

УДК 621.1:621.89:629.7.081

РЕЗУЛЬТАТЫ РАЗРАБОТОК ПО ТРИБОТЕХНИКЕ В БЕЛОРУССКОЙ ЧАСТИ КОСМИЧЕСКОЙ ПРОГРАММЫ СОЮЗНОГО ГОСУДАРСТВА

¹Н.К. Мышкин, ²В.А. Белый, ³В.Л. Басинюк, ¹А.Я. Григорьев

¹Институт механики металлополимерных систем им. В.А. Белого НАН Беларуси,
г. Гомель, Беларусь

²Физико-технический институт НАН Беларуси

³Объединенный институт машиностроения НАН Беларуси
г. Минск, Беларусь

Рассмотрены вопросы аппаратно-методического обеспечения космических и наземных испытаний материалов на трение и износ. Приведены основные характеристики используемого в эксперименте триботехнического оборудования.

Введение

Дальнейшее освоение околоземного пространства не может быть обеспечено только наращиванием числа и частоты вывода на орбиту объектов космической техники даже при использовании перспективных средств их доставки. Успешное решение этой задачи неразрывно связано с увеличением надежности и ресурса орбитальных аппаратов. В этой связи основные направления развития космической техники следующего поколения предусматривают значительное увеличение сроков ее эксплуатации. Одной из задач, возникающих при реализации этих требований, является обеспечение необходимого ресурса работы узлов трения, работающих в открытом космосе.

По условиям эксплуатации многие узлы трения орбитальной техники — зубчатые передачи и подшипники антенных платформ, петли люков, приводы различных механизмов, резьбовые соединения, замковые механизмы, контактные уплотнения, работают вне герметизированных отсеков. Трение в этих узлах происходит при воздействии целого ряда неблагоприятных факторов космического пространства (ФКП), к главным из которых относят отсутствие окислительной среды и паров воды, значительных перепадов тем-

пературы (170–420 К), ионизирующего и ультрафиолетового излучения, пучков ионов и тяжелых частиц. В таких условиях механизмы трения и изнашивания существенно отличаются от наземных, что не позволяет использовать традиционные (наземные) решения для обеспечения требуемых характеристик и параметров надежности узлов трения.

С момента первых запусков космических аппаратов этой проблеме уделялось самое пристальное внимание. Однако в наземных условиях невозможно провести адекватные по совокупности действующих ФКП испытания триботехнических материалов. Во-первых, очень трудно подобрать условия испытаний, идентичные условиям эксплуатации, и, во-вторых, не все ФКП известны и могут быть воспроизведены. По этим причинам невозможно обойтись без проведения натурных исследований.

Первое триботехническое испытание в космосе

Первый, и пока единственный эксперимент по исследованию трения и изнашивания материалов в открытом космосе был проведен в ходе выполнения научной программы Луна-4 (1974). Для его реализации на НПО им. С.А. Лавочкина был

создан прибор — имитатор трения (ИТ), установленный снаружи космического аппарата Луна-24, выведенного на орбиту Луны [1]. С помощью этого прибора был решен ряд наиболее актуальных задач космического трибоматериаловедения [2]. Испытания в вакуумных камерах и на космическом корабле производились по одним и тем же схемам испытаний.

В комплект имитатора трения входили: автономный прибор ИТ (габариты: 315×230×180 мм, масса—4,0 кг); два пятиканальных тензометрических преобразователя (габариты: 225×170×120 мм, масса — 1,5 кг); блок управления испытываемыми узлами (габариты: 240×180×60 мм, масса — 1,5 кг).

Автономный прибор ИТ показан на рис. 1, а. Он состоит из герметичного электромеханического привода 1 и блока узлов трения 2. В приборе ИТ использовались две схемы испытаний на трение: схема «диск – палец» 1 (рис. 1, б) и схема «вал – втулка» 2 (рис. 1, б). Одновременно испытываются девять узлов трения: три узла «вал – втулка» и шесть узлов «диск – палец».

