

В. Н. Маслей¹, В. В. Кавун¹, А. П. Шудро¹, Ю. В. Сохач², А. Т. Кудреватых²,
В. Ф. Рожковский², С. И. Москалев¹, М. Г. Добрушина¹, А. С. Кулик¹

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»,
Днепро, Украина

² Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепро, Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ТЕРМОРАЗМЕРОСТАБИЛЬНОСТЬ

При создании космических аппаратов предъявляются высокие требования к стабильности углового положения оптического сенсора (сканера) относительно звездного датчика его системы ориентации при тепловом воздействии в условиях полета. В наземных условиях экспериментально подтверждается стабильность углового положения сканера относительно звездного датчика при тепловом воздействии на несущую конструкцию космического аппарата при температуре, близкой к температуре настройки сканера на Земле, соответствующей температуре его функционирования на орбите. В связи с этим актуальной проблемой является разработка методологии экспериментальной проверки размеростабильности несущей конструкции космического аппарата при тепловом воздействии. Целью данной работы является разработка технологии экспериментальной проверки терморазмеростабильности крупногабаритной несущей конструкции из композиционных материалов оптического моноблока космического аппарата. Для экспериментальной проверки углового положения посадочных мест сканеров и звездных датчиков обычно применяют лазерное оборудование. В работе рассмотрена разработанная технология экспериментальной проверки размеростабильности углепластиковой крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока космического аппарата при тепловом воздействии. Полученные результаты испытаний несущей конструкции моноблока подтвердили выполнение требований по стабильности углового положения сканеров и звездных датчиков, жестко закрепленных внутри оптического моноблока, при тепловом воздействии. Разработанная технология позволяет проводить исследования размеростабильных крупногабаритных конструкций при тепловом воздействии с применением специально разработанных и протестированных лазерно-оптических устройств, а также имитаторов сканеров и звездных датчиков.

Ключевые слова: космический аппарат, несущая конструкция, терморазмеростабильность, лазерно-оптическое устройство, имитатор сканера, имитатор звездного датчика.

ВВЕДЕНИЕ

При создании современных космических аппаратов (КА) важную роль играет обеспечение их терморазмеростабильности. Данная работа по-

священа исследованию терморазмеростабильности крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока КА, в которой размещаются сканеры высокого разрешения, звездные датчики и их блоки электроники.

По требованиям технического задания на разработку несущей конструкции оптического моноблока угловые повороты посадочных мест

© В. Н. МАСЛЕЙ, В. В. КАВУН, А. П. ШУДРО, Ю. В. СОХАЧ,
А. Т. КУДРЕВАТЫХ, В. Ф. РОЖКОВСКИЙ, С. И. МОСКАЛЕВ,
М. Г. ДОБРУШИНА, А. С. КУЛИК, 2019

