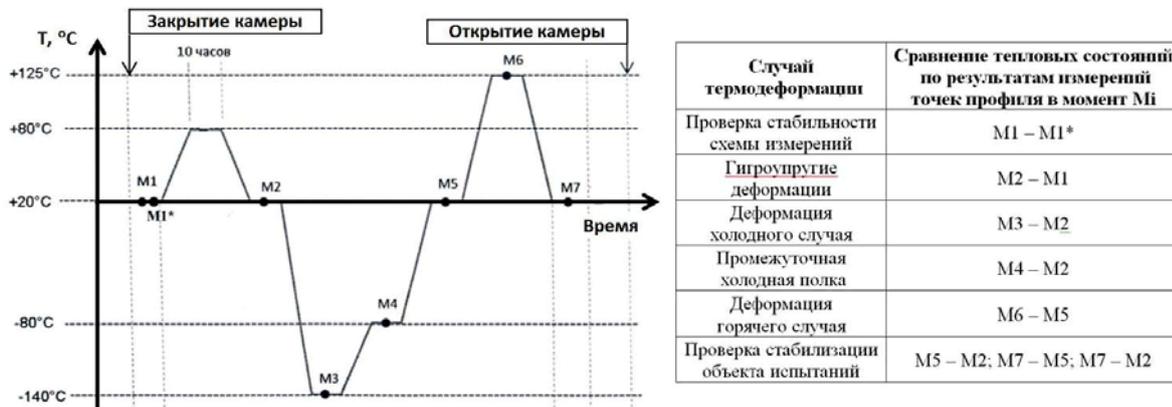


Рис. 6. Методика определения термдеформаций

Fig. 6. Thermal-elastic distortion determination method

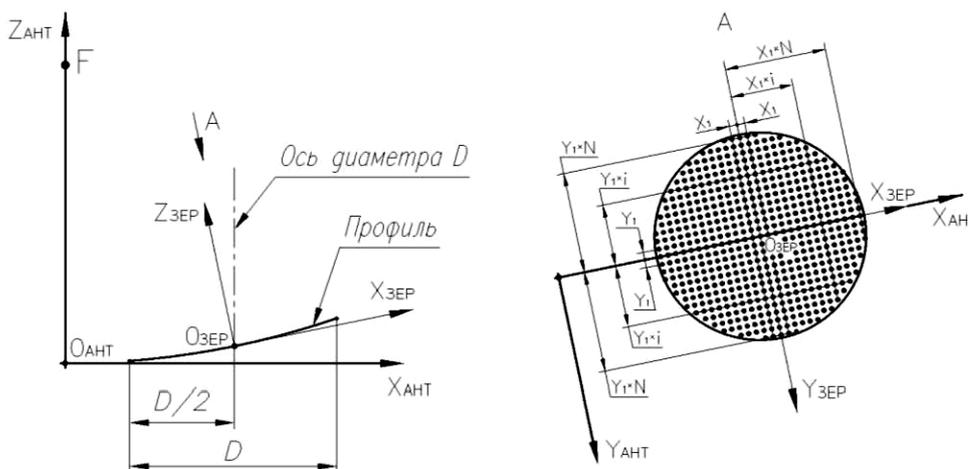


Рис. 7. Определение систем координат и схема измерений профиля рефлектора:
 $O_{АНТ}X_{АНТ}Y_{АНТ}Z_{АНТ}$ – СК АС; $O_{ЗЕР}X_{ЗЕР}Y_{ЗЕР}Z_{ЗЕР}$ – СК зеркала; $O_{АНТ}F$ – фокусное расстояние

Fig. 7. Determining of coordinate system and the reflector profile measuring scheme:
 $O_{ANT}X_{ANT}Y_{ANT}Z_{ANT}$ – AS CS; $O_{MIR}X_{MIR}Y_{MIR}Z_{MIR}$ – mirror CS; $O_{ANT}F$ – focal length

Диаграммы распределения СКО термдеформированных состояний от номинального профиля M_i (см. рис. 7) представлены на рис. 8.

