

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ ^{Том 23} 1(104) + 2017

Space Science and Technology

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 Р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ НА РІК + КИЇВ

ЗМІСТ

Патон Б. Є. Вітання головного редактора з нагоди 25-річчя з часу заснування Державного космічного агентства України

Космічна енергетика і двигуни

Левенко А. С., Присяжний В. И., Паук О. Л., Дрозденко А. С. Гибридный ракетный двигатель на твердом метане

Рецензия на статью А. С. Левенко, В. И. Присяжного, О. Л. Паука, А. С. Дрозденко «Гибридный ракетный двигатель на твердом метане»

Левенко А. С., Присяжний В. И., Паук О. Л., Дрозденко А. С. Ответ авторов на рецензию статьи «Гибридный ракетный двигатель на твердом метане»

Чернобрышко М. В., Аврамов К. В., Дегтяренко П. Г., Тонконоженко А. М., Меша Ю. В., Тишковец Е. В., Жолос О. В. Динамика композитного корпуса твердотопливного двигателя ракеты под действием импульсных нагрузок, описывающих рабочие процессы в двигателе

CONTENTS

3 *Paton B. E.* Welcoming word from the Editor on the occasion of the 25th anniversary of the founding the State Space Agency of Ukraine

Space Energy, Power and Propulsion

5 *Levenko A. S., Prysiazhnyi V. I., Pauk O. L., Drozdenko A. S.* Hybrid rocket engine on the methane clathrate

13 **Review** of the paper «Hybrid rocket engine on the methane clathrate» by A. S. Levenko, V. I. Prysiazhnyi, O. L. Pauk, A. S. Drozdenko

15 *Levenko A. S., Prysiazhnyi V. I., Pauk O. L., Drozdenko A. S.* Response of the authors to a review of the paper «Hybrid rocket engine on the methane clathrate»

18 *Chernobryvko M. V., Avramov K. V., Degtyarenko P. G., Tonkonozhenko A. M., Mesha Y. V., Tishkovets O. V., Zholos O. V.* Dynamics of solid propellant motor composite casing under impact pressure which describe the workflow engine

Космічні матеріали та технології

Булавін Л. А., Черняк В. Я., Вергун Л. Ю., Забашта Ю. Ф., Орловська С. Г., Недибалюк О. А., Соломенко О. В. Механізм розпилення парафінового палива при застосуванні плазми поперечної дуги

Моніторинг космічного простору і космічне сміття

Шувалов В. А., Горев Н. Б., Токмак Н. А., Письменный Н. И., Осиновый Г. Г. Динамическое воздействие плазменной струи на объект «космического мусора»

Позаатмосферна астрономія

Коноваленко О. О., Степкін С. В., Васильківський Є. В. Низькочастотні рекомбінаційні радіолінії: спостереження та обробка даних

Космічна й атмосферна фізика

Каблак Н. І., Калюжний М. П., Шульга О. В., Вовк В. С. Практична реалізація виявлення просторово-часової нестабільності атмосфери у мережі активних референційних станцій UA-EUPOS/ZAKPOS

Космічна навігація та зв'язок

Сухов П. П., Епішев В. П., Сухов К. П., Карпенко Г. Ф., Мотрунич І. І. Результати комплексних досліджень функціонування на орбіте геосинхронного супутника «SBIRS-Geo-2»

Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень

Пелих В. О. Українські вчені отримали міжнародну нагороду за кращу книгу в області фундаментальних наук від Міжнародної академії астронавтики

Наші автори

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких публікуються результати дисертаційних робіт на здобуття наукових ступенів доктора і кандидата фізико-математичних та технічних наук

У підготовці видання взяло участь Українське регіональне відділення Міжнародної академії астронавтики

На обкладинці — схема проекту LEOSWEEP в іоносфері Землі

Відповідальний секретар редакції О.В. КЛИМЕНКО

Адреса редакції: 01030, Київ-30, вул. Володимирська, 54,
тел./факс (044) 526-47-63, ел. пошта: reda@mao.kiev.ua
Веб-сайт: space-scitechnjournal.org.ua

Свідоцтво про реєстрацію КВ № 1232 від 2 лютого 1995 р.

Підписано до друку 28.04.2017. Формат 84×108/16. Гарн. Ньютон.
Ум. друк. арк. 7,98. Обл.-вид. арк. 8,38. Тираж 100 прим. Зам. № 4888.

Оригінал-макет виготовлено і тираж віддруковано ВД «Академперіодика» НАН України
вул. Терещенківська, 4, м. Київ, 01004

Свідоцтво про внесення до Державного реєстру суб'єктів видавничої справи серії ДК № 544 від 27.07.2001 р.

Space Materials and Technologies

Bulavin L. A., Chernyak V. Ya., Vergun L. Yu., Zabashita Yu. F., Orlovskaya S. G., Nedibalyuk O. A., Solomenko O. V. Mechanism of paraffin-based fuel spraying using plasma transferred arc

Space Environment Monitoring and Space Debris

Shuvalov V. A., Gorev N. B., Tokmak N. A., Pis'mennyi N. I., Osinovy G. G. Dynamic effect of a plasma beam on a space debris object

Space Astronomy

Konovalenko A. A., Stepkin S. V., Vasilkovskiy E. V. Low-frequency radio recombination lines: observations and data processing

Space and Atmospheric Physics

Kablak N., Kaliuzhnyi N., Shulga A., Vovk V. Practical implementation of detection of spatiotemporal atmosphere instability in the network of active reference stations UA-EUPOS/ZAKPOS

Space Navigation and Communications

Sukhov P. P., Epishev V. P., Sukhov K. P., Karpenko G. F., Motrunich I. I. The results of complex research of GSS SBIRS Geo 2 behavior in the orbit

Social Sciences in Space Exploration

Pelykh V. O. Ukrainian scientists received the Basic Science book award of the International Academy of Astronautics

74 Our authors

Вітання головного редактора з нагоди 25-річчя з часу заснування Державного космічного агентства України



Шановний Юрію Миколайовичу!

Рада з космічних досліджень НАН України, члени редколегії та редакції науково-практичного журналу «Космічна наука і технологія» вітає Державне космічне агентство України зі знаменною ювілейною датою – 25-річчям від часу заснування агентства.

Ця знакова подія засвідчила всьому світові появу ще однієї незалежної космічної держави – України. За ці роки під проводом агентства виконано чотири Загальнодержавні космічні програми, створено та запущено космічні апарати серії «Січ», розроблено нові унікальні космічні платформи «Мікросат» і «Южсат», виконано оригінальні науково-технічні експерименти на Землі і в космосі.

Ми радіємо встановленню плідних творчих зв'язків між інститутами Національної академії наук України і підприємствами Державного космічного агентства України при виконанні багатьох проектів, зокрема з конструкторським бюро «Південне» ім. М.К. Янгеля, виробничим об'єднанням «Південний машинобудівний завод ім. О.М. Макарова», казенним підприємством спеціального приладобудування «Арсенал», публічним акціонерним товариством «Хартрон». Ця співпраця сприяла зміцненню обороноспроможності нашої держави, розвитку її економічного потенціалу та підвищенню ефективності космічної галузі України, вирішенню найважливіших наукових і науково-технічних проблем. Про широке впровадження результатів наукових досліджень у практику свідчать і сотні статей, надруковані за ці роки у науково-практичному журналі «Космічна наука і технологія», який ми спільно видаємо.

За 25 років значно розширилися горизонти та географія міжнародної співпраці України в космічній галузі, неперевершеним успіхом якої був політ українського космонавта Леоніда Каденюка і виконання ним спільних українсько-американських експериментів з космічної біології. Широко відомі успіхи українських конструкторів ракетно-космічних комплексів, інженерів та науковців з дистанційного зондування Землі, космічного матеріалознавства і технологій, астрономії й космічного права, досягнуті спільно з колегами країн Європи, Азії та Америки.

Бажаємо Вам і всьому колективу Державного космічного агентства України доброго здоров'я та нових звершень в ім'я розвитку космічної галузі України!

З повагою,
президент НАН України,
голова Ради з космічних досліджень НАН України,
головний редактор журналу «Космічна наука і технологія»
академік НАН України

Б.Є. Патон
28 лютого 2017 року



З нагоди ювілею у Державному космічному агентстві України 1 березня 2017 року відбулася зустріч керівників і працівників агентства, які працювали в установі у різні періоди її 25-літньої історії. Ветеранів та працівників агентства привітав перший Президент України Леонід Кравчук, народні депутати України Андрій Тетерук та Максим Курячий, перший космонавт незалежної України Леонід Каденюк, керівники підприємств галузі. Вітальні адреси надіслали Президент України Петро Порошенко, Прем'єр-міністр України Володимир Гройсман, Голова Верховної ради України Андрій Парубій, президент НАН України Борис Патон. Учасники зустрічі обговорили сучасний стан та перспективи розвитку космічної галузі, згадали найяскравіші сторінки історії агентства



Вітаємо колектив Державної установи «Науковий центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук Національної академії наук України» із 25-річчям від дня заснування установи!

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.005>

УДК 623.451.8

А. С. Левенко, В. И. Присяжный, О. Л. Паук, А. С. Дрозденко

Национальный центр управления и испытаний космических средств
Государственного космического агентства Украины, Киев

ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ НА ТВЕРДОМ МЕТАНЕ

Представлены результаты теоретических исследований возможности создания эффективного ракетного двигателя на твердом метаносодержащем веществе в качестве горючего (гидрат метана) и жидком аналоге криогенного кислорода в качестве окислителя (высококонцентрированный водорода пероксид).

Ключевые слова: гибридный ракетный двигатель, гидрат метана, водорода пероксид.

ВВЕДЕНИЕ. ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

В настоящее время в мире одним из самых перспективных химических топлив для ракет носителей считается пара «метан (СПГ) + кислород» как приемлемый заменитель пары «водород + кислород». Опыт многочисленных исследований этой пары накоплен в США, Франции, Республике Корея, в России и других странах [1, 2, 5—8].

Такое ракетное топливо имеет один недостаток — оба компонента криогенные. Применение сжиженных компонентов усложняет эксплуатацию ракеты-носителя и требует космодрома с дополнительным техническим обслуживанием.

Авторы считают, что возможен поиск аналогов таких компонентов топлива, которые могут использоваться в удобных для эксплуатации температурных условиях, запуск ракеты-носителя может осуществляться из термостатируемого контейнера без использования космодрома. Ра-

кета-носитель до размещения в стартовом контейнере заправляется компонентами топлива и может быть готова для запуска в течение длительного времени.

В результате анализа определено, что в качестве заменителя кислорода может использоваться высококонцентрированный водорода пероксид [15]. Это вещество при разложении дает активный атомарный кислород в газообразном состоянии и водяной пар при высокой температуре, эффективный при истечении из сопла ракетного двигателя (аналог кислородно-водородных ракетных двигателей, продуктом сгорания которых является водяной пар).

В качестве заменителя метана может рассматриваться твердый минерал гидрат метана, добываемый, например, в России (Якутия), США (Аляска), содержащийся на дне Черного моря (Украина), Желтого моря и др. [4, 9, 18]. Это наиболее распространенный на Земле источник углеводородов. Гидрат метана может быть синтезирован искусственно [13, 14, 17]. При разло-

жении гидрата метана методом повышения температуры выделяется газообразный метан, который может использоваться в ракетном двигателе как горючее и окисляться атомарным кислородом, получаемым при разложении водорода пероксида. При разложении гидрата метана также выделяется вода [3].

Процесс горения метана с кислородом в камере сгорания двигателя может поддерживать необходимую температуру для достижения высокой скорости истечения продуктов сгорания из сопла ракетного двигателя. Предполагается, что температура в камере сгорания двигателя может регулироваться подачей окислителя до достижения условий использования традиционных материалов без их сгорания. Это даст возможность создать двигатель многоразового запуска и многоразового использования, на уровне, сравнимом с авиационными двигателями.

Особенность обоих компонентов — разложение перед горением в камере сгорания ракетного двигателя с выделением газообразных горючего и окислителя, а также воды.

Такая особенность компонентов создает предпосылку для разработки гибридного ракетного двигателя с твердым горючим (гидрат метана) и жидким окислителем (высококонцентрированный водорода пероксид).

Задача научных исследований:

- определить возможность применения выбранных компонентов в ракетном двигателе;
- оценить возможность хранения гидрата метана при атмосферном давлении и температуре 351.5 К (обеспечивается кондиционированием хранилища «сухим льдом», твердой двуокисью углерода с возможным повышением давления в камере сгорания до 1—2 кг/см²);
- оценить параметры двигателя (температуру горения топлива в камере сгорания, скорость истечения газов из сопла);
- определить возможный облик лабораторной двигательной установки с опытным гибридным двигателем на выбранных компонентах топлива.

ИСХОДНЫЕ ДАННЫЕ

В настоящей статье рассматривается возможность создания лабораторного демонстратора

будущего двигателя ракеты-носителя. Авторы предполагают, что двигатель демонстратора может иметь следующие особенности:

- объемное соотношение компонентов (газообразного кислорода к метану, получаемых в процессе разложения исходных веществ) принимается равным 2, исходя из особенностей химической реакции их горения (возможно увеличение этого соотношения по результатам экспериментов до 2.1 и выше с целью обеспечения превышения количества окислителя над количеством горючего);

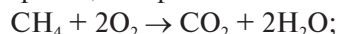
- горючее гидрат метана (CH₄×6H₂O) с начальной температурой (195 К) находится в камере сгорания двигателя в твердом виде;

- окислитель в виде 100-2 % водного раствора водорода пероксида (H₂O₂) в нормальных температурных условиях находится в баке высокого давления;

- окислитель под давлением подается в предварительную камеру, где он разлагается под действием катализаторов и в газообразном виде с температурой до 1100 К подается в камеру сгорания двигателя;

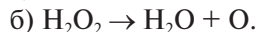
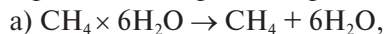
- под действием температуры продуктов разложения водорода пероксида разлагается гидрат метана с выделением метана и воды;

- воспламенение метана в атомарном кислороде происходит за счет воздействия высокой температуры и может инициироваться дополнительно электрической искрой, в результате чего происходит реакция горения



- начальное давление в камере сгорания двигателя составляет 1 кгс/см², рабочее давление в камере сгорания двигателя определяется расчетами.

Протекающие реакции разложения:



При температуре до 1100 К предположительно при наличии горючего CH₄ не будет происходить процесс образования молекулярного кислорода O₂, и метан будет сгорать в атомарном кислороде.

Суммируя весь процесс (предполагается, что концентрация водорода пероксида в воде соста-

вит около 99.9 %, для предварительной оценки процесса 0.1 % воды может не учитываться):



Практически достигается эффект кислородно-водородного двигателя, но при меньшей температуре, что позволит создать ракетный двигатель многоразовой конструкции. Повышение скорости истечения продуктов сгорания из сопла двигателя может достигаться повышением давления в камере сгорания.

Учитывается, что из 1 см³ гидрата метана образывается 175 см³ газообразного метана, что приводит даже без учета горения метана с кислородом и образования диоксида углерода к повышению давления в камере сгорания двигателя до рабочего, т. е. в стационарной единице объема давление повысится примерно в 175 раз при сохранении величины объема. На разложение гидрата метана требуется всего 6 % теплоты его образования.

Энтальпии образования метана и продуктов его сгорания — двуокиси углерода и воды — равны соответственно -74.9 , -393.5 и -285.8 кДж/моль.

Максимальная температура горения метана в кислороде составляет 2973 К. В нашем случае 72 % водяного пара имеет температуру до 1100 К, что снижает температуру в камере сгорания двигателя. Это означает, что конструкция двигателя из углерод + углеродного композиционного материала (УУКМ), сохраняющая свои удельную прочность и жесткость до температуры эксплуатации 3273 К, может использоваться многократно.

Следует учесть, что горения в гибридных двигателях отличается от традиционных процессов в РДТТ и ЖРД: процесс горения гибридных топлив основан на испарении поверхностного слоя твердого горючего в высокотемпературную зону, которая возникает над его поверхностью [12].

В рассматриваемом случае кроме горения происходит разложение обоих компонентов и разогрев воды до состояния перегретого пара, что усложняет проведение точных расчетов.

В настоящей работе проведена только предварительная оценка.

Характеристики водорода пероксида. Теплотворная способность водорода пероксида в кон-

центрации водного раствора 100 % составляет 12600 ккал/моль (371 ккал/кг), молекулярный вес 34 г/моль. Плотность 1.4 г/см³.

Содержит 94 % кислорода (по массе).

Характеристики гидрата метана. Обобщенные характеристики, независимо от типа гидрата метана: при температуре 273 К молекулярный вес составляет 17.74 г/моль, лотность 0.913 г/см³. Концентрация метана 14.1 молекулярных %, 0.373 г в 1 см³ (175 см³), что составляет 37.3 % (по массе). Изучение физических свойств гидрата метана продолжается в настоящее время [19].

ПОЛУЧЕННЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ

Проведен расчет теоретической температуры в камере сгорания демонстратора двигателя объемом 70 см³ (начальный объем свободного пространства) + 750.7 см³ (гидрат метана): рабочий диаметр камеры сгорания равен 1.84 см, длина камеры сгорания — 25 см. Всего диаметр с учетом твердого топлива составляет 6.5 см.