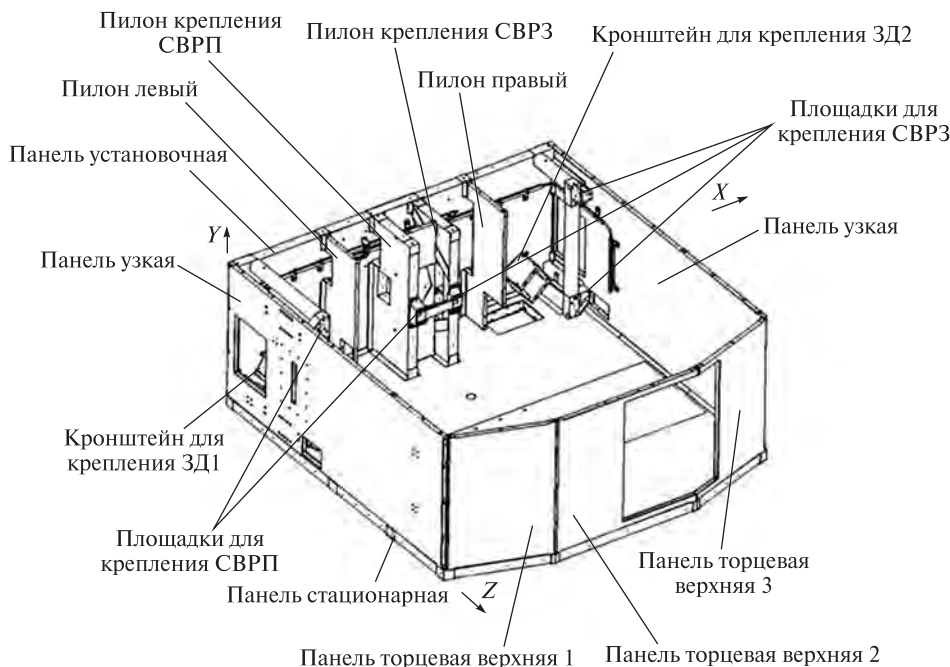


Рис. 1. Общий вид несущей конструкции оптического моноблока (съемная панель, образующая верхнюю грань моноблока, не показана)

сканеров и звездных датчиков при изменении температуры на $\pm 2^\circ\text{C}$ не должны превышать $10'$.

Для исследования терморазмеростабильности крупногабаритных конструкций КА применяют лазерные трекары, интерферометры и цифровые автоколлиматоры (см. [1, 2, 5, 7, 8], а также сайты <http://www.trioptics.com>, <http://www.diagnostika-spb.ru>, <http://www.faro.in.ua>, <http://www.lasertex.eu>). Современные лазерные трекары обеспечивают, как правило, разрешение до 1 мкм при погрешности ± 9 мкм в режиме интерферометра. Лазерные интерферометры, например Laser Measurement System HPI-3D, обеспечивают разрешение до 1 нм [<http://www.lasertex.eu>]. Результаты измерений существенно зависят от параметров окружающей среды: атмосферного давления, температуры и влажности воздуха. Цифровые автоколлиматоры с фокусным расстоянием объектива не менее 500 мм позволяют проводить измерение угловых величин вплоть до $0.05''$ при расстоянии до отражательного элемента не более 1000 мм. Следует заметить, что юстировка лазерных интерферометров и цифровых авто-

коллиматоров требует свободного доступа к отражательным элементам, а применение приборов возможно при температуре окружающей среды от $+20$ до $+22^\circ\text{C}$.

Исследования терморазмеростабильности конструкций КА, как правило, проводят в термовакуумных камерах, при этом измерения осуществляются сквозь смотровые окна, что вносит существенные погрешности в измерения в результате изменения коэффициента преломления. Кроме того, измерения сквозь смотровые окна ограничивают доступ к исследуемым локальным поверхностям, на которые устанавливают отражательные элементы.

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» совместно с Днепропетровским национальным университетом им. Олеся Гончара имеют опыт работ по проектированию, изготовлению и испытанию терморазмеростабильных композитных конструкций КА, в том числе по подтверждению их деформативности в определенных узких диапазонах рабочих температур с использованием чувстви-

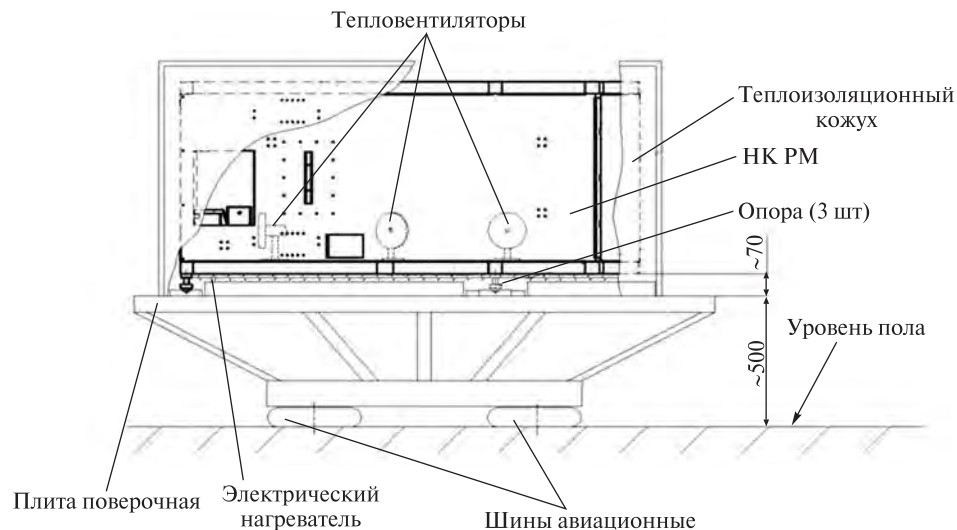


Рис. 2. Схема измерительной установки

тельных лазерно-оптических устройств (ЛОУ), которые позволяют определить линейные перемещения объектов контроля с погрешностью 0.5 мкм и их угловые повороты с погрешностью 0.5'' [3, 4].

ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЙ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Объект исследований (ОИ) представляет собой крупногабаритную несущую конструкцию оптического моноблока КА (рис. 1), состоящую из панелей и пилонов для крепления сканера высокого разрешения переднего (СВРП) и сканера высокого разрешения заднего (СВРЗ). На стационарной панели между пилонами имеются два кронштейна для крепления звездных датчиков ЗД1 и ЗД2.

Все панели, пилоны крепления СВРП и СВРЗ, а также кронштейны крепления ЗД1 и ЗД2 представляют собой трубчатые рамы из углепластика, соединенные в углах титановыми фитингами. Внутри рам вклеен сотовый наполнитель из алюминиевой фольги. На рамы и на сотовый наполнитель с двух сторон наклеены углепластиковые обшивки. В панели и в пилоны вклеены титановые втулки для крепления панелей и пилонов между собой и для установки площадок крепления СВРП, СВРЗ, ЗД1, ЗД2 и их блоков электроники.

Общий вид несущей конструкции оптического моноблока приведен на рис. 1.

В процессе исследований ОИ необходимо определить углы поворота площадок крепления сканеров СВРП и СВРЗ вокруг осей OX и OY и звездных датчиков ЗД1 и ЗД2 вокруг осей OX , OY и OZ при изменении температуры на величину $\pm 2^\circ\text{C}$ от средней температуры в помещении.

ИЗМЕРИТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА

Схема измерительной установки для проведения испытаний приведена на рис. 2. В качестве базовой плоскости была принята лицевая поверхность поверочной стальной плиты. Для исключения влияния вибраций, передающихся через пол, плита устанавливалась на авиационные шины. Такой способ демпфирования хорошо зарекомендовал себя для голографических установок, работающих в цеховых условиях [7].

Объект исследований устанавливался на базовую поверхность плиты на три сферические опоры. При этом одна из опор фиксировалась, вторая опора имела возможность перемещения в заданном направлении, а третья опора — в любом направлении относительно поверочной плиты. Такое крепление вызвано характером возможных перемещений ОИ в процессе его деформаций при тепловом воздействии.

Для обеспечения заданных температурных режимов при испытании ОИ помещался в теплоизоляционный пенопластовый кожух. Нагрев производился с помощью электрических пленочных нагревателей и тепловентиляторов. Контроль температуры ОИ и поверочной плиты производился при помощи высокоточных цифровых датчиков температуры, которые устанавливались равномерно на конструкции ОИ и на лицевой поверхности поверочной плиты. Вне теплоизоляционного кожуха на поверочной плите монтировалось измерительное оборудование.

Внешний вид измерительной установки с ОИ приведен на рис. 3.

Нагревание объекта испытаний. На основе анализа расчета температурных деформаций несущей конструкции моноблока было определено, что основной вклад в угловые деформации площадок крепления сканеров и звездных датчиков вносят деформации панели установочной и панели стационарной, поэтому нагревание конструкции ОИ проводилось следующим образом.

При помощи пленочных нагревателей, которые устанавливались под панелью стационарной, производился ее нагрев до величины, примерно на 4 °С выше той температуры, которую планировалось достичь по всему объему конструкции ОИ, затем пленочные нагреватели отключались, и с течением времени температура за счет конвекции воздуха перераспределялась по всей массе конструкции ОИ. При выравнивании