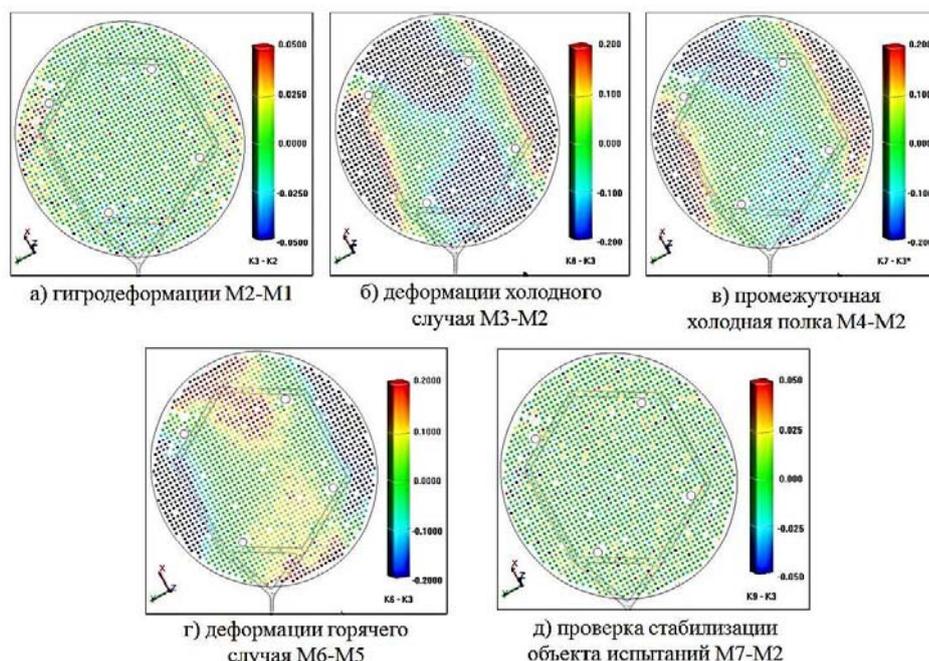


Рис. 8. Диаграммы распределения СКО деформированных состояний от номинального профиля

Fig. 8. The RMS distribution diagram of thermo-elastic distortion conditions from nominal profile

Результаты испытаний рефлектора АС на термоупругие деформации приведены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты испытаний рефлектора АС на термоупругие деформации

Параметр	Гигроупругая деформация	Холодный случай $-140\text{ }^{\circ}\text{C}$	Промежуточная холодная полка $-80\text{ }^{\circ}\text{C}$	Горячий случай $+125\text{ }^{\circ}\text{C}$	Стабилизация объекта после испытаний
СКО профиля от теоретического, мм	0,019	0,196	0,132	0,124	0,014
Критерий оценки, мм	0,07	0,2	0,2	0,2	–
Статус выполнения критерия	Соответствует	Соответствует	Соответствует	Соответствует	–

Предпосылки применения технологии «цифрового двойника» при термдеформационных испытаниях прецизионного углепластикового рефлектора АС КА

Испытания на термоупругие деформации являются наиболее сложным и дорогостоящим в плане материальных и временных затрат этапом НЭО рефлектора АС. Рассмотрим основные особенности проведения данного вида испытаний прецизионных углепластиковых конструкций.