Начальные условия:

- температура гидрата метана 195 К,
- температура горения метана в кислороде 2973 К,
- начальное давление в камере сгорания 1 кгс/см²,
- конечное давление в камере сгорания до 50 кгс/см²,
- начальный объем гидрата метана 750.7 см³ (масса 685.4 г, содержание метана 255.8 г или 44761.9 см³ при нормальных условиях, воды — 429.6 г,
- температура водорода пероксида 298 К,
- объем водорода пероксида в концентрации водного раствора 99.9 % составляет 100 см³ (масса 140 г, содержание кислорода 131.6 г или при плотности газообразного кислорода 0.00147 г/см³ при нормальных условиях его количество составляет 89523.8 см³), воды — 8.4 г,
- температура разложения водорода пероксида 1100 К,
- подача продуктов разложения водорода пероксида в камеру сгорания регулируемая по расходу жидкого водорода пероксида (с контролем давления в камере сгорания двигателя).

Теплота разложения гидрата метана (CH₄ × 6H₂O) на газ и воду составляет 52.4 кДж/моль

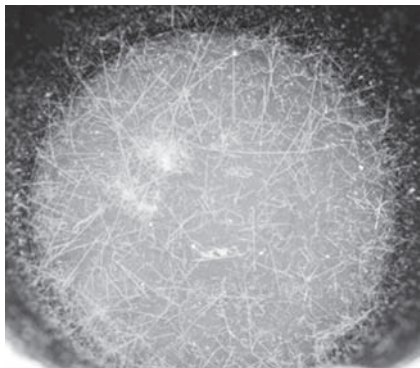


Рис. 1. Синтетический гидрат метана, полученный в статических условиях с дистиллированной водой [18]

при нормальных условиях [10]. Теплота сгорания свободного метана составляет 890 кДж/моль. Отсюда и следует, что на разложение гидрата метана требуется около 6 % теплоты, выделяющейся при сгорании содержащегося в нем метана.

Параметры горения гидрата метана (изображение искусственного минерала на рис. 1) в водорода пероксиде изучены недостаточно. Температуру горения в камере сгорания гибридного двигателя можно оценить только предварительно — требуется проведение экспериментов.

Известны некоторые данные о горении углеводородов в водорода пероксиде [16] при давлении в камере сгорания около 70 кг/см²:

- обеспечивается удельный импульс тяги до 344 с,
- температура в камере сгорания 2979 К.

Следует учесть, что снижение температуры в камере сгорания, которая используется на нагревание пара, незначительная; примем равной 6 %. В этом случае температура в камере сгорания составит 2800 К. С учетом влияния неизвестных факторов принимаем 2300 К (практически падение температуры возможно и до 1900 К, но это можно определить только экспериментальным путем).

Определяется возможная теоретическая скорость истечения газа из сопла двигателя:

$$w_3 = \sqrt{2g \frac{n_{из}}{n_{из} - 1} RT_2 \left[1 - \left(\frac{p_3}{p_2} \right)^{\frac{n_{из} - 1}{n_{из}}} \right]} \approx 4087 \text{ м/с},$$

где $p_3 = 1.033 \text{ кг/см}^2$ — давление на срезе сопла, $g = 981.054 \text{ см/с}^2 = 9.81054 \text{ м/с}^2$; $p_2 = 50 \text{ кг/см}^2$ —

давление в камере сгорания двигателя, $T_2 = 2300 \text{ К}$ — температуры в камере сгорания двигателя, значение $n_{из} = 1.1$ может быть принято для топлива углеводород + кислород, $R = 848/\mu = 37.022 \text{ кг} \cdot \text{м/кг} \cdot \text{град}$ — газовая постоянная;

Молекулярная масса продуктов сгорания (в основном водяной пар с добавкой двуокиси углерода) составляет $\mu_{\text{CO}_2} = 44.01 \text{ г/моль}$, $\mu_{\text{H}_2\text{O}} = 18.01528 \text{ г/моль}$ или средний молекулярный вес продуктов сгорания ($\text{CO}_2 + 9\text{H}_2\text{O}$) приближенно равен $\mu(1/9\text{CO}_2 + \text{H}_2\text{O}) = 22.905 \text{ г/моль}$.

ВОЗМОЖНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ОПЫТНОГО ГИБРИДНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Основные параметры двигателя могут определяться с учетом опыта расчетов ЖРД [11].

1. Давление в КС — $p_2 = 50 \text{ кг/см}^2$.
2. Температура в КС — $T_2 = 2300 \text{ К}$.
3. Удельный импульс тяги на расчетном режиме $I_{уд} = w_3/g = 4087 \text{ м/с} = 416.6 \text{ с}$.
4. Принимаем тягу двигателя равной $P = 50 \text{ кгс}$.
5. Расход топлива (газообразные метан и кислород) $G = P \cdot g/w_3 = 0.12 \text{ кг/с}$. Всего топлива около 390 г. Время работы двигателя 3.35 с.
6. Степень расширения сопла $\delta = p_3/p_2$. Для условий на уровне моря $\delta = 0.02066$.
7. Площадь критического сечения определяется с учетом водяного пара: 438 г воды прогреваются до 2300 К и увеличивают расход топлива на 0.13075 кг/с, следовательно, общий расход топлива составит 0.2465 кг/с; $f_{кр} = G\beta/p_2 = 0.397 \text{ см}^2$, $D_{кр} = 0.71 \text{ см}$.

Удельный импульс давления в камере сгорания (характеристическая скорость):

$$\beta = 80.6 \text{ с} = \sqrt{gn} \left(\frac{2}{n+1} \right)^{\frac{n+1}{2(n-1)}} \approx 3.62.$$

8. Условное время нахождения продуктов сгорания в камере сгорания с учетом водяного пара:

$$\tau_{усл} = V_k/Gv_2 = V_k p_2/GR_2 T_2 = 1.05 \text{ с};$$

$V_k = 70 \text{ см}^3$ — начальный объем камеры; $V_{к1} = 820.7 \text{ см}^3$ — конечный объем камеры сгорания.

9. Приведена (характеристическая) длина камеры сгорания с учетом водяного пара:

$$l_{пр} = V_k/f_{кр} = 176 \text{ см}.$$

10. Удельный расход топлива (с учетом пара):

$$G_{уд} = G/P = 0.00493 \text{ л/с.}$$

11. Удельный импульс давления в камере сгорания:

$$I_p = (p_2 f_{кр}) / G = 80.5 \text{ с.}$$

По принципу подобия на основе демонстратора может создаваться двигатель большей тяги.

Можно представить предварительно оцененные параметры в таблице.

Может быть выбрана схема двигательной установки на основе демонстратора, представленная на рис. 2. В камере сгорания двигателя помещается твердый гидрат метана. Внутреннее свободное пространство выполняется в виде звездочки с условным средним диаметром 1.84 см (длина начального периметра сечения звездочки должна соответствовать длине внутренней окружности корпуса камеры сгорания).

ВЫВОДЫ И ОЦЕНКА РЕЗУЛЬТАТОВ ИССЛЕДОВАНИЙ

1. Теоретическая оценка, проведенная авторами, подтверждает возможность создания гибридного ракетного двигателя для первых ступеней ракет-носителей. Выбранные компоненты топлива обеспечивают получение эффекта кислородно-водородного жидкостного ракетного двигателя с высокими характеристиками и сравнительно низкой температурой в камере сгорания, что повышает надежность и может создать предпосылки многоразового использования конструкции двигателя.

Продукты разложения и сгорания компонентов в двигателе — водяной пар с небольшим количеством двуокиси углерода. Компоненты могут быть использованы без особых технических сложностей. Старт ракеты с таким двигателем целесообразно проводить из пускового контейнера с «сухим льдом» — твердой двуокисью углерода, что позволит избежать разложения гидрата метана при атмосферном давлении. Давление в камере сгорания по предложенной схеме может быть выше атмосферного, что дополнительно препятствует разложению гидрата метана.

2. Исследования необходимо продолжить с проведением лабораторных испытаний демонс-

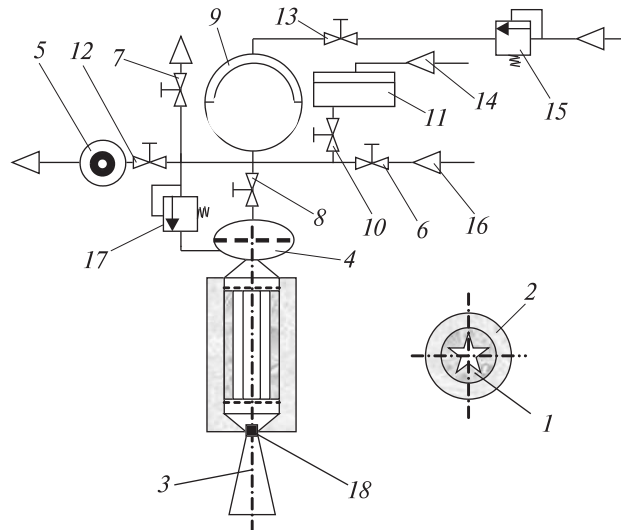


Рис. 2. Схема двигательной установки на основе гибридного ракетного двигателя демонстратора: 1 — камера сгорания с гидратом метана ($\text{CH}_4 \times 6\text{H}_2\text{O}$), 2 — имитатор стартового контейнера с «сухим льдом» (CO_2), 3 — сопло двигателя, 4 — камера разложения водорода пероксида с катализатором, 5 — вакуумный насос, 6 — вентиль подачи газа азота для продувки емкости перед вакуумной заправкой водородом пероксида (H_2O_2), нормально закрытый, 7 — вентиль сброса газа азота при продувке емкости перед вакуумной заправкой водородом пероксида, нормально закрытый, 8 — вентиль подачи водорода пероксида в камеру сгорания через камеру 4, нормально закрытый, 9 — бак водорода пероксида с мембраной, разделяющей воздушную полость и жидкостную полость, 10 — вентиль подачи водорода пероксида самотеком под атмосферным давлением в жидкостную полость бака 9, нормально закрытый, 11 — расходный бак водорода пероксида, 12 — вентиль вакуум-насоса для создания пониженного давления в жидкостной полости бака 9, нормально закрытый, 13 — вентиль подачи в газовую полость бака 9 воздуха под рабочим давлением 50 кгс/см², нормально открытый, 14 — магистраль заливки водорода пероксида в расходный бак 11, 15 — понижающий редуктор воздушной магистрали, понижающий промышленное высокое давление 250 кгс/см² до рабочего, 16 — подача газа азота под давление для продувки бака водорода пероксида, 17 — понижающий редуктор наддува газом азотом внутренней полости двигателя избыточным давлением 1 кгс/см², 18 — выбрасываемая при запуске двигателя сопловая заглушка

тратора ракетного двигателя. При этом предполагается:

- добиться высокой эффективности разложения водорода пероксида перед подачей в камеру сгорания двигателя;

- определить условия надежного воспламенения метана в кислороде в условиях двигателя;

- оценить температуру в камере сгорания двигателя с учетом ее поглощения на нагрев воды и превращения ее в пар, с учетом затрат энергии на разложение гидрата метана;

- определить вариации давления в камере сгорания при регулировании подачи водорода пероксида;

- оценить устойчивость топливного заряда гидрата метана в условиях диапазона вибраций работающего двигателя и в процессе сгорания.

3. В перспективе возможно проектирование конструкции двигательной установки с учетом возможности ее развития для двигателей с большой величиной тяги.

4. Следует проработать технологию изготовления топливного заряда из гидрата метана для его размещения в двигателе и оценить возможность прессования-формования заряда при низких

температурах и атмосферном давлении, в том числе с охлаждением (и дополнительным смирзанием топливного заряда) жидким азотом.

5. Предполагается рассмотреть варианты термостатирования двигателя для исключения самопроизвольного разложения гидрата метана внутри топливного заряда.

6. Можно отметить, что все перечисленные задачи технически выполнимы для создания ракеты-носителя, не являющегося военной техникой.

Целесообразность разработки гибридного ракетного двигателя (ГРД) определена выводами других исследователей:

- по массовому совершенству ракета с ГРД занимает промежуточное положение между ракетами с ЖРД и РДТТ со смесевым топливом (массовое совершенство ракеты с РДТТ выше);

- тяговооруженность ракеты с ГРД на криогенном кислороде и углеводороде (парафин) примерно на 4 % выше, чем у ракеты с РДТТ [14], но ниже, чем у ракеты с ЖРД на подобных компонентах;

- скорость истечения газов из сопла ГРД (удельный импульс и удельный импульс тяги) выше, чем у РДТТ, и сравним с лучшими ЖРД;

Теоретические параметры гибридного двигателя на гидрате метана и высококонцентрированном водорода пероксиде

№	Параметр	Обозначение параметра	Значение параметра	Примечания
1	Тяга двигателя (демонстратора), кгс	P	50	
2	Давление в камере сгорания, кгс/см ²	p_2	50	
3	Температура в камере сгорания, К	T_2	2300	Уточняется
4	Специальный удельный импульс тяги, с	$I_{сп}$	416.6	Уточняется
5	Удельный импульс двигателя, м/с	I	4087	Уточняется
5	Время работы двигателя, с	t	3.35	
6	Площадь критического сечения сопла, см ²	$f_{кр}$	0.397	
7	Диаметр критического сечения, мм	$D_{кр}$	7.1	
8	Диаметр камеры сгорания, мм	d_k	65	
9	Условный диаметр свободного пространства в камере сгорания, мм	$d_{к1}$	18.4	
10	Длина камеры сгорания, мм	L_k	250	
11	Окислитель: водорода пероксид (100 ₂ % водный раствор)	O	H ₂ O ₂	Жидкий
12	Горючее: гидрат метана	Γ	CH ₄ ×6H ₂ O	Твердый
13	Начальная температура окислителя, К	T_o	298±5	
14	Начальная температура горючего, К	T_Γ	195	
15	Объем гидрата метана, см ³ (масса, г)		750.7 (685.4)	Технология формовки горючего уточняется
16	Объем водорода пероксида, 100 ₂ %, см ³ (масса, г)		100 (140)	

– экологическая безопасность ГРД выше, чем у РДТТ, и аналогична ЖРД с нетоксичными компонентами топлива, а стоимость может быть ниже, чем в обоих вариантах;

– при отсутствии промышленной базы производства смесового твердого топлива ГРД является обоснованным конкурентом ЖРД (может быть более простая и менее тяжелая система подачи компонента в камеру сгорания).

Преимущество рассматриваемого авторами варианта ракетного двигателя с твердым минералом гидрат метана в качестве горючего и жидким окислителем водорода пероксидом по сравнению с вариантами ГРД с жидким кислородом и углеводородами:

– обслуживание ракеты проще, чем с криогенным кислородом;

– скорость истечения продуктов горения и разложения из сопла двигателя выше (выше удельный импульс и удельный импульс тяги — конечная скорость полета ракеты на активном участке работы двигателя), что определяется особенностями компонентов топлива;

– температура в камере сгорания ниже из-за наличия пара (выше надежность и возможно много-разовое использование спасаемой конструкции).

1. Белоусов И. И., Голубятник В. В., Елисеев А. В. и др. Концепция создания многоразового маршевого кислородно-метанового жидкостного ракетного двигателя, в котором используется турбонасосный агрегат с двумя разнесенными турбинами на одном валу // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2014. — 10, № 5. — 4 с.
2. Белоусов И. И., Фомин В. М., Голубятник В. В. и др. Подтверждение концепции многоразового жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2013. — 9, № 4. — С. 42–46.
3. Дядин Ю. А., Гуцин А. Л. Газовые гидраты // Соровский образовательный журн. — 1998. — № 3. — С. 55–60.
4. Егоров А. В. Биогеохимия метана в осадках Балтийского и Черного морей: кинетические модели диагенеза // Океанология. — 2000. — 40, № 5. — С. 600–606.
5. Ефимочкин А. Ф., Голубятник В. В., Елисеев А. В. Расчетно-аналитическая оценка вариантов принципиальных схем криогенного ЖРД с дожиганием восстановительного газа // Вестник Воронеж. гос. техн. ун-та. — 2012. — 8, № 7.1. — С. 102–106.