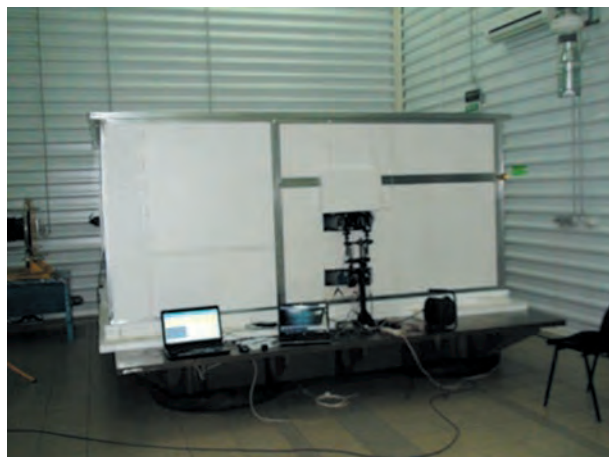


Рис. 3. Внешний вид измерительной установки с ОИ

средней температуры на панели установочной и панели съемной производились измерения углов поворотов имитаторов, установленных на площадках крепления сканеров и звездных датчиков. Такой способ нагрева позволил достичь повторяемости прогрева всей конструкции ОИ при проведении экспериментов.

На рис. 4 представлено распределение температур на панели стационарной и панели съемной ОИ с течением времени при первом эксперименте. При этом четыре верхних графика характеризовали нагрев панели стационарной, четыре нижних графика характеризовали нагрев панели съемной. Измерения угловых положений площадок крепления сканеров и звездных датчиков проводились

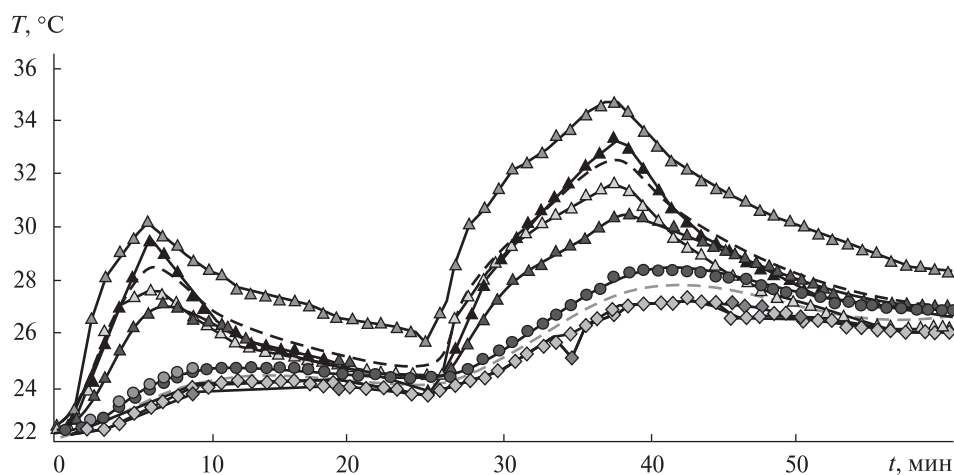


Рис. 4. Распределение температур на панели стационарной и панели съемной ОИ с течением времени в первом эксперименте

