

О чувствительности крупногабаритных прецизионных космических конструкций из высокомодульных волокнистых полимерных композиционных материалов к микродинамическим воздействиям

© С.Н. Саяпин^{1,2}

¹Институт машиноведения им. А.А. Благонравова РАН, Москва, 101990, Россия

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, 105005, Россия

Рассмотрена проблема чувствительности крупногабаритных прецизионных космических конструкций из высокомодульных волокнистых полимерных композиционных материалов к внешним и внутренним микродинамическим воздействиям. Эта проблема связана с протяженностью формообразующих элементов таких конструкций, а также со скачкообразным увеличением модуля упругости материала при прохождении порога малых напряжений. Установлено, что при малых нагрузениях в условиях орбитального полета расчетные значения модуля упругости крупногабаритных прецизионных космических конструкций из высокомодульных волокнистых полимерных композиционных материалов могут оказаться выше реальных более чем в 20 раз, что необходимо учитывать в расчетах. Показаны возможные пути снижения чувствительности таких космических конструкций к внешним и внутренним микродинамическим воздействиям.

Ключевые слова: микродинамическая чувствительность, крупногабаритные прецизионные космические конструкции, высокомодульные волокнистые полимерные композиционные материалы

Введение. Раскрываемые на орбите крупногабаритные прецизионные космические конструкции (КГПКК) в силу своей протяженности и, как следствие, малой жесткости, а также высоких требований к геометрической точности их формообразующих элементов, неизбежно становятся чувствительными к внешним и внутренним микродинамическим воздействиям (далее — микродинамические воздействия) на космический аппарат (КА) в орбитальном полете (рис. 1).

Здесь под чувствительностью КГПКК к микродинамическим воздействиям следует понимать ухудшение их тактико-технических характеристик в орбитальном полете [1, 2]. Например, инерционные нагрузки от микродинамических воздействий и силы упругости способны привести к низкочастотным колебаниям и упругим деформациям протяженных формообразующих элементов КГПКК и, как следствие, к недопустимым отклонениям их геометрических параметров от теоретических значений. При этом протяженные формообразующие элементы КГПКК выполнены трансформируемыми.

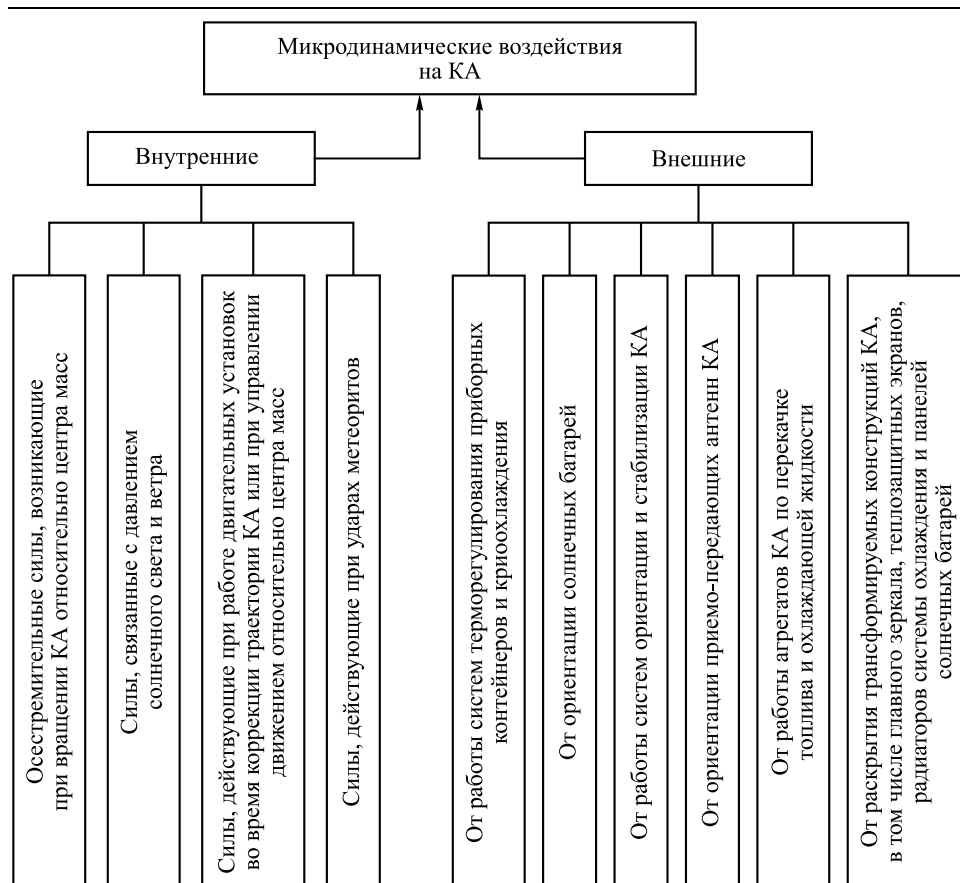


Рис. 1. Внешние и внутренние микродинамические воздействия на КГПКК в орбитальном полете [1]

Свойства металлов, неплавленных полимерных материалов и ВПКМ

Свойство	Металл	ПМ	Эпоксидные однонаправленные ВПКМ		
			СП	УП	БП
Плотность ρ , г/см ³	1,8–7,85	0,9–1,8	1,6–2,2	1,3–1,9	2
Модуль упругости E , ГПа	40–340	0,5–17,5	13–70*	120–220*	210*
Удельная жесткость E/ρ , км	2200–3600	100–1000	1100–3340*	10800–12000*	10500*
ТКЛР $\alpha \cdot 10^6$, К ⁻¹	1,5–32	4–550	3,5–30*	0,5–5*	4,14–5,38*

*Значения модуля упругости и ТКЛР вдоль направления армирования.

Кроме того, они имеют ограничения по размерам поперечных сечений. Применение высокомодульных волокнистых полимерных композиционных материалов (ВПКМ) в КГПКК обусловлено низкими

значениями их плотности и температурного коэффициента линейного расширения (ТКЛР), высокими значениями модуля упругости и удельной жесткости. В таблице приведены для сравнения свойства металлов, ненаполненных полимерных материалов (ПМ) и ВПКМ, в частности, стеклопластиков (СП), углепластиков (УП) и боропластиков (БП) [3, 4]. Как видно по данным таблицы, наиболее предпочтительными для изготовления несущих и формообразующих элементов КГПКК являются УП и БП.