Согласно техническому заданию, продолжительность работы прибора ИТ на борту космического аппарата должна была ограничена 120–150 ч из-за обширной общей научной программой по исследованию Луны и окололунного пространства и ограниченности числа каналов телеме-

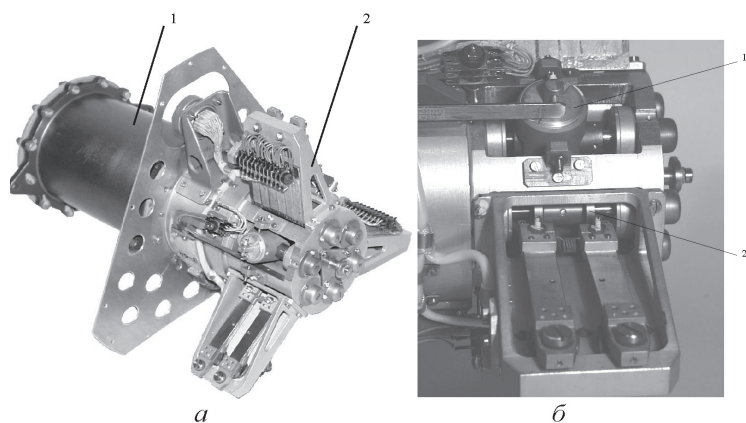


Рис. 1. Фотография имитатора трения

трии. Испытаниям подвергалось широко применяемое в узлах трения механизмов космических аппаратов твердое смазочное покрытие (ТСП) ВНИИ НП-212, смазочным компонентом которого является MoS₂.

Образцы изготавливались из алюминиевых сплавов марок Д16Т и АМГ-6, причем в качестве подложки под покрытие использовался менее твердый из этих сплавов АМГ-6. Для пары «вал – втулка» твердое смазочное покрытие наносилось на вал, а для пары «диск – индентор» — на диск. Толщина покрытия составляла 15±5 мкм. Материалы для испытываемых образцов были выбраны таким образом, чтобы за короткое время эксперимента успеть реализовать все стадии процесса трения, начиная с момента приработки трущихся поверхностей и заканчивая выходом из строя механического узла. Критериями оценки работоспособности испытываемого узла являлись величина коэффициента трения и продолжительность работы (ресурс) антифрикционного покрытия. Резкое необратимое увеличение коэффициента трения ($f > 0,3$) характеризовало износ покрытия и возникновение металлического контакта между трущимися поверхностями.

Скорость вращения выходного вала с закрепленными образцами составляла 21 об./мин, что соответствовало скоростям скольжения для пары «вал – втулка» 0,008 м/с, а для пары «диск – индентор» — 0,01 м/с. Такая малая скорость вращения выбрана для того, чтобы свести к минимуму влияние скорости деформирования поверхностного слоя, приводящей к изменению прочностных свойств ТСП ВНИИ НП-212.

Наземным лабораторным испытаниям подвергались два прибора ИТ, поочередно помещаемых в вакуумную камеру. Средние результаты наземных лабораторных испытаний приведены в табл. 1.

Табл. 1

Наземные лабораторные испытания приборов ИТ

Пара трения	Среда давление, Па	Значения коэффициентов трения			Время работы, ч
		при пуске	установившийся	инимимальный	
Вал – втулка	Воздух, 1·10 ⁵	0,26	0,24	0,22	0,033
	Вакуум, 1·10 ⁻⁴	0,23	0,06–0,08	0,05	143
Диск – индентор	Воздух, 1·10 ⁵	0,17	0,16	0,14	0,033
	Вакуум, 1·10 ⁻⁴	0,15	0,04–0,06	0,03	118

Результаты испытаний на воздухе покрытия ВНИИ НП-212 на основе MoS_2 показали, что оно обладает достаточно большой величиной коэффициента трения. Это вызвано наличием влаги в воздухе, которая ухудшает смазочные свойства MoS_2 . Различия в коэффициентах трения покрытия, полученных на двух типах испытательных узлов, объясняются различиями в коэффициенте взаимного перекрытия трущихся поверхностей.

Летный прибор ИТ с помощью специальной рамы был установлен на внешней части корпуса космического аппарата, предназначенного для запуска на орбиту Луны. К телеметрическому комплексу были присоединены два тензопреобразователя с подключенными к ним 9 тензобалками испытываемых узлов трения. Кроме этого, к телеметрической системе были подключены: электродвигатель привода, датчик для измерения давления внутри корпуса привода и четыре датчика для определения температуры на корпусе прибора ИТ и двух тензопреобразователях.