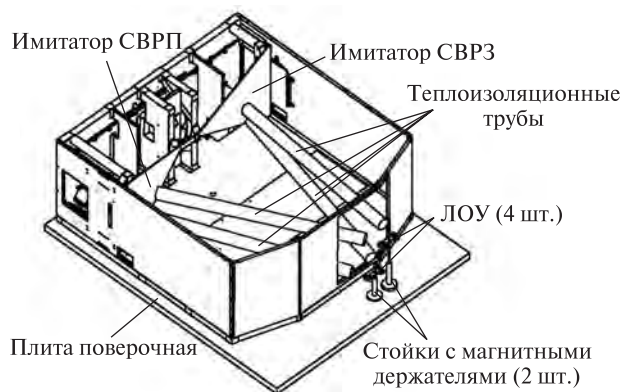


Рис. 5. Схема расположения измерительных устройств для проведения испытаний

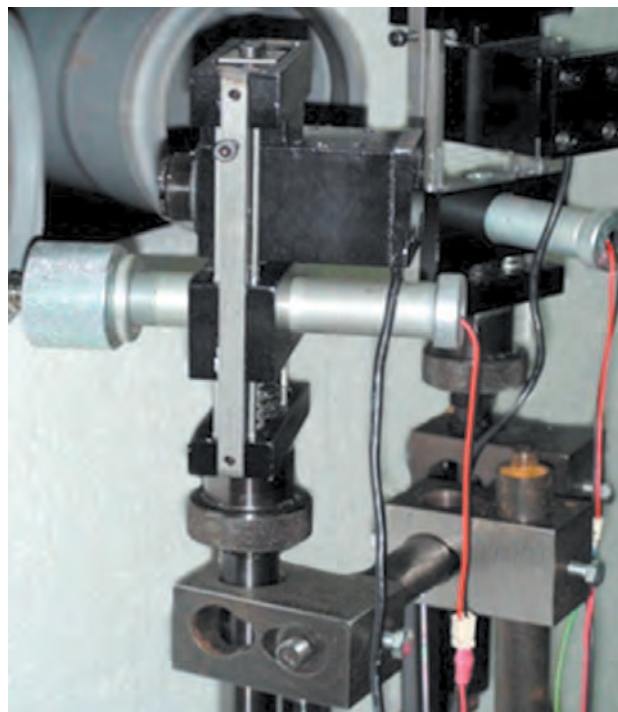


Рис. 6. Внешний вид лазерно-оптического устройства

после того, как все восемь графиков максимально сближались. Данная температура и принималась за среднюю температуру конструкции ОИ.

Установка измерительных устройств. Схема расположения измерительных устройств для проведения испытаний приведена на рис. 5.

Измерение углов поворотов посадочных площадок звездных датчиков и сканеров проводилось по поворотам имитаторов сканеров и звездных датчиков. В качестве имитаторов использовались пло-

скопараллельные стеклянные пластины треугольной формы толщиной 10 мм. Для устранения прогибов при изменении температуры имитаторы с приклеенными стальными пластинами со шлифованными соприкасаемыми поверхностями устанавливались на три сферические шлифованные опоры, которые автоматически компенсировали линейные температурные удлинения имитаторов. В геометрическом центре треугольника, образованного опорами, на имитаторах клеились отражатели (зеркала) лазерного луча. Такое техническое решение предварительно апробировалось в лабораторных условиях ДНУ им. Олеса Гончара методом голографической интерферометрии и доказало свою работоспособность. Углы поворотов имитаторов вокруг осей OX , OY и OZ при изменении температуры ОИ измерялись способом, аналогичным автоколлимационному [2, 5], при помощи специально разработанных лазерно-оптических устройств (см. рис. 6). Лазерно-оптические устройства устанавливались на поверочной плите при помощи теплоизолированных магнитных стоек, которые размещались вне теплоизоляционного кожуха.

Лазерно-оптическое устройство состоит из закрепленных на стойке с магнитными держателями полупроводникового лазера, камеры с ПЗС-матрицей, юстировочного блока и отражателя лазерного луча, который устанавливался на объекте контроля (имитаторе с отражательным зеркалом). Принцип его работы состоит в следующем. Генерируемый лазером луч отражается от зеркала, установленного на имитаторе, и попадает на ПЗС-матрицу камеры ЛОУ, при помощи которой регистрируется положение центра лазерного пятна. При известных геометрических параметрах взаимного расположения лазера, имитатора с отражательным зеркалом и камеры ЛОУ по величине смещения центра лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры вычисляется угол поворота имитатора.

Таким образом, сведено к минимуму количество переотражающих поверхностей, а следовательно, и погрешностей, связанных с изменением коэффициента преломления из-за изменений параметров окружающей среды. Такое техническое решение позволило отказаться от габаритных цифровых автоколлиматоров и существенно снизить себестоимость исследований.

Для предотвращения воздействия движения воздушных потоков при нагревании ОИ на распространение лазерных лучей между ЛОУ и зеркалами на имитаторах внутри ОИ устанавливались теплоизоляционные пластиковые трубы (см. рис. 7), внутри которых и распространялись лазерные лучи.

Оценка погрешности определения смещения геометрического центра лазерного пятна на ПЗС-матрице ЛОУ проводилась путем математического моделирования [6].

Магнитные стойки, на которых устанавливались ЛОУ, теплоизолировались при помощи пенопласта и изоплена. Информация с ЛОУ выводилась на персональный компьютер для ее хранения и последующей обработки.