1. Конструктивное исполнение. Наряду с уникальными преимуществами УКМ обладают рядом существенных недостатков, отрицательно влияющих на технические характеристики рефлекторов, а также на достоверность результатов испытаний на тепловые воздействия:

- разность теплофизического поведения наполнителя (коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) около $0,7\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$) и матрицы (КЛТР около $50\text{ }^{\circ}\text{C}^{-1}$) при высоких температурах полимеризации и отсутствие точного контроля их объемного содержания в композиции, приводящих к увеличению разброса значений физико-механических параметров;

– резко выраженная анизотропность и неопределенность физико-механических свойств при отклонении направления действующих нагрузок от направления выкладки углепластикового материала (оси угольных волокон) и в зонах дефектов волокон [13];

– отсутствие точного контроля усилия натяжения выкровок УКМ при выкладке и методики определения точки стеклования связующего приводит к различному напряженно-деформируемому состоянию слоев материала и возникновению внутренних напряжений, вносящих неопределенность в поведение конструкции в экстремальных условиях внешней среды [14];

– чувствительность УКМ к температуре, влажности и чистоте рабочего места требует особых требований к помещениям в части обеспечения точного контроля производственных факторов.

2. Создание тепловых полей внешних условий испытаний. Реализация и поддержание реальной карты тепловых полей с заданной точностью на крупногабаритном объекте практически невозможна, испытания проводятся в равномерном поле температур. Продолжительность испытаний составляет 50 дней со значительными затратами в части эксплуатации термокамеры с огромным энергопотреблением и изготовления специализированного оборудования тепловых режимов.

3. Измерения деформаций рефлектора. Для достоверной оценки РТХ при воздействии ТУД в формате GRASP необходим измеренный массив точек с шагом сетки не более 10×10 мм (количество точек около 40000), что в реальных условиях практически невозможно, поскольку в течение 7 дней измерений необходимо обеспечить неравномерность температур не хуже 3 °С. Измерения возможны с шагом не менее 50×50 мм, что недостаточно для обеспечения заданной достоверности результатов.

Исходя из вышеизложенного, реализация технологии «цифрового двойника» с применением программных аналогов реального объекта для значительного снижения временных и материальных затрат без снижения показателей качества и достоверности является весьма актуальной задачей.

Постановка задачи разработки технологии «цифрового двойника»

Основной идеей технологии «цифрового двойника» является замена реального объекта испытаний программным аналогом – цифровой моделью, верифицированной в части характеристик УКМ и граничных условий с учетом выполнения критериев сходимости прогнозных и экспериментальных данных и расчета влияния деформаций на уровень заданных радиотехнических параметров АС.

Перечень цифровых моделей (ЦМ), используемых в технологии «цифрового двойника»:

– проектно-конструкторская САД-модель, выполненная в модуле «Проектирование деталей и сборок» системы автоматизированного проектирования САТИА;

– расчетная КЭМ-модель для выполнения расчетов на прочность, жесткость и определения уровня термодформаций, выполненная в программном продукте для структурного анализа NASTRAN;

– расчетная 3D-модель для проверки соответствия формы и направления главной оси ДН АС, выполненная в модуле «Расчет диаграммы направленности» программного продукта CATSOFT.

Основные этапы разработанной технологии «цифрового двойника» [15]:

1. Назначение критериев оценки сходимости прогнозных и измеренных случаев ТУД, разработка прогнозных ЦМ GRASP и КЭМ для оценки ошибки наведения вследствие ТУД.

2. Измерения деформированного профиля вследствие воздействия тепловых случаев.

3. Верификация ЦМ КЭМ с учетом критериев сходимости и построение ЦМ САТИА с деформированными профилями для каждого теплового случая.

4. Интерполяция деформированных профилей с построением ЦМ САТИА для каждого теплового случая с построением шага сетки точек, достаточной для построения ЦМ GRASP расчетных случаев.

5. Сравнение номинальной ЦМ GRASP и ЦМ GRASP для каждого расчетного теплового случая с оценкой выполнения критерия соответствия РТХ рефлектора в формате погрешности наведения.

Исходя из результатов испытаний, были определены критерии положительной оценки сходимости прогнозных и измеренных случаев термодформаций для верификации ЦМ КЭМ:

- для гиругрупурих деформаций разница величин СКО для измеренных и прогнозных значений не должна превышать 0,02 мм;
- термолупругих деформаций разница величин СКО для измеренных и прогнозных значений не должна превышать 0,06 мм.