6. Ефимочкин А. Ф., Рачук В. С., Шостак А. В. Жидкостный ракетный двигатель для многоразовой ракетно-космической системы // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. — 2010. — № 4. — С. 26–36.
7. Ефимочкин А. Ф., Хрисанфов С. П., Голубятник В. В. и др. Разработка жидкостного ракетного двигателя на компонентах топлива сжиженный природный газ и кислород для многоразовой ракетно-космической системы // Вестник СГАУ им. С. П. Королева. — 2012. — № 3 (34) — С. 253–259.
8. Ефимочкин А. Ф., Хрисанфов С. П., Кафарена П. В. и др. Исследование рабочего процесса в камере ЖРД, работающего на топливе сжиженный природный газ (СПГ) — кислород // НТЖ Авиакосмическая техника и технология. — 2010. — № 4. — С. 21–25.
9. Иванов И. К., Семенов М. Е., Шилова Ю. Э. и др. Определение термобарических условий образования гидратов природного газа в эмульсиях асфальтосмолопарафиновых отложений // Фундамент. исслед. — 2015. — № 2. — С. 5089–5093.
10. Истомин В. А., Якушев В. С. Газовые гидраты в природных условиях. — М.: Недра, 1992. — 236 с.
11. Левенко А. С. Универсальный ЖРД. Техническое предложение. Механика воздушно-космических систем: Монография. — Д.: Стилулс, 2012. — 100 с.
12. Орехов К. Н. Повышение эффективности метеорологических ракет при применении гибридных двигателей // Космічна наука і технологія. — 2016. — 22, № 2. — С. 52–59.
13. Пат. 2166348 Российской Федерации. Устройство для получения газогидратов / Мельников В. П., Нестеров А. Н., Феклистов В. В.; опубл. 10.05.2001, Бюл. № 13.
14. Пат. 2415699 Российской Федерации. Установка для получения гидрата газа и устройство для его обезвоживания / Катох Юити (JP), Нагамори Сигеру (JP), Ивасаки Тору (JP). заявл. 10.05.2010.
15. Присяжный В. И., Левенко А. С., Паук О. Л. Аспекты создания возвращаемого орбитального аппарата в форме спутника дистанционного зондирования Земли и ракеты-носителя // Космічна наука і технологія. — 2014. — 20, № 4. — С. 3–13.
16. Сарнер С. Химия ракетных топлив. — М.: Мир, 1969. — 488 с.
17. Семенов М. Е., Шиц Е. Ю. Изучение процесса получения гидратов метана в статических условиях // Нефтегазовое дело. Электронный науч. журн. — 2012. — № 5. — С. 457–465. — <http://www.ogbus.ru>.
18. Соловьев В. А. Глобальная оценка количества газа в субмаринных скоплениях газовых гидратов // Геология и геофизика. — 2002. — 43, № 7. — С. 648–661.
19. Gaowei Hu, Yuguang Ye. Ultrasonic Waves on Gas Hydrates Experiments (Qingdao Institute of Marine Geology, China) // Ultrasonic Waves / Ed. by Dr Santos.

Publ. online 07, March, 2012 — 282 p. — <http://cdn.intechopen.com/pdfs/31680.pdf>

Стаття надійшла до редакції 25.10.16

REFERENCES

1. Belousov I. I., Golubyatnik V. V., Eliseev A. V., et al. The concept of creating a reusable propulsion oxygen-methane liquid rocket engine, which uses a turbopump unit with two spaced turbine on one shaft. *Bull. Voronezh State Technical University*, **10** (N 5), 00—00 (2014).
2. Belousov I. I., Fomin V. M., Golubyatnik V. V., et al. Proof of Concept reusable liquid rocket engine propellants on components liquefied natural gas and oxygen. *Bull. Voronezh State Technical University*, **9** (N 4), 42—46 (2013).
3. Dyadin Y. A., Gushchin A. L. Gas hydrates. *Sorovsky Educational J.*, N 3, 55—60 (1998).
4. Egorov A. V. Biogeochemistry of methane in the sediments of the Baltic and Black Seas: kinetic model diagenesis. *Oceanology*, **40** (N 5), 600—606 (2000).
5. Efimochkin A. F., Golubyatnik V. V., Eliseev A. V. Settlement and analytical evaluation of options for concepts of cryogenic rocket engine with afterburning of the reducing gas. *Bull. Voronezh State Technical University*, **8** (N 7.1), 102—106 (2012).
6. Efimochkin A. F., Rachuk V. S., Shostak A. V. Liquid rocket engine for a reusable space-rocket system. *NTG Aerospace engineering and technology*, N 4, 26—36 (2010).
7. Efimochkin A. F., Chrysanthos S. P., Golubyatnikov V. V., et al. The development of liquid rocket engine propellants liquefied natural gas and oxygen for reusable space-rocket system. *Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering*, N 3 (34), 253—259 (2012).
8. Efimochkin A. F., Chrysanthos S. P., Kafarena P. V., et al. Research of working process in rocket engine chamber working on fuel liquefied natural gas (LNG) — oxygen. *NTG Aerospace engineering and technology*, N 4, 21—25 (2010).
9. Ivanova I. K., Semenov M. E., Shilova Y. E., et al. Determination of temperature and pressure conditions for the formation of natural gas hydrates in emulsions of asphalt deposits. *Fundamental res.*, N 2, 5089—5093 (2015).
10. Istomin V. A., Yakushev V. S. Gas hydrates under natural conditions, 236 p. (Nedra, Moscow, 1992).
11. Levenko O. S. Universal LRE. Technical Proposal. Mechanics of aerospace systems: Monograph, 100 p. (Stylus, D., 2012).
12. Orehov K. N. Improved meteorological rockets in the application of hybrid engines. *Kosm. nauka technol.*, **22** (N 2), 52—59 (2016).
13. Pat. 2166348 Russian Federation. The apparatus for producing gas hydrate / Melnikov V. P., Nesterov A. N., Feklistov V. V. *Bulletin*, N 13 (10.05.2001).
14. Pat. 2415699 Russian Federation. An apparatus for manufacturing gas hydrate and dewatering device / Katoh Yuichi (JP), Nagamori Shigeru (JP), Toru Iwasaki (JP). 10.05.2010;
15. Prysiazhnyi V. I., Levenko O. S., Pauk O. L. Aspects of the creation of the orbiter in the form of remote sensing satellite and the launch vehicle. *Kosm. nauka technol.*, **20** (N 4), 3—13 (2014).
16. Sarnar S. F. Propellant chemistry, (Mir, Moscow, 1969).
17. Semenov M. E., Shiis E. Y. A study of the preparation of methane hydrates in static conditions. *Oil and Gas Business*, N 5, 457—465 (2012).
18. Solovyov V. A. Global assessment of the amount of gas in the submarine gas accumulation hydrates. *Geology and geophys.*, **43** (N 7), 648—661 (2002).
19. Gaowei Hu and Yuguang Ye. Ultrasonic Waves on Gas Hydrates Experiments (Qingdao Institute of Marine Geology, China) // Ultrasonic Waves / Ed. by Dr Santos, 282 p., Publ. online 07, March (2012), <http://cdn.intechopen.com/pdfs/31680.pdf>.

О. С. Левенко, В. И. Присяжний, О. Л. Паук,
О. С. Дрозденко

Національний центр управління та випробувань
космічних засобів Державного космічного агентства
України, Київ

ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГУН НА ТВЕРДОМУ МЕТАНИ

Представлені результати теоретичних досліджень можливості створення ефективного ракетного двигуна на твердій речовині, яка містить метан як паливе (гідрат метану), і рідкому аналогу криогенного кисню в якості окислювача (висококонцентрований водню пероксид).

Ключові слова: гібридний ракетний двигун, гідрат метану, водню пероксид.

A. S. Levenko, V. I. Prysiazhnyi, O. L. Pauk, A. S. Drozdenko

National Center Of Space Facilities Control And Test, State Space Agency of Ukraine, Kiev

HYBRID ROCKET ENGINE ON THE METHANE CLATHRATE

This article presents the results of theoretical research the possibility of establishing an efficient rocket engine on solid methane-matter as a fuel (methane clathrate), and a liquid analog of cryogenic oxygen as the oxidizing agent (high-test peroxide, HTP).

Keywords: hybrid-propellant rocket engine, methane hydrate, hydrogen peroxide.

РЕЦЕНЗИЯ

на статью А. С. Левенко, В. И. Присяжного,
О. Л. Паука, А. С. Дрозденко

«ГИБРИДНЫЙ РАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ
НА ТВЕРДОМ МЕТАНЕ»

Статья посвящена теоретическому обоснованию возможности создания эффективного ракетного двигателя на твердом метаносодержащем веществе — гидрате метана и высококонцентрированной перекиси водорода (обычно так принято называть «водорода пероксид»). По мнению авторов, рассматриваемая топливная пара в перспективе может прийти на смену сегодня применяемым — кислород + керосин и кислород + водород, и возможно завтра применяемой паре — сжиженный метан + кислород.

По порядку и сути. В настоящее время наибольшее распространение в качестве топлива ЖРД первых ступеней ракет-носителей (РН) нашли жидкий кислород и керосин. Эти компоненты обеспечивают хорошую энергетику, наиболее дешевы, и производятся практически во всех странах, имеющих промышленность, вне зависимости от потребностей ракетной техники. Только в Днепре (место проживания авторов статьи) два кислородных завода.

Кислород и водород применяются на первых ступенях РН, как правило, в двух случаях. Первый, когда не хватает комплексного ракетного опыта, а в избытке бюджетное финансирование. Пример — японские РН. Второе, для решения «крупногабаритных» задач, когда возникают трудно решаемые проблемы транспортировки слишком больших ступеней с завода-изготовителя на космодром. Пример — РН «Энергия» (вторая ступень), «Space Shuttle».

Для космических ракет-носителей высокий удельный импульс не является самоцелью, фетишом. Так, ЖРД F-1 I ступени РН «Saturn-V», обеспечивший полет американских космонавтов на Луну, имел достаточно посредственный даже по тем временам удельный импульс на уровне Земли около 260/263 секунд (из разных источников). Не намного больше удельный импульс у современного ЖРД «Merlin-1C» (~282 с) РН «Falcon-9» (компания Space X Элона Маска).

Высокий удельный импульс ЖРД был крайне нужен для межконтинентальных боевых ракет, т. к. именно он во многом определял габариты носителя и размеры шахтной пусковой установки, количество боевых блоков и возможности средств преодоления противоракетной обороны. В силу субъективных причин (возможность большого длительного финансирования, сохранение десятков тысяч рабочих мест) в Советском Союзе этот подход был перенесен и на космические ЖРД (РД-170/171 для РН «Энергия» и «Зенит» и современные РД-180, РД-191, НК-33М) и канонизирован.

Сегодня в связи с коммерциализацией пусковых услуг на первый план выходит стоимость выведения 1 кг полезной нагрузки на опорную орбиту при общепринятой надежности. Надежность любой технической системы во многом является синонимом конструктивной простоты. Поэтому сегодня наиболее востребованы такие РН как PSLV-C29 (Индия) и вышеупомянутая РН «Falcon-9».

Именно с целью упрощения и удешевления двигательных установок РН, самых дорогих их частей, появились в начале шестидесятых годов так называемые гибридные ракетные двигатели (ГРД). Они используют твердое дешевое горючее (полиэтилен, парафин) и жидкий окислитель (например, закись азота). По замыслу их создателей конструкция ГРД должна сочетать простоту конструкции и эксплуатации твердо-топливных РД, и простоту регулирования тяги жидкостных РД. Работы в этом направлении ведутся во многих странах мира. Результат, возможно, скоро придет.

Удельный импульс у ГРД по определению ниже, чем у жидкостных РД. Но, как уже отмечалось выше, не это главное.

Именно гибридным РД посвящены расчетные исследования авторов. Ими рассмотрена новая топливная пара — высококонцентрированная перекись водорода (ВПВ) и твердый гидрат метана.

ВПВ давно и успешно использовалась в авиационной и ракетной технике. Особенно она хороша как окислитель для разгонных блоков, где требуется многократное включение РД, и для посадочно-взлетных ступеней на Луну и планеты,

т.к. позволяет максимально глубокое дросселирование тяги. Например, в НПО «Энергомаш» в начале 70-х годов велась разработка и экспериментальная отработка 12-тонного двигателя РД-510 на ВПВ и керосине. Предусматривалось создать регулируемый в широком диапазоне РД, с многоразовым запуском и большим ресурсом для блока мягкой посадки и взлета лунного ракетного комплекса Н1-Л3М. Но в связи с прекращением лунной программы в СССР в 1973 году работы по созданию двигателя РД-510 были продолжены как научно-исследовательские.

Таким образом, теплофизические свойства ВПВ для нужд двигателистов изучены, технологии работы с ней известны. Единственный ее недостаток — дороговизна, которая с ростом концентрации возрастает в квадрате. Высококонцентрированная перекись в промышленности не используется и, соответственно, не производится, кроме как в лабораторных условиях.

Другое дело гидрид метана. Свойства его не изучены, поэтому трудности, с которыми столкнулись авторы при расчетах, понятны. Далее, технологии добычи гидрида метана пока не разработаны. Появятся они, скорее всего, через несколько десятков лет, когда будут заканчиваться газообразные углеводороды. Создавать технологии искусственного получения гидрида метана исключительно в интересах ракетной техники вряд ли целесообразно.

Расчеты характеристик РД авторами проведены в нулевом приближении и не учитывают ряд важных моментов. Вода, находящаяся в перекиси, и в гидрате метана является балластом, а не кислородводородным топливом. Она, как известно, является аномальной жидкостью по величинам теплоемкости и удельной теплоте испарения. Эти величины почти на порядок больше, чем, например, у кислорода. Для того чтобы довести воду до температуры разложения, надо затратить большое количество тепловой энергии. Согласно закону Гесса, тепловые эффекты реакций разложения химического соединения (воды) и его образования из продуктов разложения равны, но противоположны по знаку. В конечном итоге температура продуктов сгорания в камере сгорания будет существенно ниже, чем в расчетах, что отразится и на удельном импульсе РД.

Чрезмерное желание авторов показать высокий удельный импульс предложенной топливной пары не дало им возможности в рамках статьи хотя бы качественно оценить принципиальные моменты для работы гибридного РД:

— скорость горения гидрида метана и возможностей влияния на нее;

— возможности размещения ВПВ на борту РН, находящейся в контейнере с «сухим льдом», замерзающей при минус 11—12 градусах.

К сожалению, на первый вопрос сегодня вряд ли кто-нибудь знает ответ. Нужны кропотливые лабораторные исследования.

Резюме. Ракетная техника, в особенности, отечественная, зачастую работала за гранью научных достижений. Более того, она являлась локомотивом научных изысканий. Поэтому большое количество неясных мест в рецензируемой пионерской работе не должно смущать.

Далее необходимо сделать то, что возможно. Первое, устранить замечаний по влиянию паров воды в топливной паре на температуру в камере сгорания РД и удельный импульс. Второе, обосновать эффективность использования предложенной топливной пары. Третье, показать наиболее рациональную область применения предложенного гибридного РД. Четвертое, хотя бы качественно описать совместную сохранность ВПВ и гидрида метана на борту РН.

Считаю, что после доработки статью полезно опубликовать с посылаем в реквизитах «Для обсуждения». Такого уровня пионерских работ в отечественных научно-технических изданиях я давно не встречал. Статья побуждает к размышлениям, к поиску новых сумасшедших решений, которых так не хватает отечественной ракетной технике. У нас был бы приоритет. Уверен, что авторы предложенную идею патентуют.

Как отмечал А. Эйнштейн, — Если вам самому новая идея не кажется сумасшедшей, то она — либо ошибочна, либо неверна.

С уважением, рецензент

ОТВЕТ АВТОРОВ НА РЕЦЕНЗИЮ

статьи «Гибридный ракетный двигатель на твердом метане»

Авторы выражают благодарность Рецензенту за совершенно правильно понятую им цель публикации: авторы пытаются вывести из искусственно созданной «комы» ракетно-космическую отрасль Украины, подтолкнув ее руководителей к действиям, а специалистов к исследованиям, при отсутствии национальной задачи, в режиме выживания, в Украине тиражируются только военные достижения времен СССР, и не более того: никто не ищет других топлив, не разрабатывает новые двигатели (сумасшедше сложный и дорогущий кислородно-керосиновый ракетный двигатель времен СССР вообще не ЖРД — в камере сгорания подается газ кислород и жидкость, керосин), нет изысканий новых топлив, систем управления, новых схем спутников, спутниковых систем и пр. Мы отстаем от всего мира, даже от Новой Зеландии, где создали РН «Электрон» на сгущенном монотопливе: из керосина и кислорода.

Теперь по сути. Учитывая, что ракетчики живут в закрытом мире, иногда информация о других сферах деятельности им неизвестна. А канонизированные привычные технические решения (о чем правильно пишет и Рецензент) не позволяют отклониться от канонов. Поэтому требуются некоторые пояснения авторов, которые можно найти в приложенном списке использованной литературы после ее подробного изучения.

1. Авторы идут в своих намерениях дальше, чем первые исследователи гибридных двигателей, с очевидными преимуществами ГРД при их мирном применении:

а) авторы справедливо полагают, что от разговора о многократном использовании ракетной техники (дорогие и сравнительно дешевые носители являются одноразовыми, последние ступени носителей уже засорили орбиту Земли, кислородно-керосиновые ускорители «Энергии» в проектно многократном варианте использования не выдержали критики по стоимости) нужно переходить к делу — авторы полагают, что основным критерием достижения многократности

есть снижение температуры в камере сгорания ракетного двигателя для создания более комфортных условий использования материалов конструкции, что и предлагается авторами;

б) авторы считают, что необходимо искать пути создания нехимических двигателей; предложенный вариант является переходным между химическими и нехимическими двигателями, — горение небольшого количества метана в кислороде необходимо для нагрева воды из гидрата метана, с ее переходом в перегретый пар (с добавлением перегретого пара от разложения водорода пероксида, что вообще не требует подвода энергии извне), т. е. предлагается паровая машина в качестве ракетного двигателя, а как известно — пар является идеальным рабочим телом для техники, пар совершил техническую революция в девятнадцатом веке, и, в этом смысле, предложенный двигатель похож на кислородно-водородный (по получаемому рабочему телу — пару).

Вода авторами рассматривается не как балласт, а как рабочее тело. Не как компонент химического топлива.