МЕТОДИКА И РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ

Измерения проводились при температуре помещения и затем при нагреве ОИ поэтапно на 2 °С и на 4 °С выше температуры помещения.

При исследовании было проведено три эксперимента по тепловому нагружению ОИ. Каждый из экспериментов состоял из двух этапов нагружения на 2 °С.

В измерительной установке луч лазера с ЛОУ попадал на отражательное зеркало, установленное на имитаторе, практически вдоль нормали к его поверхности. При повороте зеркала на малый угол α отраженный луч смещался по поверхности ПЗС-матрицы ЛОУ на расстояние

$$X = L \cdot \operatorname{tg} 2\alpha \approx L \cdot 2\alpha, \quad (1)$$

где L — расстояние от ЛОУ до зеркала имитатора, при этом

$$X = k \cdot x, \quad (2)$$

где $x = 2.57$ мкм — межпиксельное расстояние, которое было определено путем предварительной калибровки ПЗС-матрицы ЛОУ, k — перемещение центра пятна по ПЗС-матрице в пикселях.

Из формулы (1) определялся угол α в радианах:

$$\alpha = \frac{X}{2L}, \quad (3)$$

или в секундах дуги:

$$\alpha = 103132 \cdot \frac{X}{L}. \quad (4)$$



Рис. 7. Трубы, внутри которых распространялись лазерные лучи

Согласно формуле (4) повороту объекта контроля (имитаторов сканеров и звездных датчиков) на 1 секунду дуги (сд) будет соответствовать перемещение лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ на величину

$$X = \frac{1_{\text{сд}} \cdot L}{103132}. \quad (5)$$

С учетом значения межпиксельного расстояния применяемой ПЗС-матрицы ($x = 2.57$ мкм) получим, что повороту объекта контроля на 1 сд будет соответствовать перемещение лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ в пикселях на величину:

$$N_p = 3.77 \cdot 10^{-6} \cdot L \text{ (пкл)}. \quad (6)$$

Из формулы (6) видно, что разрешающая способность ЛОУ, в отличие от автоколлиматоров, зависит прямо пропорционально от расстояния L .

Центр лазерного пятна на ПЗС-матрице камеры ЛОУ определялся при помощи программы ImageJ [Официальный сайт программы ImageJ://imagej.nih.gov/ij/], а перемещение центра пятна при нагреве ОИ соответствовало углу поворота соответствующих посадочных мест сканеров и звездных датчиков.

Анализ полученных результатов испытаний несущей конструкции оптического моноблока показал, что требования по угловым поворотам посадочных мест сканеров вокруг осей OX и OY и звездных датчиков вокруг осей OX , OY и OZ не более 10' выполняются.

ВЫВОДЫ

Разработана технология, позволяющая производить исследование размеростабильных крупногабаритных конструкций из углепластика при тепловом воздействии с применением недорогого измерительного оборудования, включающего специально разработанные и откалиброванные лазерно-оптические устройства, а также имитаторы сканеров и звездных датчиков. При этом разрешающая способность лазерно-оптических устройств, в отличие от цифровых автоколлиматоров, прямо пропорционально зависит от расстояния между лазерно-оптическими устройствами и имитаторами сканеров и звездных датчиков. К тому же применение цифровых автоколлиматоров и лазерных интерферометров ограничено крайне узким диапазоном температур окружающей среды при проведении измерений.

Проведенные исследования на терморазмеростабильность крупногабаритной несущей конструкции оптического моноблока космического аппарата, в котором установлены сканеры высокого разрешения, звездные датчики и их блоки электроники, подтвердили выполнение требований стабильности углового положения сканеров и звездных датчиков при тепловом воздействии в заданном диапазоне температур.

Полученные результаты были использованы на ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля» при отработке крупногабаритной углепластиковой конструкции космического аппарата на терморазмеростабильность.