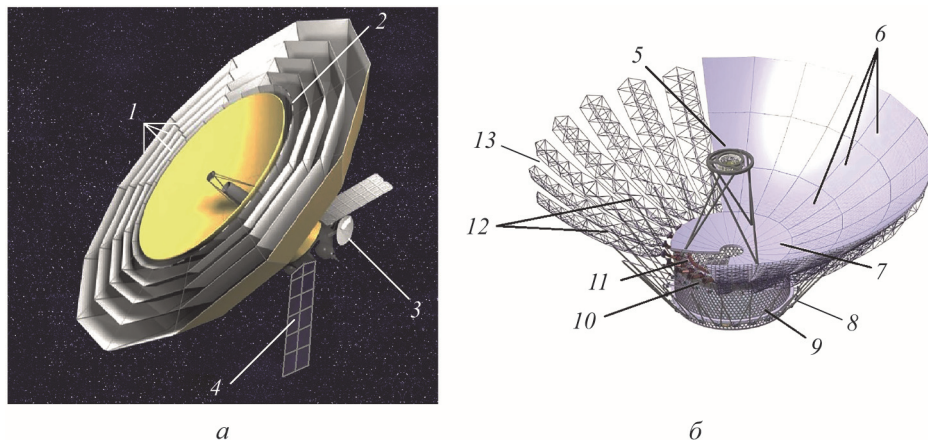


Рис. 2. Общий вид (а) и основные элементы (б) конструкции КО «Миллиметрон»: 1 — теплозащитный экран; 2 — криоэкран; 3 — высокоинформативный комплекс; 4 — солнечная батарея; 5 — опорная ферма вторичного зеркала; 6 — панель главного зеркала; 7 — центральная часть главного зеркала; 8 — подкос; 9 — силовой корпус; 10 — силовая панель; 11 — механизм раскрытия; 12 — замок; 13 — ферма лепестка

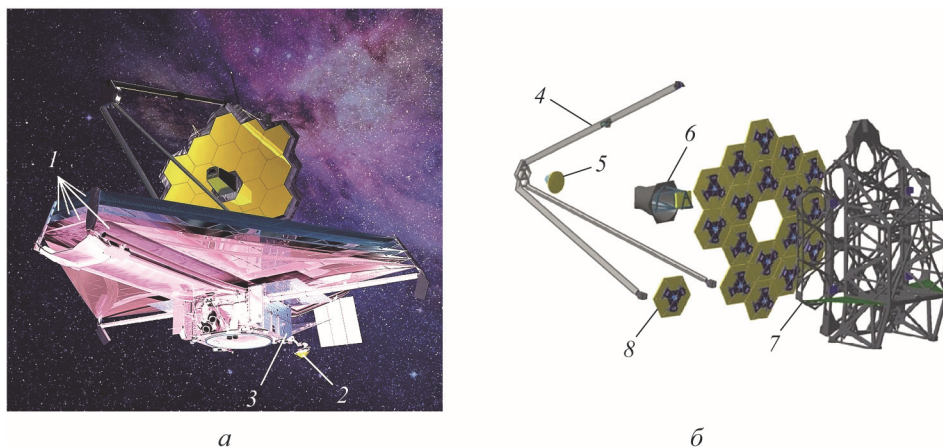


Рис. 3. Общий вид (а) и основные элементы (б) конструкции КТ JWST: 1 — теплозащитный экран; 2 — антенна; 3 — солнечная батарея; 4 — складная опора вторичного зеркала из бороуглепластика (Boron/M55J); 5 — вторичное зеркало из бериллия с гексаподом; 6 — оптическая подсистема с третичным зеркалом; 7 — складной ферменный каркас из углепластика M55J; 8 — панель главного зеркала из бериллия с гексаподом

К крупногабаритным конструкциям следует отнести прежде всего раскрываемые на орбите космические радио- и оптические телескопы диаметром 5 м и более. Так, в настоящее время в РФ и США при широкой международной кооперации ведутся работы по созданию космической обсерватории (КО) «Миллиметрон» (проект «Спектр-М») [5, 6] и космического телескопа (КТ) JWST (James Webb Space Telescope) [7, 8] соответственно. Конструкция КО «Миллиметрон» приведена на рис. 2, а КТ JWST — на рис. 3.

Антенна КО «Миллиметрон» состоит из складывающегося главного параболического и цельного вторичного гиперболического зеркал. При диаметре главного зеркала 10 м максимальное среднеквадратическое отклонение (СКО) его рабочей поверхности не должно превышать 6 мкм при всех условиях эксплуатации. Трапецеидальные панели и круглая (диаметром 3 м) центральная часть главного зеркала, вторичное зеркало и другие формообразующие и несущие крупногабаритные элементы конструкции прецизионной антенны изготовлены из высокомодульного ВПКМ на основе углеродного волокна, армированного пластиком (CFRP) [5].

Антенна КТ JWST также состоит из складывающегося главного параболического и цельного вторичного зеркал. Главное зеркало включает 18 идентичных шестиугольных панелей, которые крепятся к складному ферменному каркасу через гексаподы. Шестиугольные панели главного зеркала и вторичное зеркало изготовлены из бериллия, складная и цельные опоры вторичного зеркала — из боруглепластика (Boron/M55J), а складной ферменный каркас — из углепластика M55J. При диаметре главного зеркала 6,5 м максимальное СКО его рабочей поверхности не должно превышать 0,025 мкм при любых условиях эксплуатации [7, 8].

Как было отмечено выше, для изготовления протяженных формообразующих элементов КГПКК применяют высокомодульные ВПКМ, например УП, БП и их комбинации, обладающие высокими значениями модуля упругости, удельной жесткости и низкими значениями ТКЛР (см. таблицу). В работе [1] представлены данные испытаний на сжатие трубчатых образцов из УП КМУ-4Л, на которых установлено скачкообразное увеличение модуля упругости при прохождении порога малых напряжений (0...5 кН) (рис. 4). Изготовление трубчатых образцов велось намоткой и продольной выкладкой препрега согласно схеме армирования: $+80_1^{\circ}/0_{24}^{\circ}/-80_1^{\circ}$ (нижний индекс в схеме армирования обозначает количество слоев препрега). При площади поперечного сечения образцов $4,52 \cdot 10^{-4} \text{ м}^2$ средние значения модулей упругости на первом (0...5 кН) и последующих участках нагружения составили 7,375 и 158 ГПа соответственно.

Таким образом, при малых нагрузениях формообразующих элементов КГПКК из высокомодульных ВПКМ в условиях орбитального полета расчетные значения их модуля упругости могут превышать реальные более чем в 20 раз. В результате реальные упругие деформации формообразующих элементов КГПКК могут быть существенно выше расчетных и превышать допустимые значения. Ввиду значительного удаления КГПКК от Земли (например, для КО «Миллиметр» и КТ JWST это точка Лагранжа L2 (около 2 млн км)) требуется адекватное и автономное реагирование конструкций на изменяющиеся микродинамические воздействия и связанные с ними упругие деформации формообразующих элементов в режиме реального времени. Таким образом, для решения проблемы чувствительности КГПКК из высокомодульных ВПКМ к микродинамическим воздействиям требуется комплексный подход, изложению которого и посвящена настоящая работа.