Для практической реализации технологии цифрового двойника была разработана пошаговая блок-схема с определением входных и выходных данных для каждого этапа, представленная на рис. 9.

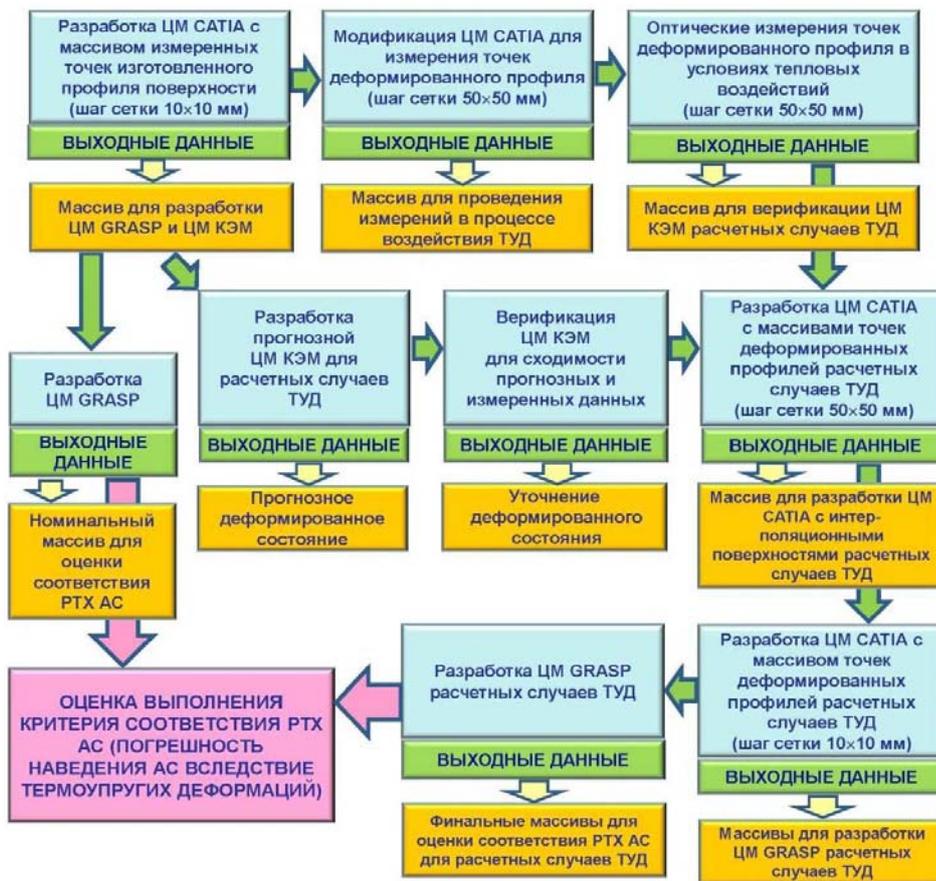


Рис. 9. Блок-схема реализации технологии «цифрового двойника»

Fig. 9. “Digital twin” technology implementation flow-chart

Методика корреляции прогнозных и измеренных случаев термодформаций и оценка влияния деформаций конструкции на уровень радиотехнических параметров АС

Схема проведения измерений точек деформированного профиля рефлектора представлена на рис. 10. Юстировочные элементы и отражатели использовались для совмещения измерений профиля на разных температурных режимах относительно базового приспособления.

При обработке результатов измерений величины перемещений и разворотов поверхности рефлектора при деформации определялись в два этапа (рис. 11). На этапе 1 проводилось совмещение измерений контролируемого и номинального состояний по базовому приспособлению, на этапе 2 – по отражателям (см. рис. 10). Совмещение проводилось методом наилучшего совпадения.