ЛИТЕРАТУРА

1. Афанасьев В. А., Жилкин А. М., Усов В. С. *Автоколлимационные приборы*. Москва: Недра, 1982. 144 с.
2. Базыкин С. Н. *Информационно-измерительные системы на основе интерферометров*: моногр. (Под ред. В. А. Васильева). Пенза: Изд-во ПГУ, 2014. 132 с.
3. Добрушина М. Г., Кавун В. В., Галабурда Д. А., Маслей В. Н., Москалев С. И., Боклагова И. Н., Кушниренко С. И. Аспекты разработки размеростабильной конструкции сканера высокого разрешения. *Технологические системы*. 2017. № 3 (80). С. 87—92.
4. Кавун В. В., Кудреватых А. Т., Кулик А. С., Москалев С. И., Сохач Ю. В., Шудро А. П. *Обеспечение терморазмеростабильности конструкций из композиционных материалов с использованием лазерно-оптических*

устройств. 6-я междунар. конф. «Космические технологии: настоящее и будущее» (Днепро, 23—26 мая 2017). Днепро, 2017. С. 75.

5. Коняхин И. А., Моисеева А. А., Хоанг Ван Фонг. Оптико-электронный автоколлиматор для двухкоординатных угловых измерений. *Изв. вузов. Приборостроение*. 2016. 59, № 7. С. 563—570.
6. Кудреватых А. Т., Куинн Н. А., Дергаль Е. С. Моделирование процесса измерения сдвига изображения с субпиксельной точностью. *Строительство, материаловедение, машиностроение*. 2018. Вып. 106. С. 83—89.
7. Ларіонова О. О., Рожковський В. Ф., Сохач Ю. В. *Голографічні технології в авіаційно-космічній техніці*: навч. посіб. В. П. Малайчук (ред.). Дніпро: РВВ ДНУ, 2003. 280 с.
8. *Неразрушающий контроль*: Справочник: В 7 т. Ключев В. В. (ред.). Т. 6: Кн. 2: Оптический контроль. Москва: Машиностроение, 2004. 832 с.

Стаття надійшла до редакції 11.12.2018

REFERENCES

1. Afanasev V. A., Zhilkin A. M., Usov V. S. (1982). *Avtokollimacionnye pribory*. Moskva: Nedra. 144 p.
2. Bazykin S. N. (2014). *Informacionno-izmeritelnye sistemy na osnove interferometrov*. Vasileva V. A. (Ed.). Penza: Izdvo PGU. 132 p.
3. Dobrushina M. G., Kavun V. V., Galaburda D. A., Maslej V. N., Moskalev S. I., Boklagova I. N., Kushnirenko S. I. (2017). Aspekty razrabotki razmerostabilnoj konstrukcii skanera vysokogo razresheniya. *Tehnologicheskie sistemy*, 3(80), 87—92.
4. Kavun V. V., Kudrevatyh A. T., Kulik A. S., Moskalev S. I., Sohach Yu. V., Shudro A. P. (2017). *Obespechenie termorazmerostabilnosti konstrukcij iz kompozicionnyh materialov s ispolzovaniem lazerno-opticheskikh ustrojstv*. 6-ya mezhdunar. konf. «Kosmicheskie tehnologii: nastoyashee i budushee». Dnipro.
5. Konyahin I. A., Moiseeva A. A., Hoang Van Fong (2016). Optiko-elektronnyj avtokollimator dlya dvuhkoordinatnyh uglovnyh izmerenij. *Izv. vuzov. Priborostroenie*, 59(7), 563—570.
6. Kudrevatyh A. T., Kuinn N. A., Dergal E. S. (2018). Modelirovanie processa izmereniya sdviga izobrazheniya s subpikselnoj tochnostyu. *Stroitelstvo, materialovedenie, mashinostroenie*, Vyp. 106, 83—89.
7. Larionova O. O., Rozhkovskij V. F., Sohach Yu. V. (2003). *Golografichni tehnologiyi v aviacijno-kosmichnij tehnici*: navch. posibnik dlya studentiv vishih navch. zakladiv. Malajchuka V. P. (Ed). Dnipro: RVV DNU, 280 p.
8. *Nerazrushayushij kontrol*: Spravochnik: V 7 t. (2004). V. V. Klyueva (Ed). T. 6: Kn. 2: Opticheskij kontrol. Moskva: Mashinostroenie, 832 p.