Пути снижения чувствительности КГПКК из высокомодульных ВПКМ к микродинамическим воздействиям. Очевидно, что для снижения чувствительности КГПКК к ВВДВ необходимо уменьшать их значения и разрабатывать оптимальные схемы армирования формообразующих элементов КГПКК из ВПКМ, обеспечивающие максимальный модуль упругости при минимальном значении ТКЛР [1, 2, 6]. В то же время даже при допустимых нагрузках может возникать чувствительность формообразующих и несущих элементов КГПКК к микродинамическим воздействиям, связанная непосредственно с самим высокомодульным ВПКМ после его полимеризации. Она слабо зависит от выбранной схемы армирования изделия, подавляется в наземных условиях силой тяжести из-за погрешности системы обезвешивания, которая может составлять 10...15 % [1, 2, 9], и способна проявиться лишь в условиях невесомости. Такая чувствительность возникает в случаях, когда пороговые напряжения в высоко-

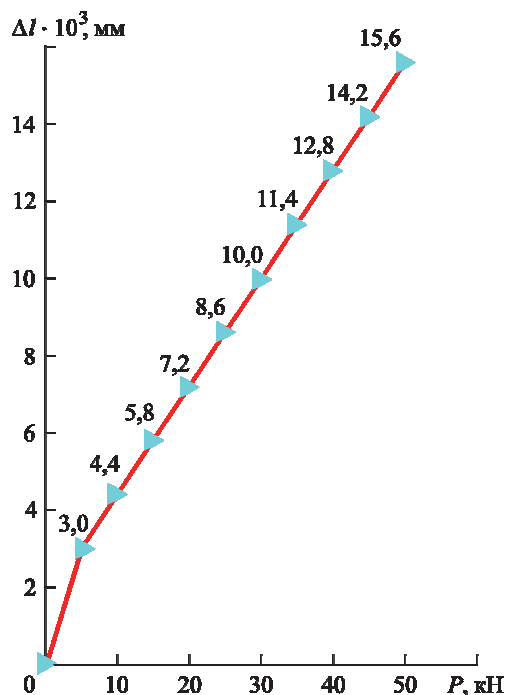


Рис. 4. Зависимость деформации трубочатого образца из УП КМУ-4Л от сжимающей нагрузки

модульных ВПКМ от микродинамических воздействий еще недостаточно для полного включения в работу высокомодульных армирующих волокон, а деформирование длинномерных формообразующих прецизионных элементов, например, опорной фермы вторичного зеркала и фермы лепестков КО «Миллиметрон» (см. рис. 2), выходит за допустимые пределы геометрической точности КГПКК [1].

В длинномерных трубчатых элементах из высокомодульных ВПКМ могут быть организованы предварительные напряжения за счет натяжения внутри них элементов с близкими значениями ТКЛР, например инварной ленты. Это позволит получить одинаковые значения модуля упругости во всем диапазоне нагрузок (см. рис. 4). Однако в этом случае ввиду текучести материала длительная нагрузка может привести к деформации и короблению элементов из высокомодульных ВПКМ, в связи с этим потребуется введение элементов автоматического регулирования их геометрических параметров [2]. Подобная проблема может быть решена введением в КГПКК автоматической регулировки геометрических параметров формообразующих элементов, которая включает контроль геометрических параметров, например, антенн КО «Миллиметрон» [5, 6], КТ JWST [7, 8] и регулировку пространственного положения панелей, составляющих рабочую поверхность главного зеркала, а также пространственного положения вторичного зеркала. Устройство регулировки пространственного положения вторичного зеркала КО «Миллиметрон» и КТ JWST выполнено в виде прецизионного гексапода с шестью степенями свободы.

Регулировка пространственного положения трапецеидальных панелей и круглой центральной части главного зеркала антенны КО «Миллиметрон» осуществляется с помощью прецизионных линейных приводов, установленных между их тыльными поверхностями и несущими элементами конструкции (см. рис. 2) [10]. Шестиугольные панели главного зеркала КТ JWST устанавливаются на складном ферменном каркасе через прецизионные гексаподы с шестью степенями свободы (см. рис. 3) [7, 8]. Кроме того, каждая из 18 идентичных шестиугольных панелей главного зеркала снабжена силовым приводом, позволяющим деформировать рабочую поверхность панели, обеспечивая ей заданную кривизну [11]. Такой подход позволяет контролировать геометрические параметры антенн и осуществлять их регулировку в режиме реального времени. В работах [12, 13] также показаны примеры адаптивной поверхности крупногабаритных наземных зеркальных телескопов, которая собрана из треугольных или шестиугольных фацет, установленных на каркасе непосредственно через линейные приводы или в комбинации с триподами.

В силу своей протяженности несущие и прецизионные формообразующие элементы КГПКК имеют низкие частоты собственных

колебаний (0,1...5,0 Гц). В результате микродинамические воздействия могут привести к недопустимым отклонениям геометрических параметров этих элементов от расчетных значений, а также к соударениям смежных элементов, например, теплозащитных экранов между собой и с конструкцией антенны в КО «Миллиметрон» и КТ JWST. Для исключения подобных негативных последствий от микродинамических воздействий на КГПКК необходимо применять пассивные и активные средства виброзащиты. Однако для виброзащиты от низких частот пассивные средства малоэффективны из-за своих габаритно-массовых характеристик. Наиболее эффективны активные средства кинематического принципа действия, обеспечивающие пространственную виброзащиту КГПКК в режиме реального времени [2, 6, 12]. Такие средства могут быть успешно реализованы с помощью пространственных механизмов параллельной структуры с шестью степенями свободы, выполненных, например, на базе платформы Стюарта [14]. Так, в работах [15, 16], выполненных фирмой MATRA MARCONI SPASE (Франция) по контракту с ESA, механизм параллельной структуры в виде гексапода обеспечивает активную пространственную виброзащиту прецизионных полезных нагрузок, устанавливаемых на КА.

Подобные платформы могут выполнять совмещенные функции виброизолятора и переходной фермы между КА с КГПКК и двигателями управления ориентацией КА и между КА и КГПКК (рис. 5) [12].