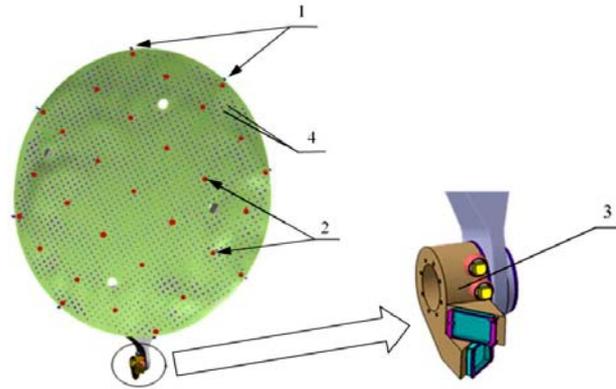


Рис. 10. Схема проведения оптических измерений деформированного профиля рефлектора: 1 – юстировочные элементы; 2 – отражатели; 3 – базовое приспособление; 4 – сетка точек профиля

Fig. 10. The scheme of implementation of the reflector distorted profile optical measurement: 1 – alignment elements; 2 – subreflectors; 3 – base unit; 4 – profile points mesh

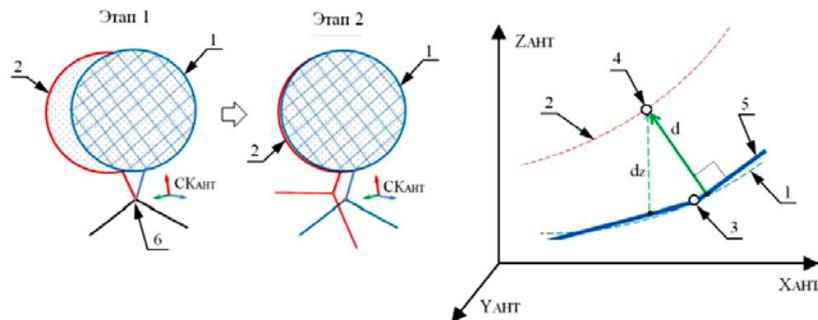


Рис. 11. Определение перемещений, разворотов и СКО поверхности рефлектора при деформации: 1, 2 – номинальное и контролируемое состояние; 3, 4 – точки состояний; 5 – интерполированная поверхность; 6 – базовое приспособление

Fig. 11. Determining of displacements, rotations and reflector surface RMS during deformation: 1, 2 – nominal and control reflector states; 3, 4 – points of states; 5 – interpolating surface; 6 – base unit

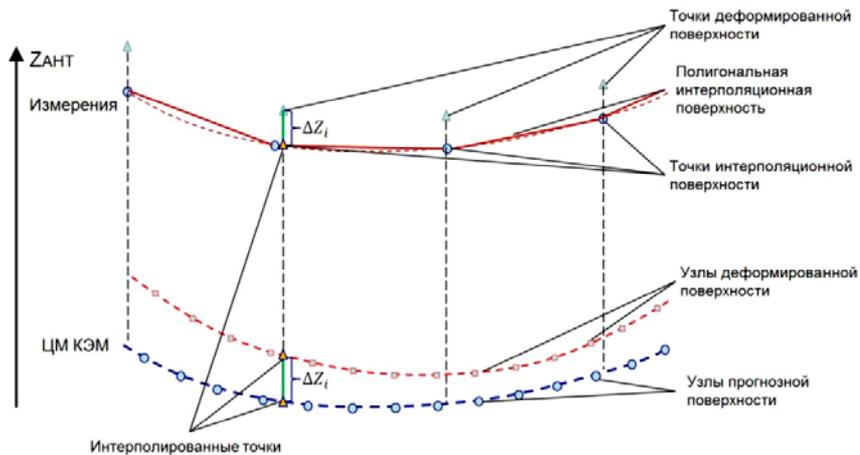


Рис. 12. Методика корреляции прогнозных и измеренных случаев для верификации ЦМ КЭМ

Fig. 12. Correlation method of predicted and measured cases for FEM model verification

После определения перемещений и разворотов проведена оценка деформации рефлектора в формате СКО. По точкам с шагом 50×50 мм строилась полигональная интерполяционная поверхность для разработки ЦМ КЭМ расчетных случаев ТУД. Параллельно выполнены прогноз-