Так же в экспериментальных ядерных ракетных двигателях водород не горит, а нагревается, охлаждая реактор.

В Украине подобных задач никто перед собой не ставил, поэтому статья может вызвать непонимание конструкторов традиционных типов ракет.

2. Нужно уточнить, что наиболее распространенные кислородно-керосиновые двигатели не достаточно надежные из-за сложности конструкции, очень дорогие, при их создании требуются десятилетия экспериментальной отработки, — в том числе, из-за высокой температуры в камере сгорания (в Германии времен Второй мировой войны для двигателей применялся спирт с более низкой температурой горения: в условиях войны Германия могла получать кислород из воздуха, а спирт с картофельных полей вокруг Берлина, так как была отрезана от другого сырья — после войны победители, не думая, взяли все себе, но спирт заменили на непригодный для использования, с точки зрения авторов, керосин). Кислородный завод требуется не в месте проживания авторов статьи, а на космодроме (не каждая

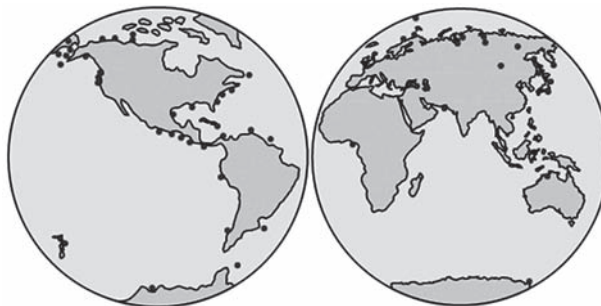
страна его может себе позволить!), — что является абсурдом при непериодических разовых пусках носителей. Известно, что первые ядерные ракеты С. П. Королева при их перевозке сопровождалась автомобильными кислородными заводами, специально созданными для этой цели в АН СССР. Удобство эксплуатации вообще исключает при малюбюджетном варианте использование криогенной техники.

Это обстоятельство подталкивает авторов к поиску других вариантов.

3. По массовому совершенству ГРД занимает среднее положение между ЖРД и РДТТ — это важное преимущество, проигрывая в скорости истечения газов из сопла двигателя (удельный импульс), мы выигрываем в массовом совершенстве конструкции. И достигаем требуемого параметра конечной скорости движения по формуле Циолковского.

Удельный импульс в статье определен предварительно в виде оценки, — это не желание авторов, так получается из расчетов. Но расчеты требуют подтверждения, о чем мы и пишем. Необходимы исследования, для этого руководитель Национального центра управления и испытаний космических средств ГКА Украины Присяжный Владимир Ильич с участием других авторов статьи 29 сентября 2016 г. подписал соглашение о сотрудничестве с Научно-техническим парком Харбинского института технологий, по которому с привлечением Института морской геологии Циндао (там изучают гидрат метана) и украинских ученых (приглашаем к сотрудничеству всех!) и будут проводиться исследования по теме статьи.

4. В СССР по ГОСТ высококонцентрированный водорода пероксид марки ВП-100 (концентрация 98 %) производился минимум на трех химических заводах. Развал СССР коснулся и их, но не коснулся всего мира. Сначала Роскосмос закупал ВВП в США, сейчас в Европе — ВВП производится во Франции, Германии, Польше (но меньшей концентрации, для проведения экспериментов в Летном институте Варшавы его концентрация доводится до 99.9 %), Китае; Бельгия строит заводы его производства по всему миру — ВВП не включается в каталоги для продажи на рынке: он используется военными



во всем мире (торпеды, подводные лодки, газогенераторы в ракетах и пр.).

Мы живем в открытом мире и привыкли к тому, что в Украине уже ничего не производится, — но есть мировой рынок, а на нем продают ВВП.

5. Что касается гидрида метана. Это очень распространенный в мире минерал — более того, самый распространенный в мире ресурс углеводорода. Изучен досконально — но не ракетчиками, а геологами, разработчиками месторождений, специалистами транспортирования природного газа.

Это объект энергетики. Его залежи давно и успешно эксплуатируются на суше (Сибирь, Аляска, Канада, КНР и др. страны) и в море.

На фото отмечены наиболее крупные разведанные в мире месторождения гидрата метана.

Технологии добычи, переработки, транспортирования гидрата метана созданы и применяются.

В 2106 г. Япония заявила, что отказывается от импорта природного газа и переходит полностью на добычу гидрата метана в Желтом море.

В Украине гидрат метана имеется на шельфе Черного моря. Ученые Днепропетровского горного университета по гранту Германии занимались исследованиями гидрата метана. Они, как и другие специалисты в мире, научились изготавливать искусственный гидрат метана, — на что и ориентируются авторы статьи (рис. 1).

Искусственный гидрат метана уже рассматривается в газодобыче как возможность транспортирования природного газа железной дорогой при низком давлении, — так что эту технологию специально для ракетчиков создавать не надо. Нужно применить то, что давно есть в мире.

6. В условиях перед стартом, с точки зрения авторов, гидрат метана, сформованный в двигателе, следует охлаждать — для предотвращения

разложения при низком давлении и для повышения прочности (выражение вода, «скованная льдом» — как раз к месту). Для этого, как пишется в статье, достаточно применить сухую углекислоту. Но авторы не пишут о том, что она должна быть на борту, — охлаждение секции ракеты с гидратом метана осуществляется в пусковом контейнере, о чем и пишется. То есть, — это наружное оборудование, и низкая температура никак не касается отдельных емкостей и магистралей с водорода пероксидом.

После предварительного разложения, в камере сгорания попадают уже продукты разложения с температурой примерно 1100 К. У водорода пероксида нет возможности замерзнуть в предлагаемом варианте.

Суммируя, авторы полагают, что предложения Рецензента следует учесть (или не учесть):

— учесть замечания по влиянию паров воды в топливной паре на температуру в камере сгорания РД и удельный импульс — это противоречит задаче, которую поставили перед собой авторы: т. е. необходимость снизить температуру в камере сгорания двигателя, для чего используется вода, предполагается авторами (вода в двигателе не разлагается), учитывать предложение Рецензента не следует;

— обосновать эффективность использования предложенной топливной пары — эффективность оценена предварительно, и с точки зрения авторов — достаточно, полученные предварительные данные показывают эту эффективность, она обусловлена уникальностью сочетания разложения водорода пероксида и гидрата метана, в виде происходящих физических и химических процессов; в выводах определена необходимость проведения экспериментальных исследований для подтверждения и уточнения расчетов — утверждать обратное (т. е. неэффективность) пока нет оснований; в статье указано, что в реальности температура в камере сгорания может опускаться до 1900 К, учитывать предложение Рецензента не следует;

— наиболее рациональную область применения предложенного гибридного РД — в тексте статьи в Выводах указано: «Теоретическая оценка, проведенная авторами, подтверждает возможность создания гибридного ракетного двигателя для первых ступней ракет-носителей» — это и есть область

применения такого ГРД (с точки зрения авторов), другое не предполагается, т. е. либо первые ступени РН, либо одноступенчатые ракеты носители, учитывать предложение Рецензента не следует;

— хотя бы качественно описать совместную сохранность ВПВ и гидрида метана на борту РН — на борту носителя секции с гидратом метана и водорода пероксидом разнесены, охлаждение секции с гидратом метана производится только на земле и только до старта при длительном хранении, на схеме опытной установки (рис. 2) для испытаний это показано, учитывать предложение Рецензента не следует;

— после доработки статью полезно опубликовать с посыланием в реквизитах «Для обсуждения» — полностью согласны с Рецензентом, в данном случае авторы считают, что обсуждение полезно и необходимо, она привлечет внимание специалистов и поможет найти в предложенной идее разумное зерно истины, предложение Рецензента следует учесть.

Задачи, поставленные авторами при проведении исследований:

— определить возможность применения выбранных компонентов в ракетном двигателе;

— оценить возможность хранения гидрата метана при атмосферном давлении и температуре — 351.5 К (обеспечивается кондиционированием хранилища «сухим льдом», твердой двуокисью углерода с возможным повышением давления в камере сгорания до 1—2 кг/см²);

— оценить параметры двигателя (температуру горения топлива в камере сгорания, скорость истечения газов из сопла);

— определить возможный облик лабораторной двигательной установки с опытным гибридным двигателем на выбранных компонентах топлива

авторами полностью выполнены и отражены в статье.

Рецензия на статью содержит качественный анализ материалов, авторы благодарны Рецензенту за проделанную им работу.

Изменять текст, ввиду нами вышеизложенного, авторы не видят необходимости. Просим оставить прежнюю редакцию текста статьи.

*А. С. Левенко, В. И. Присяжный,
О. Л. Паук, А. С. Дрозденко*

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.018>

УДК 539.3; 624.074

**М. В. Чернобрышко¹, К. В. Аврамов¹, П. Г. Дегтяренко²,
А. М. Тонконоженко², Ю. В. Меша³, Е. В. Тишковец⁴, О. В. Жолос⁴**

¹Институт проблем машиностроения им. А. Н. Подгорного Национальной академии наук Украины, Харьков

²Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепро

³НПП ХАРТРОН-АРКОС ЛТД, Харьков

⁴Национальный технический университет «Харьковский политехнический институт», Харьков

ДИНАМИКА КОМПОЗИТНОГО КОРПУСА ТВЕРДОТОПЛИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ РАКЕТЫ ПОД ДЕЙСТВИЕМ ИМПУЛЬСНЫХ НАГРУЗОК, ОПИСЫВАЮЩИХ РАБОЧИЕ ПРОЦЕССЫ В ДВИГАТЕЛЕ

Представлена динамическая модель деформирования композитного корпуса твердотопливного двигателя ракеты под действием внутреннего импульсного давления, которое описывает рабочие процессы двигателя. Корпус является тонкостенной конструкцией, которая состоит из цилиндрической оболочки и двух днищ в виде усеченных полусфер. Модель динамического деформирования учитывает сдвиг и инерцию вращения, физико-механические свойства композиционного материала. Для исследования динамического поведения конструкции в работе разработан полуаналитический метод. Проведены численные исследования динамической прочности корпуса твердотопливного двигателя.

Ключевые слова: *твердотопливный двигатель, композитный корпус, импульсное давление, динамическая прочность, полуаналитический метод.*

ВВЕДЕНИЕ

В последние десятилетия элементы корпуса твердотопливных ракет-носителей изготавливают из композитных материалов. Один из критериев работоспособности твердотопливной ракеты — ее прочность, связанная с нестационарными динамическими процессами в корпусе двигателя. В этой статье исследована динамика композитного корпуса твердотопливной ракеты-носителя. Проведено численное моделирование НДС для характерных импульсных нагрузок в топливном двигателе, определяющих их прочность.

Рассмотрим публикации, посвященные механике твердотопливных двигателей. В работе [11]

представлены результаты экспериментальных исследований динамики цилиндра из композитного материала для стартового двигателя космической системы «Спейс Шаттл». В работе [12] отмечается, что одной из важных задач, которую приходится решать, является задача определения предельных нагрузок, при которых двигатель может работать без разрушения. В работе [10] подчеркивается, что вибрации твердотопливного двигателя играют определяющую роль в нестационарности процессов горения зерен ракетного топлива. В работе [14] отмечается, что давление, возникающее вследствие работы твердотопливного двигателя, могут вызывать значительные напряжения корпуса, которые могут привести к его разрушению. В работе [9] исследуются температурные напряжения, возникаю-

© М. В. ЧЕРНОБРЫШКО, К. В. АВРАМОВ, П. Г. ДЕГТЯРЕНКО, А. М. ТОНКОНОЖЕНКО, Ю. В. МЕША, Е. В. ТИШКОВЕЦ, О. В. ЖОЛОС, 2017

щие в твердотопливном двигателе. Проблемы прочности твердотопливных двигателей рассмотрены в монографиях [3, 6, 7].

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ И ОСНОВНЫЕ УРАВНЕНИЯ

Рассматривается оболочечная конструкция (рис. 1), которая состоит из трех частей: левого днища, центральной цилиндрической части и правого днища. Днища имеют форму усеченных полушфер радиуса R . Высоты левого и правого днища равны H_1 и H_2 соответственно. Днища жестко закреплены по внешним краям. Цилиндрическая часть конструкции имеет длину L и радиус R . Вне зоны крепления с днищами цилиндрическая часть оболочки имеет постоянную толщину h . На участке соединения цилиндра с днищами толщина конструкции линейно изменяется от h до $2h$. Толщина днищ вне зоны закрепления также постоянна и равна h .

Внутреннее импульсное давление действующее на корпус, возникает вследствие протекания рабочих процессов в твердотопливном двигателе. Давление представим так:

$$P_z = \begin{cases} \frac{P_{\max}}{t^*} t, & t < t^*; \\ P_{\max}, & t^* \leq t < t^{**}; \\ P_{\max} e^{-\frac{t}{\theta}}, & t \geq t^{**}, \end{cases} \quad (1)$$

где P_{\max} – максимальное значение давления, θ – коэффициент затухания давления.

При протекании рабочих процессов в твердотопливном двигателе выделяется большое количество теплоты. Скорость протекания тепловых процессов в композитном материале твердотопливного ракетного двигателя очень мала. Поэтому корпус двигателя нагревается медленно [2].

В нашей статье рассматривается динамический отклик тонкостенной конструкции на импульсное воздействие на временном интервале, исчисляемом миллисекундами. За этот промежуток времени корпус оболочки не успевает нагреться, поэтому тепловые процессы не будут учитываться.

В модели динамического деформирования оболочечной конструкции предполагается, что попереч-

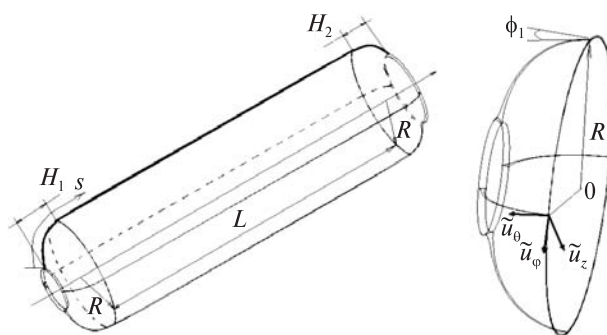


Рис. 1. Эскиз корпуса твердотопливного двигателя и срединная поверхность левого днища

ные перемещения значительно меньше толщины оболочки, поэтому связь между деформациями и перемещениями точек срединной поверхности является линейной. Материал конструкции предполагается упругим, а связь между напряжениями и деформациями предполагается линейной. В модели композитной конструкции учтем сдвиги и инерцию вращения. Динамическое поведение оболочки рассмотрим в компонентах перемещений срединной поверхности. Положения точек срединной поверхности оболочки опишем продольной координатой x и окружной координатой φ . Тогда перемещения точек срединной поверхности оболочки опишем компонентами перемещений $\tilde{u}_x(x, \varphi, t), \tilde{u}_\varphi(x, \varphi, t), \tilde{u}_z(x, \varphi, t)$. Перпендикулярно к срединной поверхности оболочки введем ось z . Цилиндрическая оболочка имеет переменную толщину, которая зависит только от продольной координаты оболочки $h(x)$ и не зависит от φ . Координатные линии оболочки удовлетворяют условиям $0 \leq x \leq L, 0 \leq \varphi < 2\pi; -h(x)/2 \leq z \leq h(x)/2$.

Срединные поверхности днищ являются полусферами; рассмотрим их в сферических координатах θ, φ . Тогда компоненты перемещений точек срединной поверхности обозначим так $\tilde{u}_\theta, \tilde{u}_\varphi, \tilde{u}_z$. Эти компоненты перемещений показаны на рис.1. Днища имеют переменную толщину, которая зависит от координаты θ . Материал оболочечной конструкции ортотропный. Упругие свойства цилиндрической части описываются модулями Юнга $E_{xx}, E_{\varphi\varphi}$; модулями сдвига $G_{x\varphi}, G_{xz}, G_{\varphi z}$ и коэффициентами Пуассона $\mu_{x\varphi}, \mu_{\varphi x}$. Упругие свойства ортотропных днищ описы-

ваются модулями Юнга $E_{\theta\theta}$, $E_{\varphi\varphi}$; модулями сдвига $G_{\theta\varphi}$, $G_{\theta z}$, $G_{\varphi z}$ и коэффициентами Пуассона $\mu_{\theta\varphi}$, $\mu_{\varphi\theta}$.

Перемещения произвольной точки x, φ, z срединной поверхности цилиндрической части u_x, u_φ, u_z представим так [2, 5, 13]:

$$\begin{aligned} u_x(x, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_x(x, \varphi, t) + z \tilde{\beta}_x(x, \varphi, t), \\ u_\varphi(x, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_\varphi(x, \varphi, t) + z \tilde{\beta}_\varphi(x, \varphi, t), \\ u_z(x, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_z(x, \varphi, t), \end{aligned}$$

где $\tilde{\beta}_x, \tilde{\beta}_\varphi$ – углы поворота нормали к срединной поверхности.