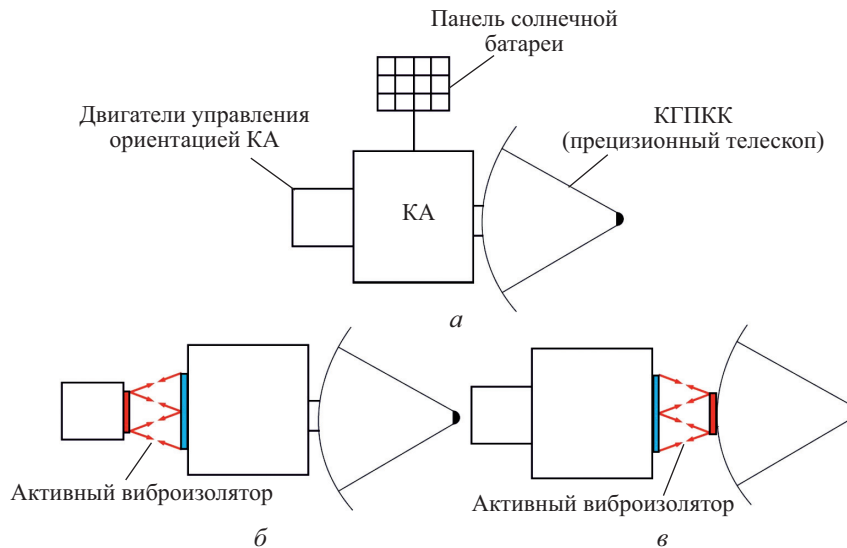


Рис. 5. Общий вид КА с КГПКК (а) и варианты схем размещения пространственного активного виброизолятора с шестью степенями свободы (б, в)

Однако с учетом высоких требований к точности ориентации КГПКК на исследуемый объект и ее стабилизации, которые составляют, например, для КО «Миллиметр» 1" и 0,2" соответственно, возникает необходимость в дополнительной системе высокоточного наведения КГПКК. В настоящее время наблюдается тенденция к применению для этих целей пространственных механизмов параллельной структуры, выполненных в виде триподов, гексаподов и др. Так, для наведения и стабилизации главного зеркала КТ «Кеплер» применен прецизионный пространственный механизм в виде трипода с тремя V-образными опорами [17]. При этом использование дополнительной системы высокоточного наведения КГПКК неизбежно приведет к увеличению значений габаритно-массовых характеристик КТ [2, 6].

Система активной виброзащиты и высокоточного наведения. В ИМАШ РАН была разработана одноуровневая схема, сочетающая несущую конструкцию переходной фермы КА с системой активной виброзащиты и высокоточного наведения (САВВН) КГПКК на исследуемый объект (рис. 6). Система активной виброзащиты и высокоточного наведения разработана на основе пространственного механизма параллельной структуры с шестью степенями свободы [2, 6, 18], подобного платформе Стюарта [14], которая при выключенных линейных приводах становится шестистержневой пространственной ферменной конструкцией.

Очевидно, что предлагаемая одноуровневая схема выгодно отличается от трехуровневой (переходная ферма, система виброзащиты и система наведения) за счет меньших габаритных размеров и массы САВВН, что делает его привлекательным при создании подобных систем. Одноуровневая САВВН позволяет решить две проблемы: снизить чувствительность КГПКК из высокомодульных ВПКМ к микродинамическим воздействиям до допустимых значений и обеспечить высокоточное наведение таких конструкций на исследуемый объект в космических условиях. При этом одноуровневая САВВН может обеспечивать активную виброзащиту и наведение прецизионных КГПКК одновременно [2, 6, 18].

Система активной виброзащиты и высокоточного наведения входит в состав КГПКК, например КТ, антенна которого выполнена в виде складного главного зеркала 1 (рис. 6, а) с теплозащитными экранами 2, включая криозщит, опорной фермы 3 с вторичным зеркалом 4 и астродатчиком 6. Космический телескоп установлен на несущей конструкции 17 КА, содержащего панели солнечных батарей 20 и высокоинформативный комплекс 30, через переходную ферму 15. Платформа 12 и основание 16 переходной фермы 15 с одной стороны жестко прикреплены к узлам стыковки неохлаждаемого отсека КТ,

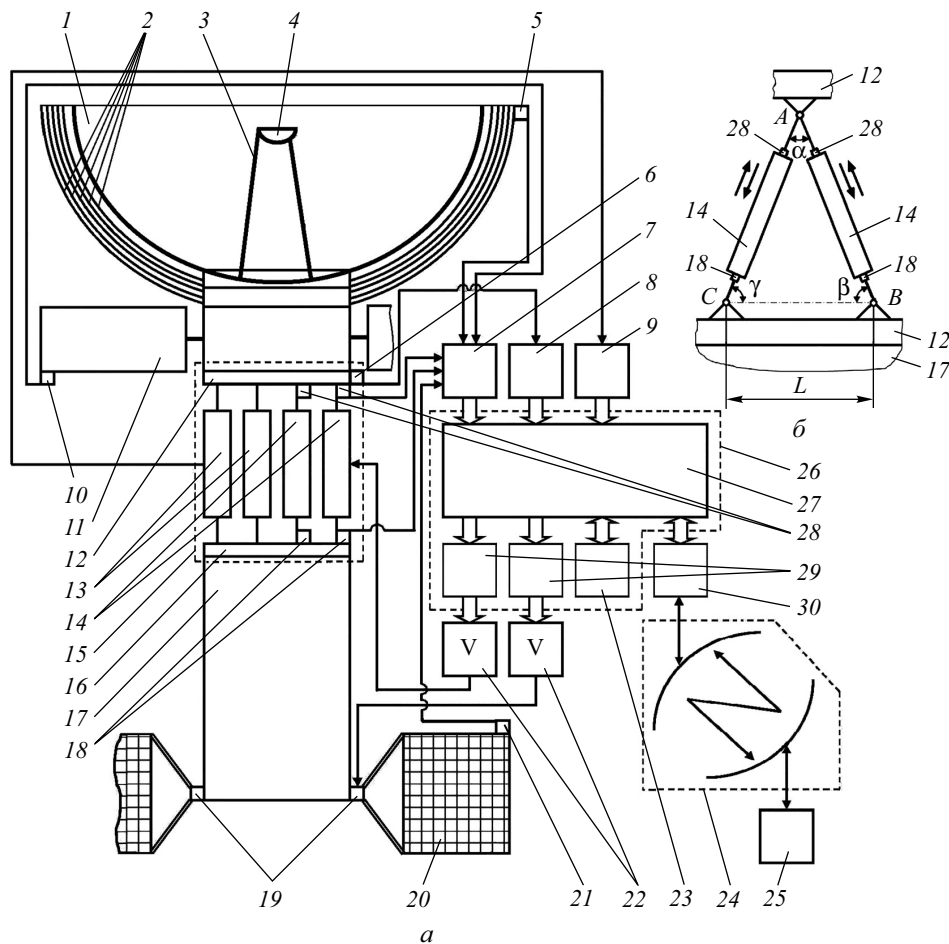


Рис. 6. Структурная схема одноуровневой САВВН КППКК (а) и схематическое изображение смежных единичных модулей активной виброизоляции (б):