Received 11.12.2018

В. М. Маслей¹, В. В. Кавун¹, А. П. Шудро¹,
Ю. В. Сохач², О. Т. Кудреватих², В. Ф. Рожковский²,
С. І. Москальов¹, М. Г. Добрушина¹, А. С. Кулик¹

¹Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро, Україна

²Дніпровський національний університет
ім. Олеся Гончара, Дніпро, Україна

ДОСЛІДЖЕННЯ КРУПНОГАБАРИТНИХ КОНСТРУКЦІЙ ІЗ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ НА ТЕРМОРОЗМІРОСТАБІЛЬНІСТЬ

Під час створення космічних апаратів ставляться високі вимоги щодо стабільності кутового положення оптичного сенсора (сканера) відносно зоряного давача його системи орієнтації при тепловому впливі в умовах польоту. В наземних умовах експериментально підтверджується стабільність кутового положення сканера відносно зоряного давача при тепловому впливі на несучу конструкцію космічного апарата при температурі, що близька до температури налагодження сканера на Землі, яка відповідає температурі його функціонування на орбіті. У зв'язку з цим актуальною проблемою є розробка методології експериментальної перевірки розміростабільності несучої конструкції космічного апарата при тепловому впливі. Метою цієї роботи є розробка технології експериментальної перевірки терморозміростабільності крупногабаритної несучої конструкції з композиційних матеріалів оптичного моноблока космічного апарата. Для експериментальної перевірки кутового положення посадкових місць сканерів та зоряних давачів звичайно застосовують лазерне обладнання. У роботі розглянуто розроблену технологію експериментальної перевірки розміростабільності вуглепластикової крупногабаритної несучої конструкції оптичного моноблока космічного апарата при тепловому впливі. Отримані результати випробувань несучої конструкції моноблока підтвердили виконання вимог щодо стабільності кутового положення сканерів та зоряних давачів, які жорстко закріплені всередині оптичного моноблока, при тепловому впливі. Розроблена технологія дозволяє виконувати дослідження розміростабільних крупногабаритних конструкцій при тепловому впливі із застосуванням спеціально розроблених та протестованих лазерно-оптичних пристроїв, а також імітаторів сканерів та зоряних давачів.

Ключові слова: космічний апарат, несуча конструкція, терморозміростабільність, лазерно-оптичний пристрій, імітатор сканера, імітатор зоряного давача.

V. M. Masley¹, V. V. Kavun¹, A. P. Shchudro¹,
Yu. V. Sokhach², O. T. Kudrevatykh², V. F. Rozhkovskiy²,
S. I. Moskalev¹, M. G. Dobrushyna¹, A. S. Kulyk¹

¹Yangel Pivdenne State Design Office, Dnipro, Ukraine

²Oles Honchar Dnipro National University,
Dnipro, Ukraine

INVESTIGATION OF THERMAL DIMENSIONAL STABILITY OF LARGE-SIZE STRUCTURE MADE OF COMPOSITE MATERIALS

The development of spacecrafts imposes high demands on the stability of the angular position of the optical sensor (scanner) relative to star tracker of navigation system under the thermal effect during a flight. On the ground, the stability of the scanner angular position in case of thermal action on the spacecraft load-bearing structure is confirmed experimentally at the temperature that is close to the temperature of the scanner adjustment and is similar to operating temperature. Thereby, an actual problem is the development of a method of experimental verification of dimensional stability of spacecraft load-bearing structure during the thermal action. The purpose of the study is to develop such a method for the spacecraft monoblock based on a large-scale load-bearing structure made of composite materials. The experimental control of the position of scanners' and star trackers' seats is usually made using laser equipment. We present the method of experimental verification of dimensional stability of load-bearing structure under the thermal effect. The composite material of the structure is a carbon-filled plastic. The results of tests of the monoblock load-bearing structure confirm that the requirements for the stability of angular positions of scanners and star trackers fixed inside the optical monoblock were met under the thermal action. The proposed method allows for the study of dimensionally stable large-scale load-bearing structures under the thermal action using specially devised and tested laser/optical devices, as well as scanner and star trackers simulators.

Keywords: spacecraft, load-bearing structure, thermal dimensional stability, laser/optical device, scanner simulator, star tracker simulator.