На протяжении 15 месяцев активного существования космического аппарата испытательные узлы трения с твердым смазочным покрытием прибора ИТ подвергались многофакторному воздействию окружающей среды дальнего космоса. За это время с прибором ИТ было проведено 18 сеансов связи. За указанный период суммарное время работы прибора составило 128 ч.

Первые секунды работы испытываемых узлов трения показали практически те же самые величины моментов трения, которые были получены на стартовой позиции. Через 1,5–2,0 мин испытаний узлы коэффициент трения составил для схемы вал-втулка 0,24–0,22, для схемы «диск – индентор» 0,16–0,15. К концу работы первого сеанса связи коэффициент трения снизился для схемы «вал – втулка» до 0,14–0,10, для схемы «диск – индентор» до 0,10–0,09.

Усредненные значения коэффициентов трения, полученные с орбиты вокруг Луны, представлены в табл. 2.

После 15-месячного пребывания в космическом пространстве прибор ИТ полностью сохра-

нил свою работоспособность, но сам космический аппарат исчерпал свой ресурс, и связь с ним прекратилась.

Сравнивая результаты наземных испытаний ТСП ВНИИ НП-212 в приборе ИТ с летными результатами, можно определить некоторые различия в коэффициенте трения и ресурсе. Меньший коэффициент трения получен с КА «Луна-22». Ресурс работы твердого смазочного покрытия в наземной вакуумной установке составил для узла «вал – втулка» 143 ч, для узла «диск – индентор» — 118 ч. Общее время работы прибора ИТ в условиях космоса составило 128 ч. За это время ресурс смазочного покрытия полностью не был исчерпан.

Несколько лучшие триботехнические характеристики ТСП ВНИИ НП-212, полученные с КА «Луна-22», можно объяснить тем, что наличие локальной собственной атмосферы в рабочей зоне трения является более благоприятным условием для трения при работе узла в космическом вакууме, чем в технологическом вакууме лабораторной установки. Кроме того, в космосе в условиях невесомости, оторвавшись от поверхности трения, частички износа MoS_2 в результате микрогравитации «облаком» окружают зону трения и некоторые из них повторно вовлекаются в процесс трения, улучшая тем самым смазку рабочих поверхностей как «закрытого», так и «открытого» узлов.

Эксперимент на Международной космической станции

Несмотря на значительные результаты, полученные при проведении исследований как на орбите, так и в наземных лабораториях, существуют определенные пробелы в современных представлениях о процессах трения и изнашивания в космосе. Новые возможности в этой области открылись с началом эксплуатации Международной космической станции (МКС). В рамках программы Союзного государства Россия – Беларусь планируется проведение на МКС испытаний перспективных антифрикционных и износостойких материалов космической техники.

Табл. 2

Коэффициенты трения на орбите вокруг Луны

Пара трения	Средние значения коэффициентов трения			
	при пуске	установившийся	через 10 ч работы	через 15 месяцев работы
Вал – втулка	0,24–0,27	0,12–0,14	0,10–0,12	0,03–0,04
Диск – индентор	0,16–0,18	0,09–0,10	0,07–0,08	0,02–0,03

Постановка этого эксперимента предусматривает решение целого комплекса задач, включающих создание испытательной аппаратуры, разработки новых материалов, наземных и бортовых методик испытаний [3–5].

Планируемый эксперимент отличает значительное расширение исследовательской программы по сравнению с предшествующими подобными испытаниями. Тем не менее, бортовые испытания ограничены как по времени, так и по числу регистрируемых параметров. Поэтому для увеличения объема информации предусматривается проведение серии имитационных наземных экспериментов с расширенной исследовательской программой. По ряду объективных причин, а также в силу того, что не все факторы космического пространства известны или могут быть промоделированы, имитационные испытания следует считать некоторым приближением бортовых. Поэтому достижение поставленных целей невозможно без решения задачи оценки эквивалентности бортовых и наземных экспериментов.