1 — главное зеркало; 2 — теплозащитный экран; 3 — опорная ферма; 4 — вторичное зеркало; 5, 10, 18, 21, 28 — совмещенные датчики пространственного положения и ускорений; 6 — астродатчик; 7–9 — АЦП; 11 — радиатор рефрижератора; 12 — платформа переходной фермы; 13 — датчик относительной скорости; 14 — единичный модуль активной виброизоляции; 15 — переходная ферма; 16 — основание переходной фермы; 17 — несущая конструкция КА; 19 — привод поворота панелей солнечных батарей; 20 — панель солнечных батарей; 22 — усилитель мощности; 23 — программно-алгоритмическое обеспечение; 24 — радиолиния; 25 — наземный радиотехнический комплекс; 26 — бортовая высокопроизводительная информационно-измерительная управляющая система; 27 — нейрокомпьютер; 29 — ЦАП; 30 — высокоинформативный комплекс

а с другой стороны — к несущей конструкции 17 КА. Платформа 12 шарнирно связана с основанием 16 посредством подвески с шестью степенями свободы, которая выполнена в виде пространственного манипулятора, включающего не менее шести одинаковых единичных модулей активной виброизоляции (ЕМАВ) 14. Манипулятор построен на основе параллельно соединенных приводных кинематических цепей с возможностью образования пространственной фермы (пере-

ходной фермы 15) при отключенных приводах ЕМАВ, являющихся, в свою очередь, стержнями переходной фермы 15. Каждый стержень снабжен приводом линейного перемещения, который обеспечивает манипулятору-ферме шесть степеней свободы в работающем состоянии и геометрическую неизменяемость в выключенном состоянии.

В местах шарнирного закрепления каждого ЕМАВ к платформе 12 и основанию 16 (рис. 6, б) установлены совмещенные датчики пространственного положения и ускорений 28 и 18, выполненные в виде миниатюрных трехосных блоков гироскопов-акселерометров, которые позволяют определять относительные перемещения ЕМАВ и измерять составляющие ускорения, действующие на их продольные оси. В контрольных точках теплозащитных экранов 2 (см. рис. 6, а), радиаторов рефрижераторов 11 и панелей солнечных батарей 20 установлены совмещенные датчики пространственного положения и ускорений 5, 10, 21.

Бортовая высокопроизводительная информационно-измерительная управляющая система (БВИИУС) 26 включает нейрокомпьютер 27, программно-алгоритмическое обеспечение 23 и цифроаналоговые преобразователи (ЦАП) 29. Входы БВИИУС 26 через входные шины аналого-цифровых преобразователей (АЦП) подключены соответственно к выходам АЦП 7 совмещенных датчиков пространственного положения и ускорений 28, 18, 5, 10, 21, к выходам АЦП 8 астродатчиков 6 и АЦП 9 датчиков относительной скорости 13. Выходы БВИИУС 26 через выходные шины подключены к соответствующим входам ЦАП 29, последовательно соединенных с усилителями мощности 22 и исполнительными органами (ЕМАВ 14 и приводы поворота 19 панелей солнечных батарей 20), а также к входу соединенных последовательно высокоинформативного комплекса 30, радиолинии 24 и наземного радиотехнического комплекса 25.

Функционирование САВВН в процессе эксплуатации КТ реализовано следующим образом. После выведения на орбиту КТ и раскрытия главного зеркала 1, теплозащитных экранов 2, радиаторов рефрижераторов 11, панелей солнечных батарей 20, антенны высокоинформативного комплекса 30 и других протяженных элементов, а также включения ЕМАВ в активный режим показания совмещенных датчиков пространственного положения и ускорений сравнивают со значениями, полученными при их наземной настройке. По результатам сопоставления судят о деформациях и упругих колебаниях протяженных элементов конструкции КТ и КА, а также о взаимном расположении платформы 12 и основания 16 в процессе эксплуатации.

При отклонениях, превышающих допустимые значения, выбирают один из следующих режимов (или их комбинацию) управления динамикой КТ и КА в режиме реального времени:

- виброизоляция КА и его протяженных элементов (панели солнечных батарей 20, антенна высокоинформативного комплекса 30 и

др.) при раскрытии главного зеркала 1, теплозащитных экранов 2 и радиаторов рефрижераторов 11;

- виброизоляция прецизионного главного зеркала 1 и теплозащитных экранов 2 КТ от внутренних микродинамических воздействий (см. рис. 1), вызванных работой систем КА в процессе эксплуатации;

- подавление колебаний протяженных элементов конструкций КТ, вызванных их раскрытием и внешними воздействующими факторами (см. рис. 1);

- подавление колебаний протяженных элементов конструкции КА, например, панелей солнечных батарей 20 (см. рис. 6, а) и балки высокоинформативного комплекса 30 с антенной, вызванных работой КА в процессе эксплуатации;

- высокоточное наведение КТ на исследуемый объект и его стабилизация в режиме реального времени;

- диагностика раскрытия складных элементов КТ и КА, а также контроль микродинамических воздействий на КТ и КА;

- восстановление координат центра масс КО относительно базовой системы координат в случае их изменений в процессе эксплуатации, например, из-за выработки запасов топлива в КА.

При этом ведут непрерывную обработку векторной информации от астродатчиков 6, совмещенных датчиков пространственного положения и ускорений 5, 10, 18, 21, 28, а также датчиков относительной скорости 13. На основании анализа этой информации в БВИИУС 26 формируются в масштабе реального времени управляющие команды, которые подаются на исполнительные органы (ЕМАВ 14 и приводы поворота 19 панелей солнечных батарей 20). Обработанную информацию от датчиков и научной аппаратуры преобразуют в радиосигналы и через высокоинформативный комплекс 30 по радиолинии 24 передают в наземный радиотехнический комплекс 25 для дальнейшей обработки, анализа и формирования (при необходимости) управляющих команд, а также на КА для корректировки программ наблюдений.