Компоненты тензора деформаций удовлетворяют следующим соотношениям [5, 13]:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{xx} &= \tilde{\varepsilon}_{xx} + z \tilde{k}_{xx}, \quad \varepsilon_{\varphi\varphi} = \tilde{\varepsilon}_{\varphi\varphi} + z \tilde{k}_{\varphi\varphi}, \quad \varepsilon_{x\varphi} = \tilde{\varepsilon}_{x\varphi} + z \tilde{k}_{x\varphi}, \\ \varepsilon_{xz} &= \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial x} + \tilde{\beta}_x, \quad \varepsilon_{\varphi z} = \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \frac{\tilde{u}_\varphi}{R} + \tilde{\beta}_\varphi, \end{aligned}$$

где $\tilde{\varepsilon}_{xx}, \tilde{\varepsilon}_{\varphi\varphi}, \tilde{\varepsilon}_{x\varphi}, \tilde{k}_{xx}, \tilde{k}_{\varphi\varphi}, \tilde{k}_{x\varphi}$ – деформации точек срединной поверхности; $\varepsilon_{xx}, \varepsilon_{\varphi\varphi}, \varepsilon_{x\varphi}$ – деформации произвольных точек оболочки.

Деформации срединной поверхности вычисляются из выражений

$$\begin{aligned} \tilde{\varepsilon}_{xx} &= \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial x}, \quad \tilde{\varepsilon}_{\varphi\varphi} = \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_z}{R}, \quad \tilde{\varepsilon}_{x\varphi} = \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial \varphi}, \\ \tilde{k}_{xx} &= \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial x}, \quad \tilde{k}_{\varphi\varphi} = \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi}, \quad \tilde{k}_{x\varphi} = \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial \varphi}. \end{aligned}$$

Удельные усилия и моменты [4] удовлетворяют следующим соотношениям:

$$\begin{aligned} N_{xx} &= \frac{E_{xx} h(x)}{1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}} \left[\frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial x} + \mu_{x\varphi} \left(\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_z}{R} \right) \right], \\ N_{\varphi\varphi} &= \frac{E_{\varphi\varphi} h(x)}{1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}} \left[\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_z}{R} + \mu_{\varphi x} \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial x} \right], \\ N_{x\varphi} &= G_{x\varphi} h(x) \left[\frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial \varphi} \right], \\ M_{xx} &= \frac{E_{xx} h^3(x)}{12(1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x})} \left[\frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial x} + \mu_{x\varphi} \cdot \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} \right], \quad (2) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} M_{\varphi\varphi} &= \frac{E_{\varphi\varphi} h^3(x)}{12(1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x})} \left[\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \mu_{\varphi x} \cdot \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial x} \right], \\ M_{x\varphi} &= \frac{G_{x\varphi} h^3(x)}{12} \left[\frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial \varphi} \right]. \end{aligned}$$

Уравнения движения цилиндрической части тонкостенной конструкции представим в виде [13]

$$\begin{aligned} \frac{\partial N_{xx}}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial N_{\varphi x}}{\partial \varphi} &= \rho h(x) \frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial N_{x\varphi}}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial N_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} + \frac{Q_{\varphi z}}{R} &= \rho h(x) \frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial Q_{xz}}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial Q_{\varphi z}}{\partial \varphi} - \frac{N_{\varphi\varphi}}{R} + P_z &= \rho h(x) \frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial t^2}, \quad (3) \\ \frac{\partial M_{xx}}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial M_{\varphi x}}{\partial \varphi} - Q_{xz} &= \frac{\rho h^3(x)}{12} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial t^2}, \\ \frac{\partial M_{x\varphi}}{\partial x} + \frac{1}{R} \frac{\partial M_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} - Q_{\varphi z} &= \frac{\rho h^3(x)}{12} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial t^2}, \end{aligned}$$

где ρ – плотность материала конструкции.

Соотношения (2) введем в (3) и получим систему уравнений в частных производных, описывающую динамику цилиндрической части конструкции относительно $\tilde{u}_x, \tilde{u}_\varphi, \tilde{u}_z, \tilde{\beta}_x, \tilde{\beta}_\varphi$:

$$\begin{aligned} \frac{E_{xx}}{1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial x^2} + \frac{\mu_{x\varphi}}{R} \left(\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial x \partial \varphi} + \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial x} \right) \right] + \\ + \frac{G_{x\varphi}}{R} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial x \partial \varphi} + \frac{1}{R} \frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial \varphi^2} \right] &= \rho \frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial t^2}, \\ G_{x\varphi} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial x^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial x \partial \varphi} \right] + \frac{1}{R^2} \frac{E_{\varphi\varphi}}{1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}} \times \\ \times \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi^2} + \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} + \mu_{\varphi x} \frac{\partial^2 \tilde{u}_x}{\partial x \partial \varphi} \right] + \\ + \frac{\kappa G_{\varphi z}}{R^2} \left[\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \tilde{u}_\varphi + R \tilde{\beta}_\varphi \right] &= \rho \frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial t^2}, \quad (4) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} & \kappa G_{xz} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial x^2} + \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial x} \right] + \frac{\kappa G_{\varphi z}}{R^2} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial \varphi^2} - \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + R \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} \right] - \\ & - \frac{E_{\varphi\varphi}}{(1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}) R^2} \left[\frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \tilde{u}_z + R \mu_{\varphi x} \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial x} \right] + P_z = \rho \frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial t^2}, \\ & \frac{E_{xx}}{1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x}} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial x^2} + \frac{\mu_{x\varphi}}{R} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial x \partial \varphi} \right] + \frac{G_{x\varphi}}{R} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial x \partial \varphi} + \right. \\ & \left. + \frac{1}{R} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial \varphi^2} \right] - \frac{12 \kappa G_{xz}}{h^2} \left[\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial x} + \tilde{\beta}_x \right] = \rho \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial t^2}, \\ & G_{x\varphi} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial x^2} + \frac{1}{R} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial x \partial \varphi} \right] + \frac{E_{\varphi\varphi}}{R^2 (1 - \mu_{x\varphi} \mu_{\varphi x})} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi^2} + \right. \\ & \left. + R \mu_{\varphi x} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_x}{\partial x \partial \varphi} \right] - \frac{12 \kappa G_{\varphi z}}{R h^2} \left[\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \tilde{u}_\varphi + R \tilde{\beta}_\varphi \right] = \rho \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial t^2}. \end{aligned}$$

Теперь рассмотрим уравнения движения днищ в сферической системе координат θ, φ, z . Компоненты вектора перемещений u_θ, u_φ, u_z днищ с учетом поперечного сдвига и инерции вращения представим так [1, 5, 13]:

$$\begin{aligned} u_\theta(\theta, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_\theta(\theta, \varphi, t) + z \tilde{\beta}_\theta(\theta, \varphi, t), \\ u_\varphi(\theta, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_\varphi(\theta, \varphi, t) + z \tilde{\beta}_\varphi(\theta, \varphi, t), \\ u_z(\theta, \varphi, z, t) &= \tilde{u}_z(\theta, \varphi, t), \end{aligned}$$

где $\tilde{\beta}_\theta, \tilde{\beta}_\varphi$ – углы поворота нормали к срединной поверхности.

Компоненты тензора деформаций днищ связаны с перемещениями так:

$$\begin{aligned} \tilde{\varepsilon}_{\theta\theta} &= \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \frac{\tilde{u}_z}{R} + \frac{z}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta}, \\ \tilde{\varepsilon}_{\varphi\varphi} &= \frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{R \operatorname{tg} \theta} + \frac{\tilde{u}_z}{R} + \\ & + z \left(\frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{\beta}_\theta}{R \operatorname{tg} \theta} \right), \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \tilde{\varepsilon}_{\theta\varphi} &= \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \theta} - \frac{\tilde{u}_\varphi}{R \operatorname{tg} \theta} + \frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \varphi} + \\ & + z \left(\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta} - \frac{\tilde{\beta}_\varphi}{R \operatorname{tg} \theta} + \frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \varphi} \right), \\ \tilde{\varepsilon}_{\theta z} &= \frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} - \frac{\tilde{u}_\theta}{R} + \tilde{\beta}_\theta, \quad \tilde{\varepsilon}_{\varphi z} = \frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \frac{\tilde{u}_\varphi}{R} + \tilde{\beta}_\varphi. \end{aligned}$$

Удельные силовые факторы [4] в днищах связаны с компонентами перемещений зависимостями

$$\begin{aligned} N_{\theta\theta} &= \frac{E_{\theta\theta} h(\theta)}{1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta}} \left[\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \frac{\tilde{u}_z}{R} + \right. \\ & \left. + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{R \operatorname{tg} \theta} + \frac{\tilde{u}_z}{R} \right) \right], \\ N_{\varphi\varphi} &= \frac{E_{\varphi\varphi} h(\theta)}{1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta}} \left[\frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{R \operatorname{tg} \theta} + \right. \\ & \left. + \frac{\tilde{u}_z}{R} + \mu_{\varphi\theta} \left(\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \frac{\tilde{u}_z}{R} \right) \right], \\ M_{\theta\theta} &= \frac{E_{\theta\theta} h^3(\theta)}{12(1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{1}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} + \right. \\ & \left. + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{1}{R \operatorname{tg} \theta} \tilde{\beta}_\theta \right) \right], \\ M_{\varphi\varphi} &= \frac{E_{\varphi\varphi} h^3(\theta)}{12(1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{1}{R \sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{\beta}_\theta}{R \operatorname{tg} \theta} + \frac{\mu_{\varphi\theta}}{R} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} \right]. \end{aligned} \quad (5)$$

Уравнения движения усеченной полусферы тонкостенной конструкции имеют вид [13]:

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \theta} (N_{\theta\theta} \sin \theta) + \frac{\partial N_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} - N_{\varphi\varphi} \cos \theta + Q_{\theta z} \sin \theta &= \\ &= \frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial t^2} R \rho h(\theta) \sin \theta, \\ \frac{\partial}{\partial \theta} (N_{\theta\varphi} \sin \theta) + \frac{\partial N_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} + N_{\varphi\varphi} \cos \theta + Q_{\varphi z} \sin \theta &= \\ &= \frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial t^2} R \rho h(\theta) \sin \theta, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \theta} (Q_{\theta z} \sin \theta) + \frac{\partial Q_{\varphi z}}{\partial \varphi} - (N_{\theta\theta} + N_{\varphi\varphi}) \sin \theta + \\ + RP_z \sin \theta = \frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial t^2} R \rho h(\theta) \sin \theta, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \theta} (M_{\theta\theta} \sin \theta) + \frac{\partial M_{\varphi\theta}}{\partial \varphi} - M_{\varphi\varphi} \cos \theta - RQ_{\theta z} \sin \theta = \\ = \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial t^2} \frac{R \rho h^3}{12} \sin \theta, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial \theta} (M_{\theta\varphi} \sin \theta) + \frac{\partial M_{\varphi\varphi}}{\partial \varphi} + M_{\varphi\theta} \cos \theta - RQ_{\varphi z} \sin \theta = \\ = \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial t^2} \frac{R \rho h^3}{12} \sin \theta. \end{aligned}$$

Соотношения (5) введем в (6) и получим уравнения движения сферических днищ тонкостенной конструкции:

$$\begin{aligned} \frac{E_{\theta\theta}}{1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta}} \left\{ \frac{1}{R^2 \rho} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial \theta^2} + \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial \theta \partial \varphi} + \right. \right. \right. \\ \left. \left. \left. + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} \right) \right] + \right. \\ \left. + \frac{1}{R^2 \rho \operatorname{tg} \theta} \left[\frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \tilde{u}_z + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{\operatorname{tg} \theta} + \tilde{u}_z \right) \right] \right\} + \\ + \frac{G_{\theta\varphi}}{R^2 \rho \sin \theta} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial \theta \partial \varphi} - \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial \varphi^2} \right] + \\ + \frac{\kappa G_{\theta z}}{R^2 \rho \operatorname{tg} \theta} \left[\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} - \tilde{u}_\theta + R \tilde{\beta}_\theta \right] + \\ + \frac{E_{\varphi\varphi}}{1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta}} \frac{\cos \theta}{R^2 \rho \sin \theta} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{\operatorname{tg} \theta} + \tilde{u}_z + \right. \\ \left. + \mu_{\varphi\theta} \left(\frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \tilde{u}_z \right) \right] = \frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial t^2}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{G_{\theta\varphi}}{\rho R^2} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial \theta^2} + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial \theta \partial \varphi} + \frac{1}{\sin \theta \operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \varphi} - \frac{\tilde{u}_\varphi}{\operatorname{tg}^2 \theta} \right] + \\ + \frac{E_{\varphi\varphi}}{\rho R^2 (1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{1}{\sin^2 \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi^2} + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta \sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \varphi} + \right. \\ \left. + \frac{\mu_{\varphi\theta}}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_\theta}{\partial \theta^2} + \frac{1 + \mu_{\varphi\theta}}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} \right] + \frac{G_{\theta\varphi}}{\rho R^2} \left[\frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \theta} - \frac{\tilde{u}_\varphi}{\operatorname{tg}^2 \theta} + \right. \\ \left. + \frac{1}{\sin \theta \operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \varphi} \right] + \frac{\kappa G_{\varphi z}}{\rho R^2} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \tilde{u}_\varphi + \tilde{\beta}_\varphi \right] = \frac{\partial^2 \tilde{u}_{\varphi\varphi}}{\partial t^2}, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\kappa G_{\theta z}}{R^2 \rho \sin \theta} \left[\frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial \theta^2} - \frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + R \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \left(\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} - \tilde{u}_\theta + \right. \right. \\ \left. \left. + R \tilde{\beta}_\theta \right) \right] + \frac{\kappa G_{\varphi z}}{R^2 \rho \sin \theta} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial \varphi^2} - \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \right. \\ \left. + R \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} \right] - \frac{E_{\theta\theta}}{R^2 \rho \sin \theta (1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \tilde{u}_z + \right. \\ \left. + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{\operatorname{tg} \theta} + \tilde{u}_z \right) \right] - \\ - \frac{E_{\varphi\varphi}}{R^2 \rho \sin \theta (1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{u}_\theta}{\operatorname{tg} \theta} + \tilde{u}_z + \right. \\ \left. + \mu_{\varphi\theta} \left(\frac{\partial \tilde{u}_\theta}{\partial \theta} + \tilde{u}_z \right) \right] + \frac{P_z}{\rho h} = \frac{\partial^2 \tilde{u}_z}{\partial t^2}, \end{aligned} \quad (7)$$

$$\begin{aligned} \frac{E_{\theta\theta}}{R^2 \rho (1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta})} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta^2} + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta \partial \varphi} + \right. \right. \\ \left. \left. + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} \right) \right] - \frac{12 \kappa G_{\theta z}}{R \rho h^2} \left[\frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \theta} - \tilde{u}_\theta + R \tilde{\beta}_\theta \right] + \\ + \frac{E_{\theta\theta}}{R^2 \rho (1 - \mu_{\theta\varphi}\mu_{\varphi\theta}) \operatorname{tg} \theta} \left[\frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} + \mu_{\theta\varphi} \left(\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \right. \right. \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \left. + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \tilde{\beta}_\theta \right] + \frac{G_{\theta\varphi}}{R^2 \rho \sin \theta} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta \partial \varphi} - \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \right. \\
 & \left. + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial \varphi^2} \right] - \frac{E_{\varphi\varphi}}{R^2 \rho (1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta}) \operatorname{tg} \theta} \times \\
 & \times \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi} + \frac{\tilde{\beta}_\theta}{\operatorname{tg} \theta} + \mu_{\varphi\theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta} \right] = \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial t^2}, \\
 & \frac{G_{\theta\varphi}}{\rho R^2} \left[\frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta^2} - \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta} + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta \partial \varphi} \right] + \\
 & + \frac{2G_{\theta\varphi}}{\rho R^2 \operatorname{tg} \theta} \left[\frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \theta} - \frac{\tilde{\beta}_\varphi}{\operatorname{tg} \theta} + \frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \varphi} \right] + \\
 & + \frac{1}{\rho R^2 \sin \theta} \frac{E_{\varphi\varphi}}{(1 - \mu_{\theta\varphi} \mu_{\varphi\theta})} \times \\
 & \times \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial \varphi^2} + \frac{1}{\operatorname{tg} \theta} \frac{\partial \tilde{\beta}_\theta}{\partial \varphi} + \mu_{\varphi\theta} \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\theta}{\partial \theta \partial \varphi} \right] - \\
 & - \frac{12\kappa G_{\varphi z}}{\rho R h^2} \left[\frac{1}{\sin \theta} \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial \varphi} - \tilde{u}_\varphi + R \tilde{\beta}_\varphi \right] = \frac{\partial^2 \tilde{\beta}_\varphi}{\partial t^2}.
 \end{aligned}$$

Дополним уравнения движения цилиндрической оболочки (4) и уравнения движения днищ (7) различными граничными условиями. Сначала рассмотрим граничные условия сопряжения цилиндрической оболочки с левым днищем.