ные ЦМ КЭМ на основе ЦМ САТИА с изменением шага сетки с 10×10 на 50×50 мм. Одинаковый формат фактических и прогнозных моделей обеспечил верификацию с заданными критериями сходимости. Методика корреляции прогнозных и измеренных случаев ТУД представлена на рис. 12. Расстояния между точками деформированной и полигональной поверхностей применялись для интерполяции узлов прогнозной ЦМ КЭМ. В итоге получены верифицированные ЦМ КЭМ расчетных случаев для построения поверхностей и разработки ЦМ GRASP.

Оценка влияния деформаций конструкции на уровень радиотехнических параметров АС

На основе интерполяционных поверхностей для каждого расчетного случая ТУД были построены ЦМ формата САТИА с массивами точек с шагом сетки 10×10 мм. Оценка соответствия РТХ рефлектора в части погрешности наведения выполнялась методом сравнения ЦМ GRASP для каждого расчетного случая ТУД с номинальной ЦМ GRASP. Результаты сравнения испытаний рефлектора АС на ТУД с результатами прогнозных значений, полученных в результате реализации технологии «цифрового двойника», приведены в табл. 5.

Таблица 5

Сравнение испытаний рефлектора на ТУД с результатами прогнозных значений

Параметр	Гигроупругая деформация	Холодный случай	Промежуточная холодная полка	Горячий случай
СКО измеренного профиля, мм	0,019	0,196	0,132	0,124
СКО прогнозного профиля, мм	0,037	0,245	0,187	0,138
Критерий сходимости (верификация КЭМ)	0,02	0,06	0,06	0,06
Статус критерия	Выполнен	Выполнен	Выполнен	Выполнен

Выполнение критериев сходимости прогнозных и фактических данных свидетельствует об успешной квалификации технологии «цифрового двойника» при испытаниях рефлектора АС на ТУД.

По результатам первой апробации применения технологии намечены некоторые пути повышения качества и достоверности ее реализации:

- учет полного перечня фактических физико-механических характеристик УКМ, измеренных на представительных образцах, при разработке ЦМ КЭМ для повышения достоверности ее валидации;
- применения для измерений формы термдеформированного профиля рефлектора перспективной координатно-измерительной системы высокоточного сканирования – фотограмметрии;
- модернизации термокамер в части повышения стабильности поддержания требуемых температур и практической реализации карт тепловых полей орбитального функционирования КА.

Заключение

В 2021 г. телекоммуникационный КА «Экспресс-АМУ7» был успешно запущен на целевую орбиту, прошел этап орбитальных испытаний и принят в летную эксплуатацию, что свидетельствует об успешной реализации программы НЭО. Положительный результат применения технологии «цифрового двойника» позволит в 2–3 раза снизить затраты на проведение сложных испытаний при выполнении следующих мероприятий:

- значительное сужение диапазона экспериментальных температур при проведении испытаний на ТУД, распространяя на оставшийся диапазон результаты виртуальных испытаний на базе ЦМ;
- полный отказ от реальных испытаний с заменой на виртуальные «краш-тесты» при условии многократных запасов по критериям сходимости прогнозных и фактических значений;
- проведение предварительных анализов термоупругого поведения прецизионных конструкций в условиях орбитальных тепловых полей и реализация конструктивных решений по снижению деформативности на более ранних этапах.

Полученные результаты работы обеспечат решение задач импортозамещения и повышения доли российских разработок на мировом рынке космических телекоммуникационных услуг.