Анализ конструкции САВВН показал, что, получая от датчиков 18, 28 (см. рис. 6, б) непрерывную информацию об изменении углов α , β , γ между осями смежных ЕМАВ 14, проходящих через центры вращения шарнирных узлов (A, B, C) крепления этих моделей к платформе 12 и основанию 16, и зная расстояние L (равное отрезку CB), которое в процессе эксплуатации КГПКК остается неизменным, можно из треугольника ABC по теореме синусов определить искомые изменения длин смежных ЕМАВ 14 AB и AC :

$$AB = L \sin \gamma / \sin \alpha; AC = L \sin \beta / \sin \alpha$$

и аналогично остальных.

Таким образом, совмещенные датчики пространственного положения и ускорений 18, 28, выполненные в виде миниатюрных трехосных блоков гироскопов-акселерометров, установленных на шарнирных концах смежных ЕМАВ, можно применить в качестве датчиков их относительных перемещений, возникающих при управлении пространственным положением переходной фермы 15 с шестью степенями свободы (см. рис. 6, а) в процессе эксплуатации КГПКК [19]. При этом благодаря отсутствию в совмещенных датчиках пространственного положения и ускорений 18 и 28 подвижных электрических контактов и связанных с ними подвижных элементов, соединяющих концы ЕМАВ, упрощается конструкция САВВН и повышается надежность ее функционирования, а также снижаются значения ее габаритно-массовых характеристик.

Следует отметить, что для обеспечения с помощью одноуровневой САВВН виброзащиты КГПКК, например, криогенного телескопа КО «Миллиметрон» необходимо каждый ЕМАВ выполнять двухкаскадным: первый каскад — низкочастотный прецизионный линейный привод, способный обеспечивать точные перемещения с амплитудой от 10 мкм до 200 мм в диапазоне частот 0,1...15 Гц; второй каскад — прецизионный пьезопривод, способный обеспечивать высокоточные перемещения с амплитудой 1...500 мкм в диапазоне частот 15...100 Гц [2, 6, 18, 20].

Физическое моделирование пространственной САВВН. Впервые в качестве полномасштабной физической модели пространственной САВВН КГПКК был успешно применен динамический стенд авиационного тренажера с шестью степенями свободы [2, 21] (рис. 7). В результате не потребовалось дополнительных конструкторских и технологических доработок стенда, что позволило существенно (на несколько порядков) сократить финансовые и временные ресурсы, необходимые для создания аналогичной полномасштабной физической модели, а также повысить коэффициент использования в авиационной промышленности динамических стендов авиационных тренажеров с шестью степенями свободы.

Физическая модель пространственной САВВН КГПКК включает основание 5 с нижними опорами 6, 8, подвижную платформу 2 с верхними опорами 1, 3, гидроприводы 4 с обратными связями 7. Возмущения в направлении вертикальной оси стенда реализованы с помощью низкочастотного вибратора кинематического типа (на рис. 7 не показан), установленного внутри кабины через датчики силы. На рис. 8 приведены зависимости от возмущающей частоты f усилий P , передаваемых вибратором на платформу 2 (см. рис. 7) динамического стенда авиационного тренажера с шестью степенями свободы — полномасштабной физической модели пространственной

САВВН КГПКК и воспринимаемых платформой 2. Эти зависимости наглядно демонстрируют возможность практической реализации предлагаемой концепции САВВН КГПКК.

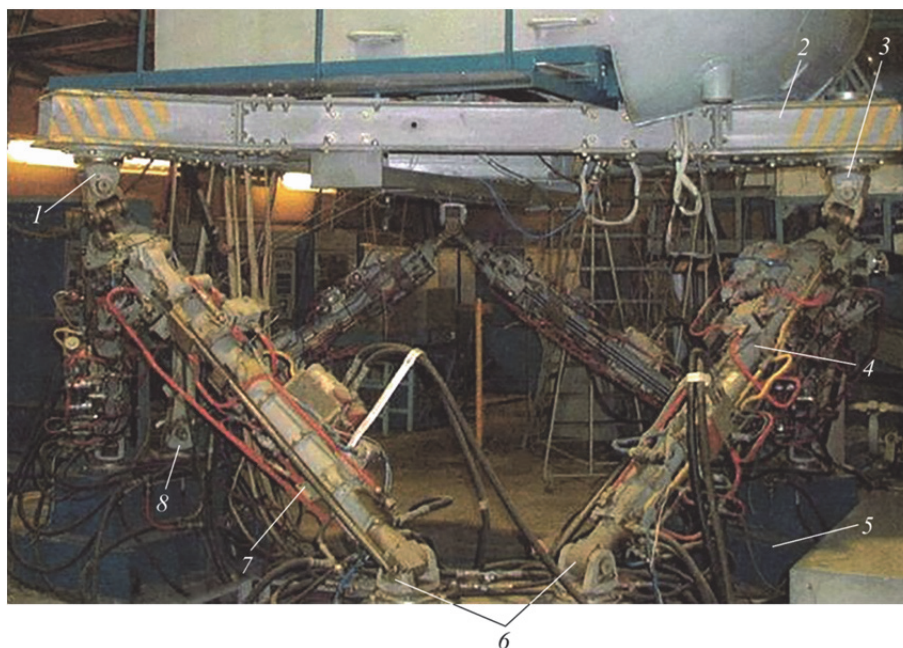


Рис. 7. Общий вид динамического стенда авиационного тренажера с шестью степенями свободы — полномасштабной физической модели пространственной САВВН КГПКК:

1, 3 — верхние опоры платформы; 2 — подвижная платформа; 4 — гидропривод;
5 — основание; 6, 8 — нижние опоры основания; 7 — обратные связи гидропривода

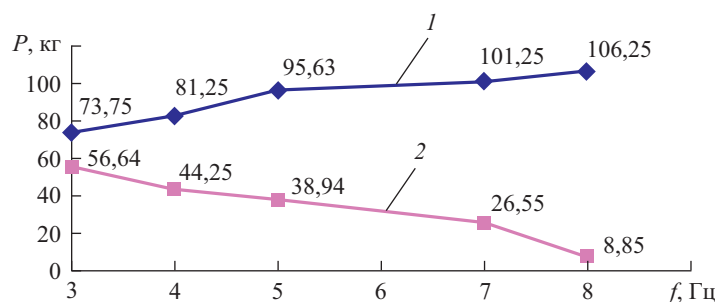


Рис. 8. Зависимости нагрузки от возмущающей частоты:

1 — усилие, передаваемое вибратором на платформу;
2 — усилие, воспринимаемое платформой

Ослабление эффекта виброизоляции в области частот ниже 5 Гц (см. рис. 8) связано с нестабильностью точного поддержания фаз задающими генераторами на этих частотах. В дальнейшем этот недостаток будет устранен аппаратными средствами, а также путем под-

ключения нейροкомпьютерной системы управления, использующей нейросетевые алгоритмы самонастройки.

