

УДК 536.42:621.891

В. Г. Боровик

Інститут проблем матеріалознавства ім. І. Н. Францевича НАН України, Київ

Модульный узел трения «диск — индентор» для триботехнических исследований в космическом пространстве

Надійшла до редакції 25.03.05

Розглянуто та проаналізовано конструкції вузлів тертя типу «диск-індентор» трибометрів, призначених для проведення експериментів в умовах впливу факторів космічного простору. Для дослідження триботехнічних характеристик матеріалів в космічних умовах запропоновано конструкцію вузла тертя «диск-індентор», яка враховує досвід в цій галузі. Описана конструкція модульного вузла тертя перспективного орбітального трибометра та наведені його технічні характеристики.

Задача повышения надежности узлов трения космических аппаратов требует совершенствования экспериментального оборудования для изучения особенностей воздействия факторов космического пространства (ФКП) на триботехнические характеристики материалов. Совершенствование трибометров идет по пути расширения их функциональных возможностей, повышения точности измерений и информативности экспериментов, а также улучшения их массогабаритных характеристик и энергопотребления. Современные подходы к изучению влияния ФКП на трение и механизмы изнашивания материалов требуют оснащения орбитального трибометра системами измерения триботехнических характеристик испытываемых пар трения, в первую очередь — линейного износа. Полезным свойством перспективных трибометров может стать возможность неоднократного их использования. При этом образцы пар трения, доставляемые на борт МКС и возвращаемые на Землю после испытаний должны иметь минимальные массу, габариты и допускать простую их установку в трибометр. Очевидно, что в случае неоднократного использования трибометр не должен требовать юстировки на борту МКС: необходимая точность установки образцов должна обеспечиваться конструктивно.

Необходимо отметить, что ФКП можно разделить на две группы. Первая — это факторы,

имеющие скалярную природу: невесомость, вакуум и т.п. Вторая — это факторы, имеющие векторную природу: излучения, корпускулярные и микрометеоритные потоки и т.п. При анализе конструкций орбитальных трибометров необходимо представлять, влиянию каких ФКП на трение и износ подвержена конкретная пара трения в данном трибометре. Очевидно, что влияние векторных ФКП может проявляться только в незатененных парах трения с частичным перекрытием.

В настоящее время известно несколько трибометров, предназначенных для работы в открытом космическом пространстве.

Одним из первых космических трибометров можно считать имитатор трения, который был создан в НПО им. С. А. Лавочкина и размещен на КА «Луна-22» [8]. Имитатор имел сдвоенный привод и испытательный блок, включающий три узла трения типа «диск — индентор» и три узла типа «вал — втулка». Передача вращения с вала привода на шесть валов узлов трения осуществлялась с помощью специального редуктора. Все шесть узлов находились в постоянном зацеплении с валом привода. Каждый узел «диск—индентор» имел диск диаметром около 30 мм, к обеим плоскостям которого на диаметре около 20 мм прижаты два соосных индентора. Каждый индентор закреплен на свободном конце консольной балки, имеющей минималь-

ную жесткость в направлении касательном к окружности диска, а другой конец балки закреплен на оси, перпендикулярной к радиусу диска и его плоскости. Балки соединены одна с другой при помощи податливой винтовой пружины, которая задает нормальную силу (усилие прижатия инденторов к диску). На балки наклеены тензорезисторы, которые использовались для измерения силы трения инденторов о диск.

Данный имитатор не был оснащен системой для измерения температуры в области контакта пар трения и их линейного износа.

Использовать рассмотренный имитатор трения в качестве основы для проектирования перспективного орбитального трибометра не представляется возможным по следующим причинам:

1. Все испытываемые пары трения в имитаторе работают одновременно, что в случае больших нормальных нагрузок и скоростей скольжения требует использования достаточно мощного привода.

2. Прекращение испытаний одной из пар трения неизбежно ведет к прекращению испытаний остальных пяти пар трения, т. е. такая кинематическая схема трибометра накладывает существенные ограничения на программу испытаний.

3. Ось индентора отклоняется в процессе испытаний по мере износа индентора и образца-диска.

4. Кинематическая схема крепления индентора приводит к изменению радиуса дорожки трения при изменении силы трения.

5. Установка инденторов и дисков, а также юстировка трибометра/имитатора является достаточно сложной задачей даже в земных условиях.