Библиографические ссылки

1. Проектирование крупногабаритного высокоточного рефлектора антенны космического аппарата с контурной диаграммой направленности / Н. А. Бердникова, А. В. Иванов, О. А. Белов, В. Е. Чичурин // Вестник СибГУ. 2016. Т. 17, № 2. С. 378–388.
2. Иванов А. В., Белов О. А., Гулиев Р. Ш. Разработка прецизионного размеростабильного рефлектора бортовой антенны телекоммуникационного космического аппарата из полимерных композиционных материалов российского производства // Полимерные композиционные материалы для авиакосмической отрасли : материалы Всеросс. науч.-технич. конф. (г. Москва, 6 декабря 2019 г.) / ФГУП «ВИАМ». М. : ВИАМ, 2019. С. 121–136.
3. Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3, № 3. С. 121–131. Doi: 10/26732/2618-7957-2019-3-121-131.
4. Зеркальные антенны космических аппаратов с механически реконфигурируемой поверхностью рефлектора / А. С. Першин, И. Ю. Ляпин, И. Ю. Данилов, Н. А. Бердникова // Научные технологии. 2015. Т. 16, № 3. С. 23–26.
5. Композиционные материалы в ракетно-космическом аппаратостроении / Г. П. Гардымов, Е. В. Мешков, А. В. Пчелинцев и др. ; под общ. ред. Г. П. Гардымова и Е. В. Мешкова. СПб. : СпецЛит, 1999. С. 10–18.
6. Каблов Е. Н. Стратегические направления развития материалов и технологий их переработки на период до 2030 г. // Авиационные материалы и технологии. 2012. № 5. С. 7–14.
7. Бахрах Л. Д., Галимов Г. К. Зеркальные сканирующие антенны. Теория и методы расчета. М. : Наука, 1981. С. 15–30.
8. Васильев В. В. Механика конструкций из композиционных материалов. М. : Машиностроение, 1988. С. 96–115.
9. Патент № 2655473, С1, МПК H01Q 15/16, H01Q 1/12. Рефлектор / Белов О. А., Иванов А. В. № 2017120285; заявл. 08.06.2017; опубл. 28.05.2018. Бюл. № 16.
10. Проблемы и перспективы использования полимерных композиционных материалов в силовых конструкциях планера / А. Н. Шаныгин, М. Ч. Зиченков, Е. А. Дубовиков и др. // Полимерные композиционные материалы для авиакосмической отрасли : материалы Всеросс. науч.-технич. конф. (г. Москва, 6 декабря 2019 г.) / ФГУП «ВИАМ». М. : ВИАМ, 2019. С. 6–20.
11. Патент № 2657913, С1, МПК B29C 33/38. Композитная формообразующая оснастка и способ ее изготовления / Белов О. А., Бердникова Н. А., Иванов А. В. № 2017120895; заявл. 14.06.2017; опубл. 18.06.2018. Бюл. № 17.
12. William A. Imbriale, Steven (Shichang) Gao, Luigi Voccia. Space Antenna Handbook. United Kingdom, Chichester, John Wiley & Sons Ltd. Publ., 2012. 768 p.
13. Шатров А. К., Орлов Д. В. Основные особенности проектирования конструкций с применением композиционных материалов // Решетневские чтения : материалы XX Юбилейной Междунар. науч.-практич. конф. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. Ч. 1. С. 63–65.
14. Сулимов А. Н., Наговицин В. Н. Изготовление рефлекторов из углепластика с использованием углепластиковой оснастки // Решетневские чтения : материалы XX Юбилейной Междунар. науч.-практич. конф. В 2 ч. / Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т. Красноярск, 2016. Ч. 1. С. 46–54.
15. Thomas P. Sarafin. Spacecraft Structures and Mechanisms – From Concept to Launch. USA, Hawthorne, Space Technology Library Publ., 2007, Fifth Printing, 850 p.

References

1. Ivanov A. V., Belov O. A., Chichurin V. E. [Design of a large-sized high-precision spacecraft antenna reflector with a contour radiation pattern]. *Vestnik SibGAU*. 2016, Vol. 17, No. 2, P. 378–388 (In Russ.).
2. Ivanov A. V., Belov O. A., Guliev R. S. [Development of a precision stationary telecommunication spacecraft antenna reflector, manufacturing of Russian-made carbon fiber

reinforced polymer materials]. *Materialy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferencii* [Russian science-technical conference “Polymer composite material for aerospace industry”]. Moscow, 2019, P. 121–136 (In Russ.).