В триботехнике используются различные схемы проведения испытаний, отличающиеся геометрией контактирующих образцов и кинематикой

их взаимного движения. Выбор той или иной схемы определяется конструктивными и эксплуатационными параметрами узлов трения, в которых планируется использование испытуемых материалов. Обычно получение полного набора триботехнических характеристик требует проведения испытаний по различным схемам в широком диапазоне нагрузочно-скоростных параметров. К сожалению, при проведении космического эксперимента реализовать полнофакторные исследования невозможно. По этой причине при проектировании испытательного оборудования был использован ряд технических решений, существенно расширяющих его возможности по сравнению с традиционными наземными приборами.

Разработанные для реализации космического эксперимента приборы предназначены для проведения испытаний по двум геометрическим схемам контактирования образцов: «диск – палец» (индентор) и «вал – конформный вкладыш» (рис. 2, а, б). Как показал проведенный анализ, эти две схемы позволяют осуществлять моделирование большинства используемых в настоящее время узлов трения космической техники. Оба прибора имеют общую схему компоновки и близкие массогабаритными характеристиками.

На рис. 2, в приведена схема прибора (трибометра) для проведения испытаний по схеме «диск – палец». Испытуемый материал изготавливается в виде диска 1 или наносится в виде покрытия на него. С каждой стороны к диску прижимаются по три индентора 2, которые имеют плоскую или сферическую форму торцов. Требуемая нагрузка P создается упругими элементами 3, попарно соединяющими инденторы, расположенные на противоположных сторонах диска. Каждая пара инденторов находится на разных расстояниях от центра диска r . Значения нормальной нагрузки и возникающих при вращении диска сил трения регистрируются

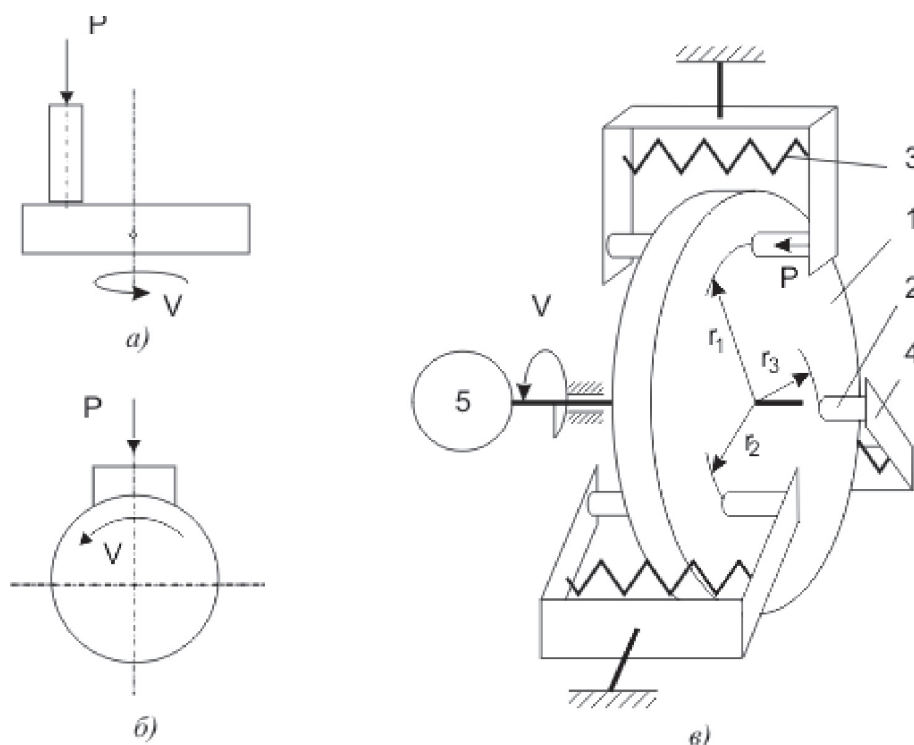


Рис. 2. Схемы испытаний материалов на трение и износ, используемые в космическом эксперименте:
 а — «диск – палец (индентор)»; б — «вал – конформный вкладыш»;
 в — кинематическая схема бортового трибометра

тензометрическими балками 4. Вращение диска 2 осуществляется двигателем 5.