6. Диски имитатора в значительной степени закрыты другими деталями от воздействия на них излучений, а также корпускулярных и микрометеоритных потоков, что не позволяет изучить влияние последних на трение и износ.

Интересная конструкция трибометра TRIBOLAB предложена для размещения на борту европейского сегмента МКС [7]. Этот трибометр состоит из двух блоков. Первый блок предназначен для испытания шести узлов «диск — индентор», а второй — шести шарикоподшипниковых узлов. В узле «диск — индентор» каждый диск взаимодействует только с одним индентором. Особенностью конструкции данного трибометра является то, что образцы-диски (шарикоподшипники) в каждом блоке расположены на общем валу. При этом к каждому блоку подключено по два привода, один из которых (основной) приводит во вращение вал с дисками (подшипниками), а второй (переключающий привод) предназначен для поочередного введения в контакт соответствующих диска и индентора (нагружения соответ-

ствующего шарикоподшипника). Таким образом, в процессе испытаний узлы трения в каждом блоке испытываются поочередно. Такая конструкция трибометра позволяет существенно снизить мощность, габариты и массу основного привода и трибометра в целом. Отметим, что переключающий привод не требует большой мощности, поэтому его габариты и масса невелики.

Однако конструкция узла «диск — индентор», примененная в данном трибометре не содержит датчиков линейного износа. Кроме того, узлу трения данного трибометра свойственны недостатки, рассмотренные ранее в п. 3 и 4 для имитатора трения [8].

В конструкции трибометра [7] доставляться на борт МКС и возвращаться на Землю могут блоки с узлами трения (без приводов).

Известен модульный трибометр [3], который был разработан Г. Д. Гамулей для изучения адекватности характеристик трения и износа, получаемых в наземных лабораториях и в условиях открытого космоса. Однако данному трибометру присущи недостатки, рассмотренные ранее в п. 3 при анализе имитатора трения. Кроме того, его конструкция не обеспечивает измерение суммарного линейного износа инденторов, поэтому она, по-видимому, не может стать основой для проектирования перспективного орбитального трибометра.

Развитием имитатора трения можно считать трибометр, разработанный группой организаций во главе с НПО им. С. А. Лавочкина [2], схема которого демонстрировалась на конференции [1]. В отличие от имитатора, в этом трибометре три пары инденторов испытывают на одном диске диаметром 85 мм, т.е. одновременно испытываются шесть инденторов на одном диске. С каждой стороны диска расположены по три индентора на трех дорожках трения с различными радиусами. При этом скорости скольжения инденторов на внешней и внутренней дорожках трения отличаются примерно в два раза. Инденторы, расположенные по обе стороны диска, попарно соосны. Каждый индентор закреплен на собственном упругом элементе, имеющем две степени свободы: по нормали к плоскости диска и в направлении силы трения. Упругие элементы выполнены в виде двух параллелограммов на упругих шарнирах. Один параллелограмм имеет большую податливость в направлении нормальной нагрузки и малую податливость в направлении силы трения, а другой параллелограмм имеет малую податливость в направлении нормальной нагрузки и большую податливость в направлении силы трения. В области наибольших деформаций упругих шарниров нанесены тензорезисторные

датчики (фольговые или на основе монооксида самария), которые используются для определения нормальной нагрузки и силы трения. По изменению нормальной силы в процессе испытания определяется текущий суммарный износ каждой пары соосных инденторов и диска по методике, предложенной в работе [3].

Данный трибометр унаследовал от имитатора некоторые недостатки, рассмотренные ранее в п. 1, 2, 4 и 5. Кроме того, у него появилась характерная особенность — испытание шести инденторов на одном диске на разных дорожках трения. Это негативно отражается на корректности получаемых триботехнических характеристик по следующим причинам:

а) испытание трех инденторов на разных дорожках трения на каждой стороне одного диска приведет к переносу продуктов износа с внутренних дорожек трения (с меньшей скоростью скольжения) на внешние дорожки (с большей скоростью скольжения);

б) вибрации, возникающие при трении диска и индентора, зависят от скорости их взаимного скольжения, а также от других условий (среды, температуры, резонансных характеристик нагружающей, измерительной и испытательной систем и т. д.). Характеристики трения и износа существенно изменяются при наложении внешних вибраций на пару трения [4]. Поэтому в процессе испытаний на каждую пару соосных инденторов будут накладываться вибрации, создаваемые двумя другими соосными парами инденторов, работающими в других скоростных режимах.