Применение САВВН в составе КГПКК из высокомодульных ВПКМ позволит не только снизить их чувствительность к микродинамическим воздействиям, но и обеспечить высокоточное наведение КГПКК на исследуемые объекты и максимально сохранить тактико-технические характеристики КГПКК при длительной эксплуатации.

Заключение. Выявлена проблема возникновения чувствительности прецизионных КГПКК из высокомодульных ВПКМ к микродинамическим воздействиям, связанная со скачкообразным увеличением модуля упругости материала при преодолении пороговых значений малых напряжений.

Установлено, что при малых нагрузениях в условиях орбитального полета расчетные значения модуля упругости КГПКК из высокомодульных ВПКМ могут превышать реальные более чем в 20 раз. Соответственно, реальные упругие деформации подобных конструкций могут превышать допустимые значения, поэтому необходимо учитывать их чувствительность к микродинамическим воздействиям в орбитальном полете.

Приведены возможные пути решения проблемы чувствительности к микродинамическим воздействиям для КГПКК указанного типа.

На полномасштабной модели САВВН показана возможность реализации с помощью гексапода одновременной активной виброзащиты и наведения КГПКК.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Саяпин С.Н. Проблема микродинамической чувствительности прецизионных крупногабаритных космических конструкций из высокомодульных ВПКМ. *Лесной вестник / Forestry Bulletin*, 2019, т. 23, № 4, с. 23–31. DOI: 10.18698/2542-1468-2019-4-23-31
- [2] Саяпин С.Н. *Анализ и синтез раскрываемых на орбите прецизионных крупногабаритных механизмов и конструкций космических радиотелескопов лепесткового типа*: дис. ... д-ра техн. наук. Москва, 2003, 446 с.
- [3] Михайлин Ю.А. *Волокнистые полимерные композиционные материалы в технике*. Санкт-Петербург, Научные основы и технологии, 2013, 720 с.
- [4] Mallick P.K. *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. 3rd ed. New York, CRC press, 2007, 617 p.
- [5] *Космическая обсерватория «Миллиметрон»*. URL: <http://millimetron.ru/ru/> (дата обращения 26.02.2020).
- [6] Саяпин С.Н., Артеменко Ю.Н., Мышонкова Н.В. Проблемы прецизионности криогенного космического телескопа обсерватории «Миллиметрон». *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2014, № 2 (53), с. 50–76.
- [7] *Webb Space Telescope*. URL: <https://jwst.nasa.gov/content/about/index.html> (дата обращения 26.02.2020).

- [8] Chaney D. Radius of curvature matching system for a space based segmented telescope. *Proceedings 34th Space Symposium, Technical Track*. Colorado Springs, Colorado, USA. April 16–19, 2018, pp. 1–12.
- [9] Гайдукова А.О., Белянин Н.А. Обзор систем обезвешивания. *Решетневские чтения*, 2016, т. 1, № 20, с. 93–95.
- [10] Samygina E.K., Klem A.I. Numerical Simulation of the Adaptive Control System of the Composite Primary Mirror of a Large-Size Space Telescope. *Atmospheric and Oceanic Optics*, 2019, vol. 32, no. 5, pp. 590–596.
- [11] Моисеев А.А., Шостак С.В. К вопросу создания трансформируемых конструкций космических телескопов. *Вестник НПО имени С.А. Лавочкина*. 2019, № 4, с. 36–40.
- [12] Preumont A. *Vibration Control of Active Structures. An Introduction*. 3rd ed., Series “Solid Mechanics and Application”. Berlin Heidelberg, Springer-Verlag, 2011, vol. 179, 432 p.
- [13] Tang X.-q., Huang P. The Analysis and Application of Parallel Manipulator for Active Reflector of FAST. In: *Parallel Manipulators, towards New Applications*. Wu H., ed. Hi-Tech Education and Publishing, 2008, 506 p.
- [14] Stewart D. A platform with six degrees of freedom. *Proc. Inst. Eng.*, 1965-66, vol. 180, no. 15, pt. 1, pp. 371–386.
- [15] Defendini A., Vaillon L., Trouve F., Rouse Th., Sanctorum B., Griseri G. Technology predevelopment for active control of vibration & very high accuracy pointing systems. *Proceedings of 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems (Proceedings to appear in spring 2000)*. Noordwijk, The Netherlands, 18-21 October 1999, 7 p.
- [16] Vaillon L., Champetier C., Gullaude V., Alldridge J., Philippe C. Passive and active microvibration control for very high pointing accuracy space system. *Proceedings of 3rd International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESTEC*. Noordwijk, The Netherlands, 26–29 November 1996. ESA SP-381 (February 1997), pp. 497–503.
- [17] Koski K. Focus Mechanism for Kepler Mission. *Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium*. NASA Marshall Space Flight Center. May 7–9, 2008, pp. 359–372.
- [18] Саяпин С.Н., Синев А.В., Трубников А.Г. Способ подавления помех от колебаний упругой конструкции космической трансформируемой антенны в процессе эксплуатации и устройство для его осуществления. Пат. № 2161109 Российская Федерация, 2000, бюл. № 36, 20 с.
- [19] Саяпин С.Н., Кокушкин В.В. Способ подавления помех от колебаний упругой конструкции космической трансформируемой антенны в процессе эксплуатации и устройство для его осуществления. Пат. № 2323136 Российская Федерация, 2008, бюл. № 12, 17 с.
- [20] Sayarin S.N., Artemenko Yu.N. Intelligence System for Active Vibration Isolation and Pointing of Ultrahigh-Precision Large Space Structures in Real Time. In: *Smart Electromechanical Systems: The Central Nervous System*. Gorodetskiy A.E., ed. Series “Studies in Systems, Decision and Control”, vol. 49, Cham, Switzerland, Springer, 2016, pp. 103–115.
- [21] Фролов К.В., Саяпин С.Н., Синев А.В., Галушкин А.И., Якеменко Г.В. Физическая модель пространственной системы активной виброизоляции и наведения. Пат. № 2224295 Российская Федерация, 2004, бюл. № 5, 8 с.