Основной особенностью разработанных приборов является использование в них синхронного безколлекторного двигателя с возбуждением от редкоземельных постоянных магнитов и цифровым управлением, созданного в КБТЭМ-СО и ОИМ НАН Беларуси. Преимуществом данного типа привода является возможность реализации с его помощью нескольких схем и методик триботехнических испытаний, осуществление которых обычно требует применения различных по своей конструкции приборов. Привод обеспечивает работу прибора в условиях действия ФКП при температурах от 170 до 420 К и вакууме до 0,01 Па.

При проведении испытаний управляемыми параметрами являются: нагрузка P угловая скорость вращения ω ; угловая координата перемещений φ ; закономерность изменения ω и φ во времени t . В процессе проведения испытаний осуществляется контроль коэффициентов трения, температуры и износ каждого индентора.

Поскольку инденторы расположены на разных расстояниях от центра вращения диска 1 и к каждому из них может быть приложена различная нагрузка, то один эксперимент позволяет получить данные при трех различных значениях P и скоростях V для 6 видов испытываемых материалов.

Для постановки космического эксперимента по исследованию перспективных материалов узлов трения разработаны и изготовлены два типа

приборов бортовой трибометр и модуль подшипников скольжения (рис. 3, а, б). Первый из них в большей мере ориентирован на решение научных задач, а второй — для испытаний перспективных материалов узлов трения космической техники.

Приборы в ходе испытаний располагаются на наружной технологической площадке МКС. Данные передаются на Землю в режиме реального времени по телеметрическим каналам. Предусматривается, что в ходе эксперимента экипаж МКС периодически будет менять материалы и режимы испытаний.

Наземные испытания будут проводиться по двум схемам. Первая схема основана на максимальном приближении к условиям работы бортового трибометра — т. н. имитационные испытания в криовакуумной камере на идентичном бортовому приборе (рис. 2, б), а вторая предполагает проведение исследований в нормальных наземных условиях с помощью кинематического аналога бортового трибометра (рис. 2, в) и микро-трибометра (рис. 2, г), работающего в диапазоне нагрузок от 10 мН до 1 Н и скоростях скольжения 0,1–10 мм/с. Целью проведения наземных исследований является:

- расширение параметрической базы эксперимента, т. е. дополнение результатов космического эксперимента данными, полученными в ходе наземных испытаний;

- оценка влияния факторов космического пространства на триботехнические характеристики антифрикционных и износостойких материалов.

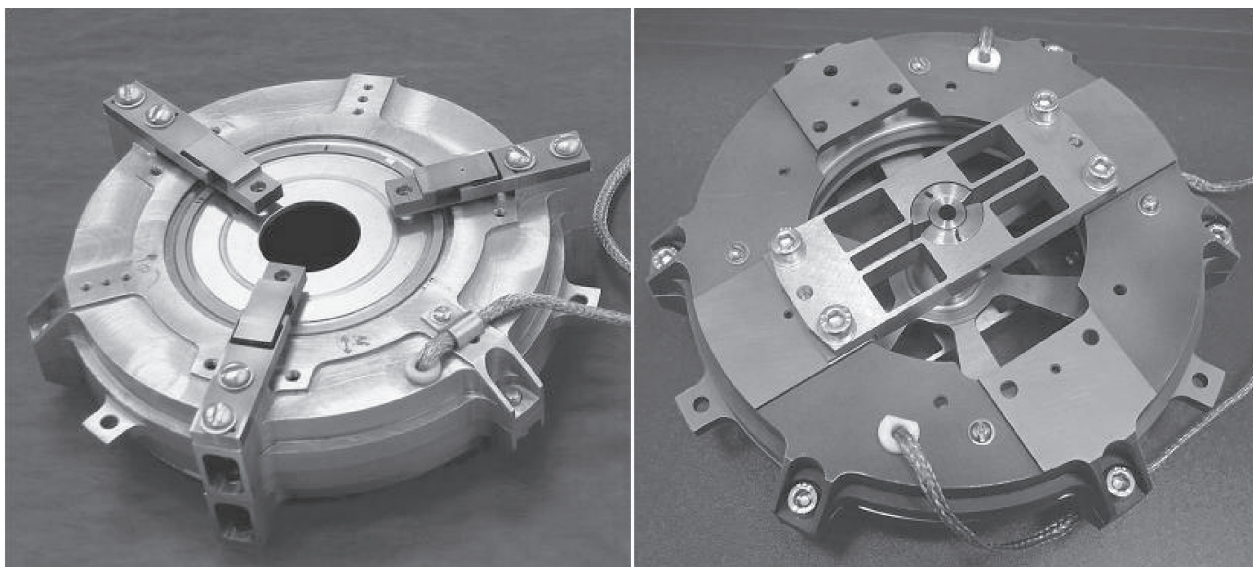


Рис. 3. Оборудование для проведения испытаний материалов на трение и износ: а — бортовой трибометр; б — модуль подшипников скольжения