3. Taygin V. B., Lopatin A. V. [Development of a spacecraft mirror antenna with ultralight precision stationary reflector]. *Kosmicheskiye apparaty i tekhnologii*. 2019, Vol. 3, No. 3, P. 121–131 (In Russ.). Doi: 10/26732/2618-7957-2019-3-121-131.

4. Pershin A. S., Lyapin I. Y., Danilov I. Y., Berdnikova N. A. [Spacecraft mirror antennas with mechanically reconfiguration surface of reflector]. *Naukoemkiye tekhnologii*. 2015, Vol. 16, No. 3, P. 23–26. (In Russ.).

5. Gardymov G. P., Meshkov E. V., Pchelincev A. V. et al. *Kompozicionnye materialy v raketno-kosmicheskoy apparatstroenii* [Composite materials in rocket and space vehicle]. St.Petersburg, SpecLit Publ., 1999, 271 p.

6. Kablov E. N. [The strategic directions of materials and technologies development for them processing up to 2030 year period]. *Aviacionnye materialy i tekhnologii*. 2012, No. 5, P. 7–14 (In Russ.).

7. Bakhrakh L. D., Galimov G. K. *Zerkalnye scaniruyushchie anteny. Teoriya i metody rascheta* [Mirror scanning antennas. Theory and methods of calculation]. Moscow, Nauka Publ., 1981, 293 p.

8. Vasilyev V. V. *Mekhanika konstrukciy iz kompozicionnykh materialov* [Mechanics of composite structures. Moscow, Mashinostroeniye Publ. 1988, 264 p.

9. Belov O. A., Berdnikova N. A., Ivanov A. V. Reflektor [Reflector]. Patent RF, No. 2655473, 2018.

10. Shanigyn A. N., Zichenkov M. C., Dubovikov E. A. et al. [Problems and prospects of carbon fiber reinforced polymer materials using in power structures of planer]. *Materialy Vserossiyskoy nauchno-tekhnicheskoy konferencii* [Russian science-technical conference “Polymer composite material for aerospace industry”]. Moscow, 2019, P. 6–20 (In Russ.).

11. Belov O. A., Berdnikova N. A., Ivanov A. V. *Kompozitnaya formoobrazuyushchaya osnastka i sposob ee izgotovleniya* [Composite shaping mandrel and the method of its manufacturing]. Patent RF, No. 2657913, 2018.

12. William A. Imbriale, Steven (Shichang) Gao, Luigi Boccia. *Space Antenna Handbook*. United Kingdom, Chichester, John Wiley & Sons Ltd. Publ., 2012, 768 p.

13. Shatrov A. K., Orlov D. V. [Main features of the design of structures using composite materials]. *Materialy XX Yubileynoy megdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii* [20th Russian international science-technical conference “Reshetnev readings”]. Krasnoyarsk, 2016, P. 63–65 (In Russ.).

14. Sulimov A. N., Nagovicin V. N. [Composite reflectors manufacturing using composite shaping mandrel]. *Materialy XX Yubileynoy megdunarodnoy nauchno-prakticheskoy konferencii* [20th Russian international science-technical conference “Reshetnev readings”]. Krasnoyarsk, 2016, P. 46–54 (In Russ.).

15. Thomas P. Sarafin. *Spacecraft Structures and Mechanisms – From Concept to Launch*. USA, Hawthorne, Space Technology Library Publ., 2007, Fifth Printing, 850 p.

© Иванов А. В., 2023

Иванов Александр Викторович – заместитель начальника отдела; Акционерное общество «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнева». E-mail: ivs@iss-reshetnev.ru.

Ivanov Alexander Viktorovich – deputy head of department; Joint-Stock Company “Academician M. F. Reshetnev “Information Satellite Systems”. E-mail: ivs@iss-reshetnev.ru