Эти причины могут привести к тому, что интерпретация получаемых результатов, их сопоставление и создание (пополнение) баз данных триботехнических характеристик пар трения для ракетно-космической техники будут крайне затруднены или вообще невозможны.

Кроме того, применение в рассматриваемом трибометре консольной схемы крепления параллелограммов на упругих шарнирах, которые используются для создания нормальной силы и измерения силы трения, не обеспечивает максимальной жесткости на кручение, которая необходима для сохранения перпендикулярности оси индентора к плоскости диска в процессе износа индентора и диска.

С учетом результатов приведенного выше анализа была разработана конструкция модульного узла трения, которая показана на рис. 1. В ней в значительной степени устранены недостатки, свойственные рассмотренным трибометрам.

Главным элементом данного узла является деталь 1, условно названная рамкой. Она выполнена

из алюминиевого сплава Д16Т1 и содержит в себе несколько параллелограммов на упругих шарнирах, соединенных последовательно и/или параллельно, обоймы с посадочными отверстиями для двух подшипников 2, в которых установлен вал 3 с диском 4. Параллелограммы на упругих шарнирах и посадочные отверстия подшипников симметричны относительно средней плоскости диска. С каждой стороны диска в гладких цилиндрических отверстиях бобышек А, связывающих два параллелограмма, установлены инденторы 5. Эти параллелограммы предназначены для создания усилия прижатия индентора к диску (нормальной нагрузки). Тензорезисторы 6, наклеенные на упругих шарнирах этих параллелограммов и соединенные по мостовой схеме, используются для измерения нормальной силы и, по ее изменению в процессе испытаний, — линейного износа инденторов и диска [3]. Общая жесткость параллелограммов в направлении нормальной силы равна 1500 Н/м, что обеспечивает получение нормальной силы 30 Н при осевом перемещении индентора 0,2 мм и изменении этой силы не более чем на 25 % при линейном износе пары трения 50 мкм.

Максимальные напряжения в упругих шарнирах при нормальной силе 30 Н не превышают 120 МПа. Необходимо отметить, что упругие шарниры в предлагаемой конструкции работают при знакопостоянном нагружении с наложением небольших вибраций. Материал упругих шарниров в процессе работы подвергаются усталости при коэффициенте асимметрии цикла, близком к единице ($R \approx 1$) (ползучести/релаксации с наложением небольших вибраций). В справочной литературе (см. [5]) обычно приводят значения предела выносливости при симметричном циклическом нагружении ($R = -1$), которое, как известно, значительно более опасно, чем знакопостоянное циклическое нагружение ($0 \leq R \leq 1$). Таким образом, максимальные рабочие напряжения в упругих шарнирах данного узла, не превышают его предела выносливости при нормальной температуре и предела ползучести при повышенной температуре алюминиевого сплава Д16Т1 ($\sigma_{-1} = 130$ МПа, $\sigma_{0.2/30000ч}^{150^\circ\text{C}} = 140$ МПа [5]). Для обеспечения большего запаса прочности при изготовлении летных образцов узлов трения могут быть использованы алюминиевые сплавы ВАД23Т1 или АК4-1Т1, которые по характеристикам ползучести при повышенных температурах превосходят сплав Д16Т1 [5].

Инденторы 5 имеют цилиндрическую боковую поверхность. Они зафиксированы от проскальзывания в бобышках А с помощью клиньев 7 и гаек 8.