Общая схема проведения эксперимента представлена на рис. 4. В соответствии с данной схемой, наземный эксперимент проводится по расширенной программе в условиях, идентичных бортовым испытаниям и нормальным физическим. Расширенная программа предусматривает реализацию полнофакторного эксперимента (при всех возможных нагрузочно-скоростных параметрах), регистрацию целого ряда дополнительных параметров (измерение раздельного износа диска и инденторов, трибоакустической эмиссии, работы выхода электронов и др.) и проведение постэкспериментальных исследований образцов, включающих изучение морфологии частиц износа и следов трения, микрорентгеноспектрального и рентгеноструктурного анализа и многих других современных методов изучения поверхностных слоев твердых тел.

При эквивалентности условий проведения наземных и бортовых испытаний это позволяет расширить параметрическую базу космического

эксперимента. Однако обеспечение такой эквивалентности подразумевает моделирование действия ФКП, контроль которых в полном объеме в ходе бортовых испытаний по техническим причинам невозможен. Таким образом, возникает задача обеспечения параметрической эквивалентности наземного эксперимента в условиях неполной информации об условиях проведения бортовых испытаний. Помимо обеспечения эквивалентности бортовых и имитационных наземных испытаний это позволит изучить влияние ФКП на механизмы трения и изнашивания, что в перспективе обеспечит создание материалов узлов космической техники с заданными свойствами и ресурсом работы на основе исследований в наземных лабораториях.

Для решения этой проблемы предлагается производить косвенную оценку параметров ФКП по результатам рассогласования имитационных и натуральных испытаний.

Полученные в ходе выполнения совместного

российско-белорусского проекта результаты могут быть использованы во многих других системах аэрокосмического, транспортного и машиностроительного назначения, работающих в экстремальных внешних условиях. В частности, в настоящее время ведутся работы по внедрению разработанных вспомогательных механизмов перспективного гибридного трактора «Беларус». В ходе разработки была создана теоретическая, технологическая и испытательная база, позволяющая проектировать подобные двигатели для работы в широком диапазоне мощностей и точности позиционирования, в частности, создан целый ряд компонентов мехатроники для координатных систем технологического оборудования (рис. 5).

В выполнении работы принимают участие це-

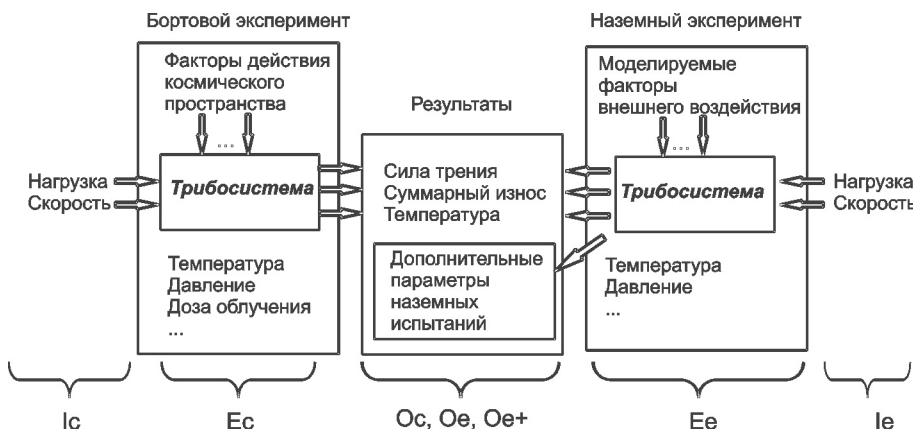


Рис. 4. Схема космического эксперимента по исследованию триботехнических свойств материалов: I_c, I_e — задаваемые параметры испытаний; E_c, E_e — внешние факторы воздействия; O_c, O_e, O_e^+ — измеряемые параметры. Индексы «с», «е» относятся к бортовому и наземному экспериментам соответственно