Кинематические граничные условия имеют следующий вид:

$$\begin{aligned}
 \tilde{u}_x(0, \varphi, t) &= \cos(\phi_1) \tilde{u}_\theta(\pi/2, -\varphi, t), \\
 \tilde{u}_\varphi(0, \varphi, t) &= \tilde{u}_\varphi(\pi/2, -\varphi, t), \\
 \tilde{u}_z(0, \varphi, t) &= \sin(\phi_1) \tilde{u}_z(\pi/2, -\varphi, t), \\
 \tilde{\beta}_x(0, \varphi, t) &= \tilde{\beta}_\theta(\pi/2, -\varphi, t), \\
 \tilde{\beta}_\varphi(0, \varphi, t) &= \tilde{\beta}_\varphi(\pi/2, -\varphi, t),
 \end{aligned} \tag{8}$$

где ϕ_1 – угол наклона касательной к днищу в точке ее стыка с цилиндрической оболочкой.

Силовые условия сопряжения таковы:

$$\begin{aligned}
 N_{xx}(0, \varphi, t) &= \cos(\phi_1) N_{\theta\theta}(\pi/2, -\varphi, t), \\
 N_{x\varphi}(0, \varphi, t) &= N_{\theta\varphi}(\pi/2, -\varphi, t),
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 N_{\varphi\varphi}(0, \varphi, t) &= \sin(\phi_1) N_{\varphi\varphi}(\pi/2, -\varphi, t), \\
 Q_{xz}(0, \varphi, t) &= Q_{\theta z}(\pi/2, -\varphi, t), \\
 Q_{\varphi z}(0, \varphi, t) &= Q_{\varphi z}(\pi/2, -\varphi, t).
 \end{aligned} \tag{9}$$

Теперь рассмотрим граничные условия сопряжения конца цилиндрической оболочки с правым днищем. Кинематические граничные условия выглядят так:

$$\begin{aligned}
 \tilde{u}_x(L, \varphi, t) &= \cos(\phi_2) \tilde{u}_\theta(\pi/2, \varphi, t), \\
 \tilde{u}_\varphi(L, \varphi, t) &= \tilde{u}_\varphi(\pi/2, \varphi, t), \\
 \tilde{u}_z(L, \varphi, t) &= \sin(\phi_2) \tilde{u}_z(\pi/2, \varphi, t), \\
 \tilde{\beta}_x(L, \varphi, t) &= \tilde{\beta}_\theta(\pi/2, \varphi, t), \\
 \tilde{\beta}_\varphi(L, \varphi, t) &= \tilde{\beta}_\varphi(\pi/2, \varphi, t),
 \end{aligned} \tag{10}$$

где ϕ_2 – угол наклона касательной к правому днищу в точке стыковки с цилиндрической оболочкой.

Силовые граничные условия сопряжения имеют вид

$$\begin{aligned}
 N_{xx}(L, \varphi, t) &= \cos(\phi_2) N_{\theta\theta}(\pi/2, \varphi, t), \\
 N_{x\varphi}(L, \varphi, t) &= N_{\theta\varphi}(\pi/2, \varphi, t), \\
 N_{\varphi\varphi}(L, \varphi, t) &= \sin(\phi_2) N_{\varphi\varphi}(\pi/2, \varphi, t), \\
 Q_{xz}(L, \varphi, t) &= Q_{\theta z}(\pi/2, \varphi, t), \\
 Q_{\varphi z}(L, \varphi, t) &= Q_{\varphi z}(\pi/2, \varphi, t).
 \end{aligned} \tag{11}$$

Конец левого днища жестко зашпелен, что выражается следующими граничными условиями:

$$\begin{aligned}
 \tilde{u}_\theta(\theta_1, \varphi, t) &= 0, \quad \tilde{u}_\varphi(\theta_1, \varphi, t) = 0, \quad \tilde{u}_z(\theta_1, \varphi, t) = 0, \\
 \tilde{\beta}_\theta(\theta_1, \varphi, t) &= 0, \quad \tilde{\beta}_\varphi(\theta_1, \varphi, t) = 0, \\
 \frac{\partial \tilde{u}_\theta(\theta_1, \varphi, t)}{\partial \theta} &= 0, \quad \frac{\partial \tilde{u}_\varphi(\theta_1, \varphi, t)}{\partial \varphi} = 0, \quad \frac{\partial \tilde{u}_z(\theta_1, \varphi, t)}{\partial \theta} = 0, \\
 \frac{\partial \tilde{u}_z(\theta_1, \varphi, t)}{\partial \theta} &= 0, \quad \frac{\partial \tilde{u}_z(\theta_1, \varphi, t)}{\partial \varphi} = 0.
 \end{aligned} \tag{12}$$

Конец правого днища оболочки также жестко зашпелен, что выражается граничными условиями, аналогичными условиям (12).

Теперь рассмотрим начальные условия задачи. В начальный момент времени $t = 0$ оболочка находится в состоянии покоя. Этот факт выра-

жаются следующими начальными условиями для цилиндрической оболочки:

$$\begin{aligned} \tilde{u}_x(x, \varphi, 0) &= \tilde{u}_\varphi(x, \varphi, 0) = \tilde{u}_z(x, \varphi, 0) = \\ &= \tilde{\beta}_x(x, \varphi, 0) = \tilde{\beta}_\varphi(x, \varphi, 0) = 0, \\ \frac{\partial \tilde{u}_x}{\partial t}(x, \varphi, 0) &= \frac{\partial \tilde{u}_\varphi}{\partial t}(x, \varphi, 0) = \frac{\partial \tilde{u}_z}{\partial t}(x, \varphi, 0) = \\ &= \frac{\partial \tilde{\beta}_x}{\partial t}(x, \varphi, 0) = \frac{\partial \tilde{\beta}_\varphi}{\partial t}(x, \varphi, 0) = 0. \end{aligned} \quad (13)$$

Начальные условия для сферических днщ аналогичны условиям (13).

МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ

В этом разделе динамическая система в частных производных приводится к линейной системе обыкновенных дифференциальных уравнений большой размерности.

Представим в виде разложений в ряды Фурье компоненты перемещений и углов поворота цилиндрической части конструкции:

$$\begin{aligned} \tilde{u}_x(x, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} U_{X,n}(x, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{u}_\varphi(x, \varphi, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} U_{\varphi,n}(x, t) \sin n\varphi, \\ \tilde{u}_z(x, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} U_{Z,n}(x, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{\beta}_x(x, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} B_{X,n}(x, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{\beta}_\varphi(x, \varphi, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} B_{\varphi,n}(x, t) \sin n\varphi, \end{aligned} \quad (14)$$

где $U_{X,n}, U_{\varphi,n}, U_{Z,n}, B_{X,n}, B_{\varphi,n}$ — неизвестные функции.

При выводе уравнений нестационарной динамики конструкции рассмотрим более общий вид нагрузок по сравнению с (1). Импульсное давление представим в виде

$$P_z(x, \varphi, t) = \sum_{n=0}^{\infty} P_n(x, t) \cos n\varphi.$$

Теперь разложения (14) введем в динамическую систему (4) и получим систему дифференциальных уравнений в частных производных относительно амплитуд гармоник разложений (14):

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 U_{X,n}}{\partial t^2} + K_1 \frac{\partial^2 U_{X,n}}{\partial x^2} + n^2 K_2 U_{X,n} + \\ + nK_3 \frac{\partial U_{\varphi,n}}{\partial x} + K_4 \frac{\partial U_{Z,n}}{\partial x} = 0, \\ \frac{\partial^2 U_{\varphi,n}}{\partial t^2} + K_5 \frac{\partial^2 U_{\varphi,n}}{\partial x^2} + (n^2 K_6 + K_7) U_{\varphi,n} + \\ + nK_{81} \frac{\partial U_{X,n}}{\partial x} - nK_{82} U_{Z,n} + K_9 B_{\varphi,n} = 0, \\ \frac{\partial^2 U_{Z,n}}{\partial t^2} + K_{10} \frac{\partial^2 U_{Z,n}}{\partial x^2} + (n^2 K_{11} + K_6) U_{Z,n} + \\ + K_{12} \frac{\partial U_{X,n}}{\partial x} + nK_{82} U_{\varphi,n} + K_{10} \frac{\partial B_{X,n}}{\partial x} + K_9 B_{\varphi,n} = \frac{P_n(x, t)}{\rho h}, \end{aligned} \quad (15)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 B_{X,n}}{\partial t^2} + K_1 \frac{\partial^2 B_{X,n}}{\partial x^2} + (n^3 K_2 + K_{13}) B_{X,n} + \\ + K_{13} \frac{\partial U_{Z,n}}{\partial x} + nK_3 \frac{\partial B_{\varphi,n}}{\partial x} = 0, \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial^2 B_{\varphi,n}}{\partial t^2} + K_5 \frac{\partial^2 B_{\varphi,n}}{\partial x^2} + K_{14} B_{\varphi,n} + K_{15} U_{\varphi,n} + \\ + nK_{15} U_{Z,n} + nK_{82} \frac{\partial B_{X,n}}{\partial x} + n^2 K_8 B_{X,n} = 0. \end{aligned}$$

Коэффициенты K_i ($i = 1, 2, \dots$) динамической системы (15) зависят от параметров оболочки. Они не приводятся для краткости изложения.

Систему уравнений в частных производных (15) сведем к системе обыкновенных дифференциальных уравнений большой размерности. Для этого все частные производные по продольной координате x заменим их конечно-разностными аппроксимациями с помощью центральных разностей. Все неизвестные системы (15) в области $0 \leq x \leq L$ представим сеточными функциями с шагом $l = L/J$, где J — число точек дискретизации функции. Дискретные значения координаты x определим выражением $x_j = jl$. Вектор неизвестных системы (15) представим в виде $\mathbf{U}_{x,n} = \{U_{X,n}, U_{\varphi,n}, U_{Z,n}, B_{X,n}, B_{\varphi,n}\}$, а значения функции $\mathbf{U}_{x,n}$ в дискретных точках — в виде $\mathbf{U}_{x,n}^{(j)}$ ($j = 0, \dots, J$). Для аппроксимации частных производных воспользуемся конечно-разно-

стными соотношениями. Тогда решения системы (15) аппроксимируем решениями следующей системы обыкновенных дифференциальных уравнений, которую в матричном виде представим так:

$$\frac{\partial^2 \mathbf{U}_{x,n}}{\partial t^2} + \mathbf{C}_1 \mathbf{U}_{x,n} = \mathbf{P}_{x,n},$$

где $\mathbf{U}_{x,n} = \{U_{x,n}^{(0)}, \dots, U_{x,n}^{(j)}\}$; \mathbf{C}_1 — постоянная матрица;

$$\mathbf{P}_{x,n} = \{\mathbf{P}_{x,n}^{(0)}, \dots, \mathbf{P}_{x,n}^{(j)}\}; \mathbf{P}_{x,n}^{(j)} = \{0, 0, \mathbf{P}_{x,n}^{(j)}, 0, 0\}.$$

Теперь выведем систему обыкновенных дифференциальных уравнений, описывающую динамику сферических днищ. Компоненты перемещений и углов поворота сферических днищ представим в виде следующих разложений в ряды Фурье:

$$\begin{aligned} \tilde{u}_\theta(\theta, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} \tilde{U}_{\theta,n}(\theta, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{u}_\varphi(\theta, \varphi, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \tilde{U}_{\varphi,n}(\theta, t) \sin n\varphi, \\ \tilde{u}_z(\theta, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} \tilde{U}_{z,n}(\theta, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{\beta}_\theta(\theta, \varphi, t) &= \sum_{n=0}^{\infty} \tilde{B}_{\theta,n}(\theta, t) \cos n\varphi, \\ \tilde{\beta}_\varphi(\theta, \varphi, t) &= \sum_{n=1}^{\infty} \tilde{B}_{\varphi,n}(\theta, t) \sin n\varphi, \end{aligned} \quad (16)$$

где $\tilde{U}_{\theta,n}, \tilde{U}_{\varphi,n}, \tilde{U}_{z,n}, \tilde{B}_{\theta,n}, \tilde{B}_{\varphi,n}$ — неизвестные функции.

Разложения (16) введем в систему уравнений в частных производных (9). В результате получим систему уравнений в частных производных, которая в матричном представлении имеет вид

$$\frac{\partial^2 \tilde{\mathbf{U}}_{s,n}}{\partial t^2} + \mathbf{A}_1 \frac{\partial^2 \tilde{\mathbf{U}}_{s,n}}{\partial \theta^2} + \mathbf{A}_2 \frac{\partial \tilde{\mathbf{U}}_{s,n}}{\partial \theta} + \mathbf{A}_3 \tilde{\mathbf{U}}_{s,n} = \frac{1}{\rho h} \mathbf{P}_n(\theta, t), \quad (17)$$

где $\tilde{\mathbf{U}}_{s,n} = \{\tilde{U}_{\theta,n}, \tilde{U}_{\varphi,n}, \tilde{U}_{z,n}, \tilde{B}_{\theta,n}, \tilde{B}_{\varphi,n}\}$; $\mathbf{A}_1, \mathbf{A}_2, \mathbf{A}_3$ — постоянные матрицы.

Теперь систему уравнений в частных производных (17) сведем к системе обыкновенных дифференциальных уравнений. Введем вектор глобальных неизвестных сферических днищ конструкции $\mathbf{U}_{s,n} = \{\tilde{\mathbf{U}}_{s,n}^{(0)}, \dots, \tilde{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M)}\}$. Решение си-

стемы уравнений в частных производных (17) заменим решениями системы обыкновенных дифференциальных уравнений относительно вектора неизвестных $\mathbf{U}_{s,n}$. Эта система будет иметь вид, аналогичный системе (15). Здесь эта система уравнений не приводится.

Итак, нестационарная динамика твердотопливного двигателя описывается системой обыкновенных дифференциальных уравнений, в которую входят система (15) и аналогичная система уравнений, описывающая динамику днищ. Компоненты вектора перемещений $\mathbf{U}_{s,n}$ удовлетворяют условиям стыковки (8) — (11). Вектор решений для левого днища обозначим $\hat{\mathbf{U}}_{s,n}$, а для правого — $\bar{\mathbf{U}}_{s,n}$. Из граничных условий для левого днища (18) и аналогичных граничных условий для правого днища получаем, что для левого днища выполняется условие $\hat{\mathbf{U}}_{s,n}^{(0)} = \{0, 0, 0, 0, 0\}$ ($n = 0, 1, 2, \dots$), а для правого днища справедливо соотношение $\bar{\mathbf{U}}_{s,n}^{(0)} = \{0, 0, 0, 0, 0\}$. Теперь рассмотрим условие сшивания решений. Решения для последнего узла дискретизации левого днища равняются решению в первой точке дискретизации цилиндрической оболочки: $\hat{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M_1)} = \mathbf{U}_{x,n}^{(0)}$, где M_1 — количество узлов дискретизации в левом днище. Условия стыковки (8) запишем в матричном виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_4 \{(\mathbf{U}_{s,n}^{(M_1)} - \mathbf{U}_{s,n}^{(M_1-1)}) / h_s + \mathbf{U}_{s,n}^{(M_1)}\} &= \\ = \mathbf{A}_5 \{(\mathbf{U}_{x,n}^{(1)} - \mathbf{U}_{x,n}^{(0)}) / l + \mathbf{U}_{x,n}^{(0)}\}, \end{aligned}$$

где $\mathbf{A}_4, \mathbf{A}_5$ — постоянные матрицы, зависящие от параметров системы.

Решения в последней точке дискретизации для правого днища равняются решению в последней точке дискретизации для цилиндрической оболочки: $\bar{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M_2)} = \mathbf{U}_{x,n}^{(J)}$, где M_2 — количество узлов дискретизации решения для правого днища. Условия стыковки (16) представим в следующем матричном виде:

$$\begin{aligned} \mathbf{A}_6 \{(\bar{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M_2)} - \bar{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M_2-1)}) / h_s + \bar{\mathbf{U}}_{s,n}^{(M_2)}\} &= \\ = \mathbf{A}_7 \{(\mathbf{U}_{x,n}^{(J)} - \mathbf{U}_{x,n}^{(J-1)}) / l + \mathbf{U}_{x,n}^{(J)}\}, \end{aligned}$$

где $\mathbf{A}_6, \mathbf{A}_7$ — постоянные матрицы, зависящие от параметров системы.

Для интегрирования полученной системы обыкновенных дифференциальных уравнений применяется метод Ньюмарка [8].

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

Основной целью численного моделирования является расчет допустимых импульсных нагрузок, которые не приведут к потери работоспособности корпуса. Для этого исследовалась динамическая прочность конструкции с параметрами $L = 2.95$ м, $h = 0.06$ м, $R = 0.4$ м, $H_1 = 0.3$ м, $H_2 = 0.25$ м. Импульсная нагрузка нарастает по линейному закону и достигает максимального значения за временной интервал $t^* = 5$ мс. Нагрузка остается постоянной до значения времени $t^{**} = 30$ мс. Расчеты проводились для значений максимального импульсного давления: $P_{\max} = 12$ МПа. Механические характеристики композитного материала принимались следующими: $E_{xx} = 130$ ГПа, $E_{\theta\theta} = 130$ ГПа, $E_{\varphi\varphi} = 125$ ГПа, $G_{x\varphi} = 3.9$ ГПа, $G_{\theta\varphi} = 3.9$ ГПа, $G_{xz} = 3.9$ ГПа, $G_{\varphi z} = 3.9$ ГПа, $G_{\varphi\theta} = 3.9$ ГПа, $\mu_{x\varphi} = \mu_{\varphi x} = \mu_{\theta\varphi} = \mu_{\varphi\theta} = 0.32$; $\rho = 1400$ кг/м³.