Статья поступила в редакцию 21.01.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Саяпин С.Н. О чувствительности крупногабаритных прецизионных космических конструкций из высокомодульных волокнистых полимерных композиционных материалов к микродинамическим воздействиям. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 3. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1963>

Саяпин Сергей Николаевич — д-р техн. наук, главный научный сотрудник Института машиноведения им. А.А. Благонравова РАН; профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана. e-mail: S.Sayarin@ Rambler.ru

On the sensitivity of large precision space structures of high-modulus fibrous polymer composite materials to microdynamical effects

© S.N. Sayapin^{1,2}

¹ Blagonravov Institute of Machine Science RAS, Moscow, 101990, Russia

² Bauman Moscow State Technical University, Moscow, 105005, Russia

The paper considers the problem of sensitivity of large precision space structures made of high-modulus fibrous polymer composite materials to external and internal microdynamic effects. This problem is related to the extent of structure forming elements, as well as to an abrupt increase in the elastic modulus of the material when passing the threshold of low stresses. It is found that under low loading in the orbital flight conditions the calculated values of the elastic modulus of large precision space structures made of high-modulus fibrous polymer composite materials may be higher than the real ones by more than 20 times, which must be taken into account in the calculations. Possible ways to reduce the sensitivity of such space structures made of high-modulus fibrous polymer composite materials to external and internal microdynamic effects are shown.

Keywords: microdynamic sensitivity, large precision space structures, high-modulus fibrous polymer composite materials

REFERENCES

- [1] Sayapin S.N. *Lesnoy vestnik — Forestry Bulletin*, 2019, vol. 23, no. 4, pp. 23–31. DOI: 10.18698/2542-1468-2019-4-23-31
- [2] Sayapin S.N. *Analiz i sintez raskryvaemykh na orbite pretsizionnykh krupnogabaritnykh mekhanizmov i konstruktivnykh kosmicheskikh radioteleskopov lepestkovogo tipa*. Diss. dokt. tekhn. nauk [Analysis and synthesis of flexible spaceborne precision large mechanisms and designs of space radiotelescopes of the petal type. Dr. eng. sc. diss.]. Moscow, IMash RAN Publ., 2003, 446 p.
- [3] Mikhaylin Yu.A. *Voloknistye polimernye materialy v tekhnike* [Fibrous polymer composite materials in engineering]. St. Petersburg, Nauchnye osnovy i tekhnologii Publ., 2013, 720 p.
- [4] Mallick P.K. *Fiber-reinforced composites: materials, manufacturing, and design*. New York, CRC press Publ., 2007, 617 p.
- [5] *Kosmicheskaya observatoriya “Millimetron”* [Millimetron Space Observatory]. Available at: <http://millimetron.ru/en/> (accessed February 26, 2020).
- [6] Sayapin S.N., Artemenko Yu.N., Myshonkova N.V. *Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Seriya Estestvennyye nauki — Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series: Natural Sciences*, 2014, no. 2(53), pp. 50–76.
- [7] *Webb Space Telescope*. Available at: <https://jwst.nasa.gov/content/about/index.html> (accessed February 26, 2020).
- [8] Chaney D. Radius of curvature matching system for a space based segmented telescope. *Proceedings of 34th Space Symposium, Technical Track*. Colorado Springs, Colorado, USA. April 16–19, 2018, pp. 1–12.
- [9] Gaydukova A.O., Belyanin N.A. *Reshetnyevskiy chteniya — Reshetnev's Readings*, 2016, vol. 1, no. 20, pp. 93–95.
- [10] Samygina E.K., Klem A.I. *Atmospheric and Oceanic Optics*, 2019, vol. 32, no. 5, pp. 590–596.

-
- [11] Moisehev A.A., Shostak S.V. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina — VESTNIK NPO S.A. Lavochkina*, 2019, no. 4, pp. 36–40.
- [12] Preumont A. *Vibration Control of Active Structures. An Introduction*. Series “Solid Mechanics and Application”. Berlin, Heidelberg, Springer-Verlag Publ., 2011, vol. 179, 432 p.
- [13] Tang X.-q., Huang P. The Analysis and Application of Parallel Manipulator for Active Reflector of FAST. In: *Parallel Manipulators, towards New Applications*, Wu H., ed. Hi-Tech Education and Publishing, 2008, 506 p.
- [14] Stewart D. *The Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers*, 1965–66, vol. 180, no. 15, Pt 1, pp. 371–386.
- [15] Defendini A., Vaillon L., Trouve F., Rouse Th., Sanctorem B., Griseri G. Technology predevelopment for active control of vibration & very high accuracy pointing systems. *Proceedings of 4th ESA International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, (Proceedings to appear in spring 2000)*, Noordwijk, The Netherlands, 18–21 October 1999, 7 p.
- [16] Vaillon L., Champetier C., Gullaud V., Alldridge J., Philippe C. Passive and active microvibration control for very high pointing accuracy space system. *Proceedings of Third International Conference on Spacecraft Guidance, Navigation and Control Systems, ESTEC*, Noordwijk, The Netherlands, 26–29 November 1996, ESA SP-381 (February 1997), pp. 497–503.
- [17] Koski K. Focus Mechanism for Kepler Mission. *Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium May 7–9, 2008*. NASA Marshall Space Flight Center Publ., 2008, pp. 359–372.
- [18] Sayapin S.N., Sinev A.V., Trubnikov A.G. *Sposob podavleniya pomekh ot kolebaniy uprugoy konstruksii kosmicheskoy transformiruemy anteny v protsesse ekspluatatsii i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [The method of suppressing interference caused by vibrations of the transformable space antenna elastic structure in the course of operation and device for realization of the this method]. Patent RF no. 2161109, 2000, bul. no. 36, 20 p.
- [19] Sayapin S.N., Kokushkin V.V. *Sposob podavleniya pomekh ot kolebaniy uprugoy konstruksii kosmicheskoy transformiruemy anteny v protsesse ekspluatatsii i ustroystvo dlya ego osushchestvleniya* [The method of suppressing interference caused by vibrations of the transformable space antenna elastic structure in the course of operation and device for realization of the this method]. Patent RF no. 2323136, 2008, bul. no. 12, 17 p.
- [20] Sayapin S.N., Artemenko Yu.N. Intelligence System for Active Vibration Isolation and Pointing of Ultrahigh-Precision Large Space Structures in Real Time. In: *Smart Electromechanical Systems: The Central Nervous System*, Gorodetskiy A.E., ed. Series “Studies in Systems, Decision and Control”. Switzerland, Cham, Springer Publ., 2016, vol. 49, pp. 103–115.
- [21] Frolov K.V., Sayapin S.N., Sinev A.V., Galushkin A.I., Yakemenko G.V. *Fizicheskaya model prostranstvennoy sistemy aktivnoy vibroizilyatsii i navedeniya* [Physical model of the spatial system of active vibration isolation and pointing]. Patent RF no. 2224295, 2004, bul. no. 5, 8 p.

Sayapin S.N., Dr. Sc. (Eng.), Chief Research Fellow, Blagonravov Institute of Machine Science RAS, Professor, Bauman Moscow State Technical University.
e-mail: S.Sayapin@rambler.ru