Параллелограммы, расположенные по обе сторо-

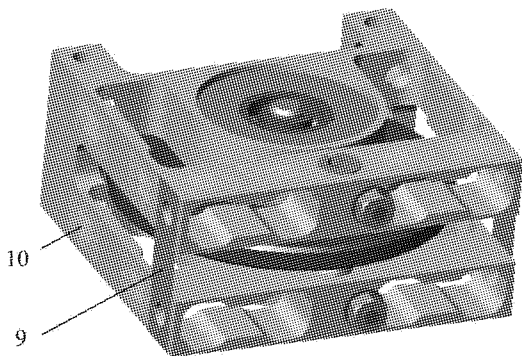
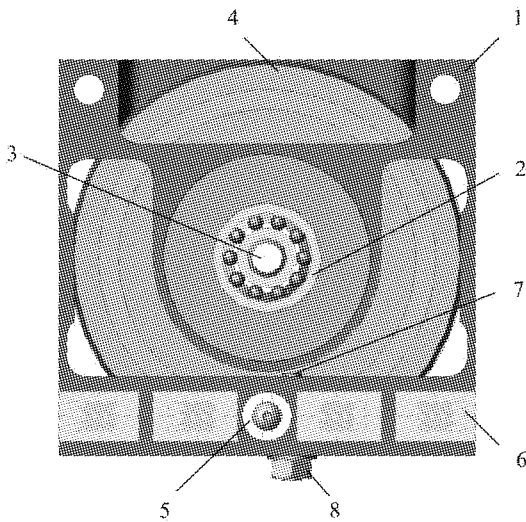
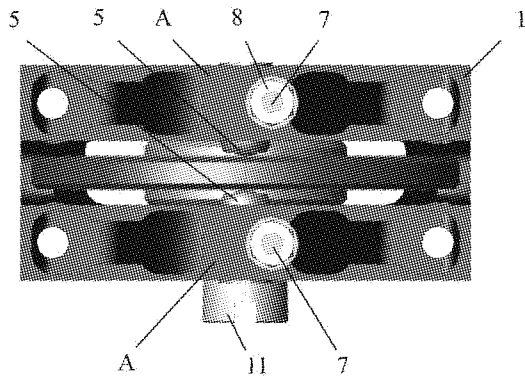


Рис. 1. Модульный узел трения с тензорезисторными датчиками нормальной силы и силы трения: А — бобышка, 1 — рамка, 2 — подшипник, 3 — вал, 4 — диск, 5 — индентор, 6 — тензорезистор датчика нормальной силы, 7 — клин, 8 — гайка, 9 — стяжка, 10 — тензорезистор датчика силы трения

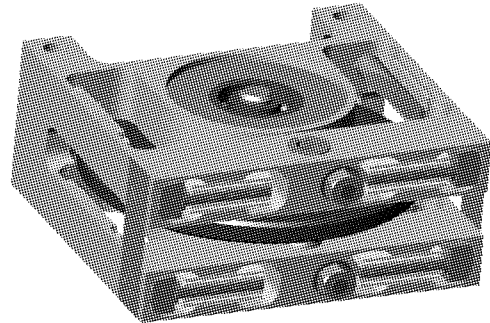


Рис. 2. Модульный узел трения с емкостными датчиками нормальной силы и силы трения

ны от плоскости диска и создающие нормальную силу, соединены между собой с помощью стяжек (лент) 9, имеющих высокую жесткость в осевом направлении и низкую жесткость при изгибе. Эти стяжки воспринимают на себя нормальную нагрузку инденторов, благодаря чему она не передается на упругие шарниры параллелограмма, предназначенного для измерения силы трения с помощью тензорезисторов 10. Кроме того, стяжки 9 позволяют уменьшить отклонение оси индентора от начального положения при изменении величин нормальной силы и силы трения. Так, при максимальных значениях нормальной силы 30 Н и силы трения 12 Н отклонение оси индентора от начального положения не превышает 0.2° (до 0.02° при ужесточении требований к данному параметру и использовании более сложной геометрии стяжек).

Расстояние между соответствующими упругими шарнирами параллелограмма, предназначенного для измерения силы трения, равно радиусу дорожки трения индентора на диске (16 мм). Этим обеспечивается неизменность радиуса дорожки трения при изменении силы трения.

Внутри инденторов 5 выполнены сквозные отверстия, в которых на расстоянии менее 1 мм от вершины индентора (поверхности диска) установлены датчики температуры.

Передача вращения с привода трибометра на вал 3 модульного узла осуществляется через шлицевую гайку 11.

Для снижения влияния ФКП на характеристики датчиков нормальной силы (линейного износа инденторов) и силы трения эти датчики могут быть реализованы с использованием емкостных преобразователей перемещения, устанавливаемых, как показано на рис. 2.

Рамка 1 закрыта отражающим экраном (на рис. 1 и 2 не показан), который предотвращает быстрое, неравномерное ее нагревание/охлаждение и обусловленное этим коробление упругих элементов датчиков. При этом экран и расположенная под ним рамка 1 закрывают дорожку трения на одной из плоскостей диска не более чем на 30 % от воздействия векторных ФКП, находящихся на оси вращения диска.