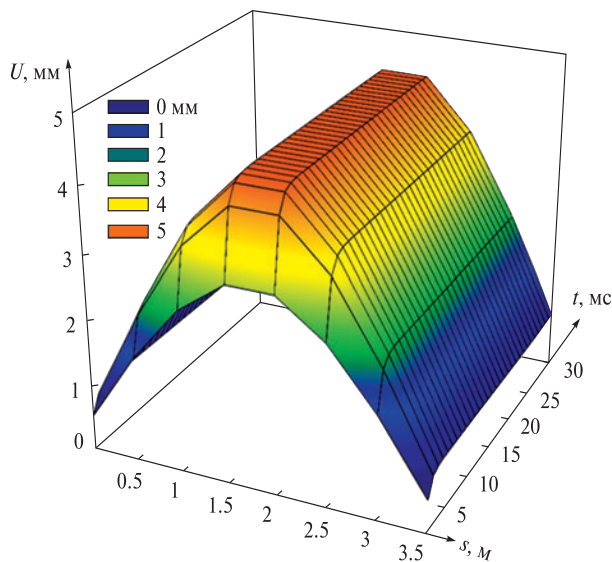


Рис. 2. Перемещения точек срединной поверхности конструкции, принадлежащих одной образующей, на интервале времени 0 ... 30 мс

Результаты расчета перемещений точек срединной поверхности, принадлежащие одной образующей конструкции, представлены на рис. 2.

На этом рисунке на оси аппликат приведены перемещения точек U . Точки образующей срединной поверхности конструкции описываются дуговой координатой s (рис. 1). Видно, что максимальные перемещения наблюдаются в средней части цилиндрической оболочки. Два днища имеют наименьшие перемещения. Подчеркнем, что перемещения достигают своего максимума за 10 мс, и в течение времени 30 мс не изменяют своих значений. Максимальные перемещения составляют 5 мм.

Проводились исследования динамики композитной конструкции с параметрами, представленными выше, и импульсной нагрузкой (1). Расчеты проводились для трех значений максимального импульсного давления: $P_{\max} = 5, 10$ и 15 МПа. Рассмотрим напряжения, возникающие в конструкции при ее динамическом деформировании. Отметим, что наибольшие значения имеют компоненты тензора напряжений σ_{xx} и $\sigma_{\theta\theta}$. Как показало численное моделирование, наибольшими значениями обладает составляющая σ_{xx} . Расчетные значения напряжений σ_{xx} на внутренней поверхности оболочки вдоль образующей конструкции, точки которой характеризуются дуговой координатой s представлены

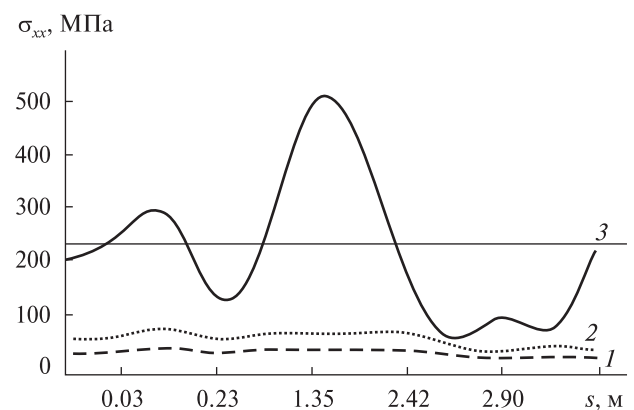


Рис. 3. Напряжения σ_{xx} на внутренней поверхности конструкции вдоль образующей, точки которой описываются дуговой координатой s : 1, 2, 3 — для $P_{\max} = 5, 10$ и 15 МПа соответственно

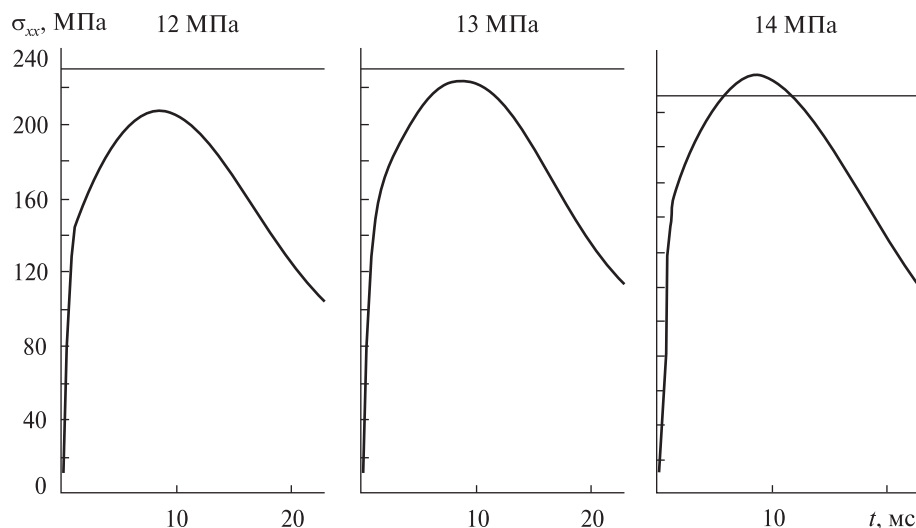


Рис. 4. Поведение напряжений σ_{xx} с течением времени при разных значениях максимального импульсного давления

на рис. 3. На этом рисунке показаны напряжения, наблюдающиеся в момент времени $t = 15$ мс. Штриховой и пунктирной линиями представлены графики напряжений, полученные при максимальном импульсном давлении $P_{\max} = 5$ и 10 МПа соответственно. Сплошной линией показаны напряжения, полученные для значений максимального импульсного давления $P_{\max} = 15$ МПа.

Предприятием, которое проектирует твердотопливные двигатели, из экспериментальных исследований были выбраны критерии работоспособности конструкции с точки зрения прочности. Как следует из расчетного анализа, который представлен выше, максимальными напряжениями являются σ_{xx} . Конструкция считается работоспособной, если $|\sigma_{xx}| < \sigma_*$, где σ_* – предел прочности. Следует подчеркнуть, что в наших расчетах не учитывались пластические деформации, которые могут возникнуть в конструкции.

В качестве предела прочности примем значение $\sigma_* = 230$ МПа. Итак, исходя из поведения напряжений, приведенных на рис. 3, конструкция, нагруженная изнутри с максимальным импульсным давлением $P_{\max} = 15$ МПа, не удовлетворяет критериям работоспособности. Конструкция, нагруженная изнутри с максимальным

внутренним давлением $P_{\max} = 10$ МПа, удовлетворяет условию работоспособности.

Мы исследовали численно поведение напряжения σ_{xx} с течением времени. Расчеты проводились для трех значений максимального импульсного давления: $P_{\max} = 12, 13$ и 14 МПа (рис. 4). Как видно максимальные напряжения достигаются за 10 мс. Критерию работоспособности, который сформулирован выше, удовлетворяет напряженно-деформированное состояние конструкции при $P_{\max} = 12$ и 13 МПа а напряженно-деформированное состояние конструкции при $P_{\max} = 14$ МПа не удовлетворяет этому критерию.

ВЫВОДЫ

Проведены численные исследования динамического напряженно-деформированного состояния композитного корпуса твердотопливного двигателя. Результатом анализа динамики конструкции является поведение перемещений и составляющих тензора напряжений с течением времени. Подчеркнем, что время роста импульсной нагрузки составляет $t^* = 5$ мс, а максимальное значение перемещений и составляющих тензора напряжений наблюдается в момент времени $t_1 = 10$ мс. Итак, после окончания роста

нагрузки компоненты перемещений и напряжений продолжают увеличиваться. Максимальные напряжения σ_{xx} наблюдаются в момент времени $t_1 = 10$ мс, и уже в момент времени 20 мс снижаются наполовину.

1. Бидерман В. Л. Механика тонкостенных конструкций. — М.: Машиностроение, 1977. — 485 с.
2. Болгарский А. В., Мухачев Г. А., Шукин В. К. Термодинамика и теплопередача. — М.: Высш. шк., 1975. — 494 с.
3. Борисов В. А. Конструирование основных узлов и систем ракетных двигателей. — Самара: Самар. гос. аэрокосмич. ун-т, 2011. — 114 с.
4. Григolyuk Э. И., Мамай В. И. Нелинейное деформирование тонкостенных конструкций. — М.: Физматлит, 1997. — 264 с.
5. Григоренко Я. М., Влайков Г. Г., Григоренко А. Я. Численно-аналитическое решение задач механики оболочек на основе различных моделей. — Киев: ИД «Академперіодика», 2006. — 472 с.
6. Моссаковский В. И., Макаренко А. Г., Никитин П. И. и др. Прочность ракетных конструкций / Под ред. В. И. Моссаковского. — М.: Высш. шк., 1990. — 359 с.
7. Санін Ф. П., Кучма Л. Д., Джур Є. О. та ін. Твердопаливні ракетні двигуни. — Дніпропетровськ: ДНУ, 1999. — 320 с.
8. Bathe K. J., Wilson E. L. Numerical methods in finite element analysis. — N. J. Prentice-Hall., Englewood Cliffs, 1976. — 528 p.
9. Chen J. T., Leu S.-Y. Finite element analysis, design and experiment on solid propellant motors with a stress reliever // Finite Elements in Analysis and Design. — 1998. — N 29. — P. 75—86.
10. Montesano J., Behdinan K., Greatrix D. R., et al. Internal chamber modeling of a solid rocket motor: Effects of coupled structural and acoustic oscillations on combustion // J. Sound and Vibration. — 2008. — N 311. — P. 20—38.
11. Poe C. C. Impact damage and residual tension strength of a thick graphite/epoxy rocket motor case // J. Spacecraft and Rockets. — 1992. — 29, N 3. — P. 394—404.
12. Renganathan K., Nageswara-Rao B., Jana M. K. Failure pressure estimations on a solid propellant rocket motor with a circular perforated grain // Int. J. Pressure Vessels and Piping. — 1999. — N 76. — P. 955—963.
13. Soedel W. Vibrations of Shells and Plates. — New York: Inc. Marcel Dekker, 2005. — 361 p.
14. Yildirim H. C., Ozupek S. Structural assessment of a solid propellant rocket motor: Effects of aging and damage // Aerospace Sci. and Technol. — 2011. — N 15. — P. 635—641.

Стаття надійшла до редакції 29.06.16

REFERENCES

1. Biederman V. L. Mechanics of thin-walled structures, 485 p. (Engineering, Moscow, 1977) [in Russian].
2. Bulgarian A. V., Muhachev G. A., Shchukin V. K. Thermodynamics and Heat Transfer, 494 p. (Higher School, Moscow, 1975) [in Russian].
3. Borisov V. A. Construction of the main components and systems of rocket engines, 114 p. (Samara state. aerokosm. Univ., Samara, 2011) [in Russian].
4. Grigolyuk E. I., Mamai V. I. Nonlinear deformation of thin-walled structures, 264 p. (FIZMATLIT, Moscow, 1997) [in Russian].
5. Grigorenko Y. M., Vlaicu G. G., Grigorenko Ya. Numerically-analytical solution of problems of mechanics of shells on the basis of different models, 472 p. (Izdotselsky Academperiodika house, Kiev, 2006).
6. Mossakovskii V. I., Makarenko A. G., Nikitin P. I., et al. Durability missile designs, 359 p. (Ed. V. I. Mossakovskii, Higher School, Moscow, 1990) [in Russian].
7. Sanin F. P., Kuchma L. D., Jur E. A., et al. Solid rocket motors, 320 p. (DNU, Dnepropetrovsk, 1999). [in Ukrainian].
8. Bathe K. J., Wilson E. L. Numerical Methods in Finite Element Analysis, 528 p. (Prentice-Hall., Englewood Cliffs, N. J., 1976).
9. Chen J. T., Leu S.-Y. Finite element analysis, design and experiment on solid propellant motors with a stress reliever. *Finite Elements in Analysis and Design*, N 29, 75—86 (1998).
10. Montesano J., Behdinan K., Greatrix D. R., Fawaz Z. Internal chamber modeling of a solid rocket motor: Effects of coupled structural and acoustic oscillations on combustion. *J. Sound and Vibration*, N 311, 20—38 (2008).
11. Poe C. C. Impact damage and residual tension strength of a thick graphite/epoxy rocket motor case. *J. Spacecraft and Rockets*, 29 (3), 394—404 (1992).
12. Renganathan K., Nageswara-Rao B., Jana M. K. Failure pressure estimations on a solid propellant rocket motor with a circular perforated grain. *Int. J. Pressure Vessels and Piping*, N 76, 955—963 (1999).
13. Soedel W. Vibrations of Shells and Plates, 361 p. (Inc. Marcel Dekker, New York, 2005).
14. Yildirim H. C., Ozupek S. Structural assessment of a solid propellant rocket motor: Effects of aging and damage. *Aerospace Science and Technology*, N 15, 635—641 (2011).

М. В. Чернобрыкко¹, К. В. Аврамов¹, П. Г. Дегтяренко²,
А. М. Тонконоженко², Ю. В. Меша³, О. В. Тишковець⁴,
О. В. Жолос⁴

¹ Інститут проблем машинобудування ім. А. М. Підгорного
Національної академії наук України, Харків

² Державне підприємство «Конструкторське бюро
«Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро

³ НВП ХАРТРОН-АРКОС ЛТД, Харків

⁴ Національний технічний університет «Харківський
політехнічний інститут», Харків

ДИНАМІКА КОМПОЗИТНОГО КОРПУСУ ТВЕРДОПАЛИВНОГО ДВИГУНА РАКЕТИ ПІД ДІЄЮ ІМПУЛЬСНИХ НАВАНТАЖЕНЬ, ЩО ОПИСУЮТЬ РОБОЧІ ПРОЦЕСИ В ДВИГУНІ

Представлена динамічна модель деформування композитного корпуса твердотопливного двигуна ракети під дією внутрішнього імпульсного тиску, який описує робочі процеси двигуна. Корпус є тонкостінною конструкцією, яка складається з циліндричної оболонки і двох днищ у вигляді зрізаних півсфер. Модель динамічного деформування враховує зсув і інерцію обертання, фізико-механічні властивості композиційного матеріалу. Для дослідження динамічної поведінки конструкції в роботі розроблено напіваналітичний метод. Проведено чисельні дослідження динамічної міцності корпусу твердотопливного двигуна.

Ключові слова: твердотопливний двигун, композитний корпус, імпульсний тиск, динамічна міцність, напіваналітичний метод.

M. V. Chernobryvko¹, K. V. Avramov¹, P. G. Degtyarenko²,
A. M. Tonkonogenko², Y. V. Mesha³, O. V. Tishkovets⁴,
O. V. Zholos⁴

¹ Podgorny Institute for Mechanical Engineering, National
Academy of Science of Ukraine, Kharkiv

² Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro

³ LTD RPI HARTRON-ARKOS, Kharkiv

⁴ NTU “KhPI”, Kharkiv

DYNAMICS OF SOLID PROPELLANT MOTOR COMPOSITE CASING UNDER IMPACT PRESSURE WHICH DESCRIBE THE WORKFLOW ENGINE

We propose the model of the dynamic behavior of solid propellant motor composite casing under the internal impact pressure. This pressure describes the operation of the engine. The thin-walled casing consists of the cylindrical shell and two bottoms in the form of truncated hemispheres. The casing is clamped to the rocket along two edges of the bottoms. The structure model takes into account the shear, the rotary inertia and the stress-strain relations for the orthotropic material. The semi-analytical method allows analyzing the stress-strain state of the structure. In the model, the thin-walled casing dynamic is described by high dimension system of the ordinary differential equations.

Key words: solid propellant motor, internal impact pressure, stress-strain state, equations of thin-walled structure.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.030>

УДК 538.95, 536.46

Л. А. Булавін¹, В. Я. Черняк¹, Л. Ю. Вергун¹, Ю. Ф. Забашта¹,
С. Г. Орловська², О. А. Недибалюк¹, О. В. Соломенко¹

¹ Київський національний університет імені Тараса Шевченка

² Одеський національний університет імені І. І. Мечникова

МЕХАНІЗМ РОЗПИЛЕННЯ ПАРАФІНОВОГО ПАЛИВА ПРИ ЗАСТОСУВАННІ ПЛАЗМИ ПОПЕРЕЧНОЇ ДУГИ

Розглядається питання інтенсифікації парафіноподібних систем, які можуть бути застосовані при створенні паливних зарядів для гібридних ракет. Експериментально визначено адгезійну міцність на зсув для парафінових систем з різними довжинами ланцюгів. Запропоновано механізм розпилення палива на основі парафіну при застосуванні плазми поперечної дуги, пов'язаний зі зміною кількості та форми зв'язків між парафіновими молекулами.

Ключові слова: парафін, плазма поперечної дуги, розпилення.