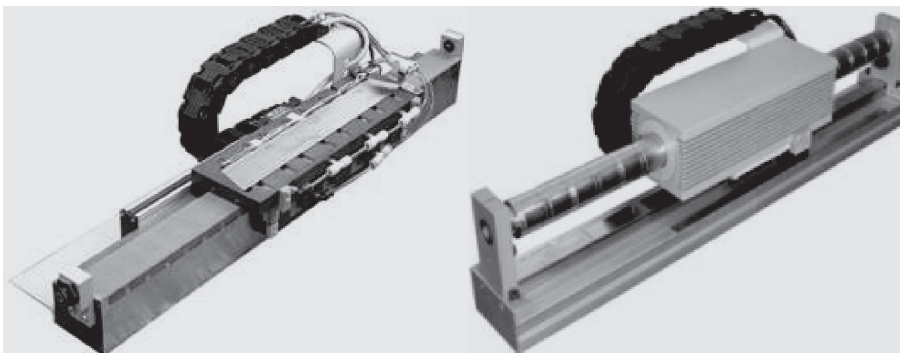


Рис. 5. Приводы линейного движения компонентов мехатроники

лый ряд учреждений Национальной академии наук и промышленных предприятий Беларуси: Институт механики металлополимерных систем, Объединенный институт машиностроения; «КБТМ СО», Физико-технический институт, Институт порошковой металлургии НАН Беларуси. Работа белорусской стороны выполняется в тесном сотрудничестве с организациями России: постановщиком космиче-

ского эксперимента — Центральным научно-исследовательским институтом машиностроения; разработчиком аппаратуры — Институтом проблем механики РАН; Научно-производственным объединением им. С.А. Лавочкина; Ракетно-космической корпорацией «Энергия» им. С.П. Королева; Научно-исследовательским институтом космических проблем им. А.А. Максимова.

Литература

1. Имитатор трения / Н.Е. Богорад [и др.] // Современные методы и средства измерения внешнего трения: сб. науч. трудов. — М.: НИИ ФТРИ, 1977. — С. 8–10.
2. Ярош, В.М. Исследование материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве и на орбите вокруг Луны / В.М. Ярош, А.А. Моишев, М.А. Броневец // Трение и износ. — 2003. — Т. 24. — № 6. — С. 626–635.
3. Мышкин, Н.К. Разработка оборудования для выполнения космического эксперимента «Материал – Трение» / Н.К. Мышкин, А.Я. Григорьев, М.А. Броневец // Труды Второго белорусского космического конгресса; Минск, 25–27 окт. 2005 г. — С. 50–54.
4. Разработка материалов и покрытий для космической техники, экспериментального оборудования, методик и программного обеспечения для проведения триботехнических испытаний / Н.К. Мышкин [и др.] // Трение и износ. — 2004; спец. выпуск. — С. 4–27.
5. Наземные и бортовые испытания материалов на трение в космосе / Н.К. Мышкин [и др.] // Информатика, 2007. — № 3. — С. 41–50.

УДК: 544.022.342 + 544.022.344.2 + 544.032.6

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАДИАЦИОННЫХ ДЕФЕКТОВ В МЕТАЛЛАХ

С.Г. Псахье, К.П. Зольников, Д.С. Крыжевич, А.В. Корчуганов
Учреждение Российской академии наук Институт физики прочности
и материаловедения Сибирского отделения РАН
г. Томск, Россия

Введение

Эволюция структурных повреждений в материалах в условиях радиационного облучения представляет значительный интерес с точки зрения долговременных предсказаний изменений их механических свойств. Одним из основных проявлений радиационного воздействия на материал является генерация каскадов атомных смещений, что ведет к формированию структурных дефектов и изменению физико-механических свойств

материала. Отметим, что моделирование каскадов атомных смещений, анализ образующихся дефектов, изучение их эволюции и формирование относительно устойчивых радиационных дефектов, как правило, проводится для материалов с идеальной структурой [1–4]. Однако хорошо известно, что наличие протяженных границ раздела может оказать существенное воздействие на многие свойства материала [5, 6]. В частности, присутствие протяженных границ раздела, например