Таким образом, в каждый момент времени испытаний 70 % этой дорожки трения открыто воздействию векторных ФКП. Например, при ориентации оси модульного узла на Солнце индентор, скользящий по освещенной плоскости диска, будет представлять собой пару трения, работающую в условиях воздействия векторных (вызванных Солнцем) и скалярных ФКП, а индентор, скользящий по неосвещенной плоскости диска, представляет собой пару трения, работающую в условиях воздействия только скалярных ФКП.

Масса разработанного модульного узла трения не превышает 100 г, габариты — не более 45×45×25 мм. При максимальных нормальной силе 30 Н, коэффициенте трения 0.4 и скорости скольжения 1.5 м/с для работы данного модульного узла требуется привод мощностью не более 50 Вт (при КПД привода 75 %).

Данный модульный узел трения имеет небольшие габариты, массу и легко стыкуется с приводом. Индентор и диск составляют основную часть массы узла и определяют его габариты. Поэтому данный узел может доставляться на борт МКС и возвращаться на Землю в собранном виде.

В сентябре 2004 г. на четвертой Украинской конференции по космическим исследованиям состоялась демонстрация работы модульного трибометра, оснащенного данным узлом. Демонстрация проводилась в Гелиоцентре ИПМ НАН Украины (пгт Кацивели, Крым) на установке СГУ-5 [6] в вакууме при температурах от -100 °С до 150 °С. На демонстрации присутствовали представители НКА Украины, НПК «Курс», ГКБ «Южное», СКТБ ФТИНТ НАНУ, НПО им. С. А. Лавочкина, РКК

«Энергия», ЦНИИ МАШ, ИПМех РАН, которые занимаются разработками узлов трения КА и НА для исследования трения и износа в условиях воздействия ФКП.

1. Боровик В. Г., Броневец М. А., Гамуля Г. Д. и др. КЭ «Материал-Трение». Состояние работ, задачи исследований // 4-я Украинская конференция по космическим исследованиям: Тез. докладов, 19-26 сентября 2004 г., Крым. — 2004.—С. 16.
2. Броневец М. А., Ярош В. М., Соколов В. Н. и др. Космический эксперимент «Исследование перспективных для космической техники материалов на трение и износ в открытом космическом пространстве и наземных лабораториях» // Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики: Тр. 29 академических чтений по космонавтике. — М., 2005.—С. 409—413.
3. Гамуля Г. Д., Скороход В. В., Солнцев В. П. и др. Разработка научной аппаратуры и антифрикционных материалов нового поколения для проведения космического эксперимента «Материал-Трение» // Космічна наука і технологія.—2002.—8, № 5/6.—С. 28—34.
4. Гаркунов Д. Н. Триботехника. — М.: Машиностроение, 1985.—424 с.
5. Промышленные алюминиевые сплавы: Справ. изд-ние / С. Г. Алиева, М. Б. Альтман, С. М. Амбарцумян и др. — М.: Металлургия, 1984.—528 с.
6. Фролов Г. А., Пасичный В. В., Тимошенко В. И. Проблемы научно-методического обеспечения разработки и эксплуатации теплозащитных покрытий для теплонапряженных элементов ракетно-космической техники. II. Экспериментальное моделирование аэродинамического нагрева теплозащитных покрытий // Космічна наука і технологія.—2003.—9, № 2/3.—С. 45—57.
7. Serrano J., Gumez-Elvira J., Ocate J. I., et al. A Facility for Tribological Tests in the International Space Station // 8-th Internat. Symp. «Materials in a Space Environment», Ground testing, Poster section, Arcachon – France, 5-9 June 2000. — P. 13—17.
8. Yarosh V. M., Moisehev A. A., Bronovets M. A., Lopatin A. S. Investigation of the hard lubrication coatings in open space around Moon // Abstracts of papers from World Tribology Congress, 8—12 Sept. 1997. — London: Publ. MEP, 1997.— P. 512.

FRICITION MODULE OF PIN ON DISK TYPE FOR TRIBATECHNICAL INVESTIGATIONS IN SPACE

V. G. Borovyk

We consider the constructions of friction modules of pin on disk type for tribometer. These friction modules are intended for experiments in outer space conditions. To study tribotechnical characteristics of materials in space, the pin on disk construction for the friction module is proposed. The construction of the friction module of a promising orbital tribometer is described and its technical characteristics are given.