ВСТУП

В роботах [1, 5] розглядалось питання інтенсифікації процесів спалювання палива на основі парафінів, які можуть знайти своє застосування при створенні твердих зарядів для гібридних ракет. Інтенсифікація цього процесу базується на використанні плазми поперечної дуги [13]. При дослідженні структури парафінів на початковому етапі горіння було висунуто гіпотезу, що розпилення є процесом втрати стійкості поверхневого шару. Цей процес супроводжується утворенням мікрогранул, що містять тверду та рідку фазу. В роботі [5] зазначається, що характер плавлення n-парафінів залежить від рухливості та кількості сегментів неупорядкованої фази. В даній роботі ми спробуємо знайти причину зміни характеру розпилення під дією плазми поперечної дуги.

На рис. 1 зображено полум'я, яке утворюється під час горіння представників ряду парафінів, а саме октодекану $C_{18}H_{38}$ та докозану $C_{22}H_{46}$ із за-

стосуванням плазми однієї і тієї ж поперечної дуги. Як видно з рис. 1, при спалюванні парафінів з різними довжинами ланцюгів за допомогою плазми поперечної дуги маємо різні форми полум'я. Отримані результати можна ототожнити з різним характером розпилення частинок, зумовленим зміною співвідношення рідкої та твердої фаз в цих частинках, як зазначено в роботі [6, 11]. Як відомо [13], при проходженні плазми крізь речовину відбувається утворення заряджених частинок та їхня взаємодія з речовиною. Саме ця взаємодія і є причиною утворення частинок, які надалі переносяться в зону горіння. Взаємодія таких заряджених областей зі структурою палива можна досліджувати, використовуючи експериментальний метод визначення адгезійної міцності на зсув. Це пов'язано з тим, що при проходженні окисника у поверхневих шарах на межі «твердий парафін — розплав» створюється напружений стан речовини, вирішальну роль в якому відіграють зсувні напруження [1]. Наявність зазначеного напруженого стану може спричинити виникнення пристінкових та приосевих течій, появу

© Л. А. БУЛАВІН, В. Я. ЧЕРНЯК, Л. Ю. ВЕРГУН, Ю. Ф. ЗАБАШТА,
С. Г. ОРЛОВСЬКА, О. А. НЕДИБАЛЮК, О. В. СОЛОМЕНКО, 2017

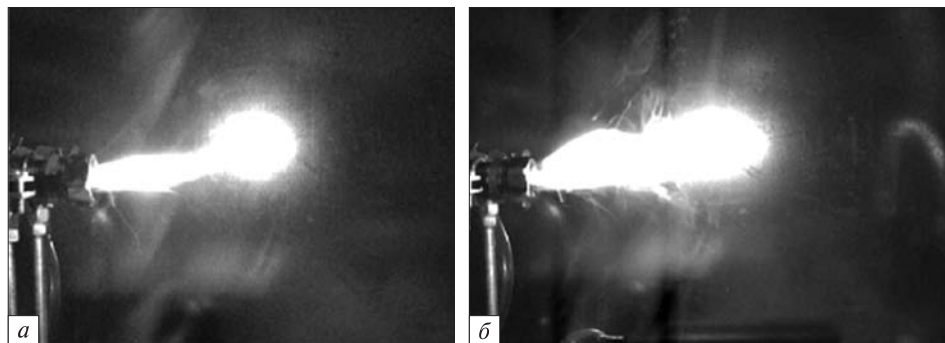


Рис. 1. Горіння н-парафінів: а — октодекан $C_{18}H_{38}$, б — докозан $C_{22}H_{46}$

пульсації тощо [3]. Для опису режимів подібних структурованих течій використовують теоретичні рівняння [4], для розв'язку яких необхідно значення реологічних характеристик, таких як коефіцієнти в'язкості, зсувні напруження та ін. На розподіл зсувних напружень, викликаних наявністю структурованої рідини, або, іншими словами, наявністю твердої фази, впливає наявність активних центрів — функціональних одиниць, здатних утворювати зв'язок із кінцевою групою сублантажа [16]. Згідно із електричною теорією адгезії [7, 15] при контакті двох поверхонь в результаті диполь-дипольних взаємодій утворюються комплекси з переносом заряду [7]. Враховуючи той факт, що у парафінів експериментально виявлено електричний дипольний момент [2, 8], в роботі використовувалась методика [16], яка базується на визначенні величини адгезійної міцності, що пов'язана із взаємодією та перерозподілом активних центрів. Роль активних центрів полягає у формуванні молекулярних взаємодій між двома шарами, в яких виникають зсувні напруження, причому ці центри лежать в кожному з цих шарів. Для встановлення механізмів перерозподілу активних центрів у парафінових шарах будемо визначати адгезійну міцність між кремнієподібними системами, для яких експериментально встановлено існування таких центрів [10], та твердим парафіном. Для цього випадку величина, яка характеризує роботу адгезійних сил, визначається за формулою

$$W_a = \overline{WN}, \quad (1)$$

де \overline{W} — середня енергія одиниці зв'язку, що визначає адгезію; N — число зв'язків в розрахунку на одиницю площі адгезії між шарами [6].

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНА МЕТОДИКА ТА ХАРАКТЕРИСТИКИ ОБ'ЄКТІВ ДОСЛІДЖЕНЬ

Особливістю методу визначення адгезійної міцності на зсув для дослідження взаємодій активних центрів (в нашому випадку — заряджених областей) на втрату стійкості шару речовини є розміщення останньої між двома пластинами, які містять кремній. Наявність активних центрів у кремнієподібних системах було встановлено в роботі авторів [16]. Відповідно до цієї роботи в експерименті визначається міцність в напрямку, перпендикулярному до з'єднаних поверхонь — адгезійна міцність на розтяг. У парафіновому шарі виникають напруження, що діють паралельно поверхні підкладки.

На рис. 2 показано схему підготовки зразка (а), схема його навантаження (б) та зміну структури при зсуві (в). Видно, що зразок піддається дії крутильного моменту M , і при цьому обидві підкладки зсуваються на кут γ .

На рис. 3 зображено процес затвердіння досліджуваних зразків октодекану $C_{18}H_{38}$ (а) та докозану $C_{22}H_{46}$ (б), а також зовнішній вигляд лабораторного обладнання (в).

У поперечному перерізі затверділого парафінового шару виникають дотичні напруження τ_{xy} , розподіл яких показано на рис. 4. До такого розподілу приводить розрахунок, виконаний методами теорії пружності [9]. Як видно, максимальні дотичні напруження виникають на зовнішній поверхні твердого парафінового шару, причому вони досягають максимуму в точках $x = y = a/2$, де a — поперечний розмір зразка. Значення максимального дотичного напруження визначається формулою

$$\tau_{\max} = \frac{M}{qa^3}, \quad (2)$$

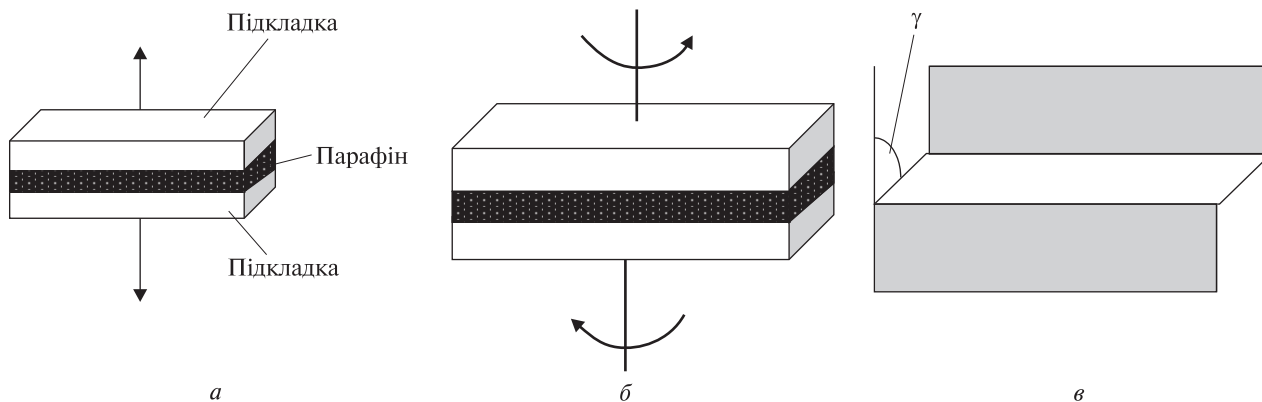


Рис. 2. Схеми експериментального визначення адгезійної міцності

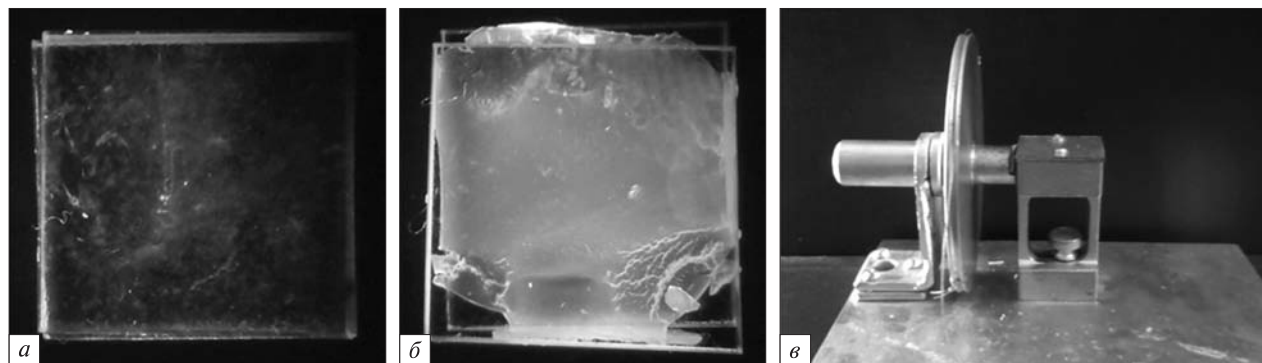


Рис. 3. Підготовка досліджуваних зразків (а, б) та експериментальне обладнання (в)

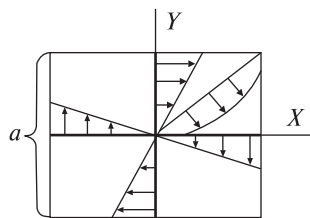


Рис. 4. Розподіл дотичних напружень τ_{xy} по поперечному перерізу парафінового шару, що затвердів між пластинами

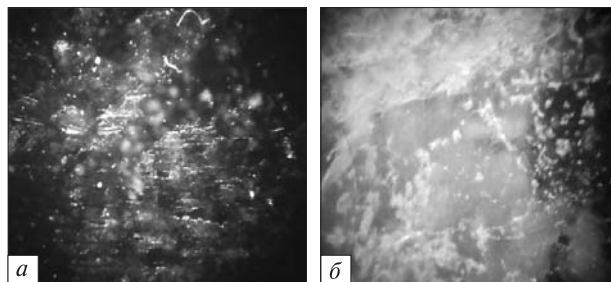


Рис. 5. Збільшене фото поверхні системи «кварцова підкладка — твердий парафін» після розриву: а — підкладка вкрита октодеканом $C_{18}H_{38}$, б — підкладка вкрита докозаном $C_{22}H_{46}$

де $q = 0.208$. Формула (2) і числове значення коефіцієнта q відповідають випадку, коли поперечний переріз має форму квадрата.

Як відомо, у матеріалознавстві є декілька феноменологічних теорій міцності, що відрізняються одна від одної критеріями руйнування. Однією з найбільш поширених теорій є теорія, згідно з якою

руйнування відбувається тоді, коли дотичні напруження досягають певного критичного значення τ_p міцності на зсув. Тому міцність на зсув τ_p розраховувалась за формулою

$$\tau_p = \frac{M}{q a^3} \quad (3)$$

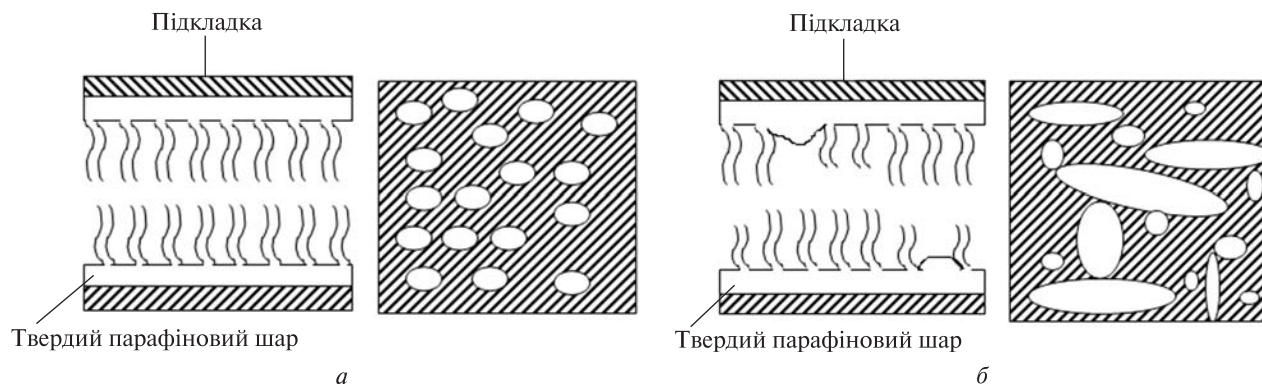


Рис. 6. Схематичний розподіл в'язей зруйнованої поверхні «кварцова підкладка — твердий парафін» у випадку октодекану $C_{18}H_{38}$ (а) та у випадку докозану $C_{22}H_{46}$ (б)

Для експериментальних робіт використовувались: октодекан $C_{18}H_{38}$ (чистий, виробник «Реохім» Дніпро, ТУ ОКП 2631110191), докозан $C_{22}H_{46}$ (чистий, виробник «Реохім» Дніпро, ТУ 6-09-18-41-78 ОКП 2631110131), лабораторне скло з розмірами 10×10 мм (CAT.NO.7101 Microscope slides). Зразки виготовлялись шляхом нанесення розплавленого шару між двома пластинами з подальшим затвердінням.

РЕЗУЛЬТАТИ ЕКСПЕРИМЕНТУ ТА ЇХНЕ ОБГОВОРЕННЯ

На рис. 5 зображено поверхні «кварцова підкладка — твердий парафін» після руйнування. Значення адгезійної міцності для докозану $C_{22}H_{46}$ склало $\tau_p = 21.1 \pm 2$ Па, для октодекану $C_{18}H_{38}$ — 10.3 ± 3 Па. Як видно, октодекановий шар (рис. 5, а) після розриву утворює поверхню з розрізнених парафінових областей, на відміну від докозанового шару (рис. 5, б), який має щільнішу структуру. Це означає, що у випадку октодекану збільшується кількість в'язей, які з'єднують активні центри з парафіновим матеріалом.

На рис. 6 схематично показано розподіл в'язей для зруйнованого октодеканового та докозанового шару. Аналіз рис. 6 показує, що щільність структури докозану пов'язана із утворенням в'язей різного типу. Одною із причин такої структури, на наш погляд, є властивість ланцюгів до утворення зачеплень або фізичних вузлів [14].

На нашу думку, у випадку докозану ланцюгами термодинамічно вигідно утворювати фізичні вузли поблизу кварцеподібної поверхні, що містить активні центри з більшою енергією, ніж активні центри безпосередньо у парафіні. При застосуванні плазми поперечної дуги активні центри з більшою енергією будуть формуватись у шарі парафіну. При цьому у більшості випадків парафінові ланцюги будуть взаємодіяти між собою, що призведе до зменшення кількості додаткових в'язей між парафіновим розплавом та боковою поверхнею зарядної капсули. Внаслідок цього мають створюватись більш сприятливі умови для відриву частинок від поверхні розплавленого шару з наступним перенесенням у зону горіння. Розміри цих крапель будуть залежати від довжини ланцюга і впливати на характер полум'я, як це можна побачити з рис. 1 та з роботи [12].

ВИСНОВКИ

Механізм застосування плазми поперечної дуги для інтенсифікації спалювання парафіноподібних палив полягає як у створенні додаткових активних центрів в термодинамічній системі, так і у зменшенні сили поверхневого натягу, що перешкоджає утворенню в'язів між ланцюговими молекулами, які запобігають зростанню пристінкового шару.

1. Актан О. Ю., Забашта Ю. Ф., Черняк В. Я. та ін. Фізичні основи конструювання двигуна на парафіновому паливі для гібридних ракет. Кінетика плавлення і

- горіння // Космічна наука і технологія. — 2011. — 17, № 3. — С. 28—33.
2. Ашеко А. А. Электрические диполи молекул насыщенных углеводородов с открытой цепью в газовой фазе // Вісник Харків. ун-ту. Сер. фіз. «Ядра, частинки, поля». — 1998. — № 421. — С. 114—117.
 3. Бабенко В. В., Турик В. Н. Макет вихревых структур течения в вихревой камере // Прикладна гідромеханіка. — 2008. — 10, № 3. — С. 3—19.
 4. Беляева Н. А. Неоднородное течение структурированной жидкости // Математическое моделирование. — 2006. — 18, № 6. — С. 3—14.
 5. Вергун Л. Ю., Черняк В. Я., Недибалюк О. А. та ін. Конформаційні зміни структури твердого парафінового палива на початковому етапі його спалювання // Космічна наука і технологія. — 2013. — 19, № 5. — С. 73—79.
 6. Воюцкий С. С. Аутогезия и адгезия высокополимеров. — М.: Гостехиздат, 1978. — 244 с.
 7. Дудчак Т. В., Дудчак В. П., Остапенко Р. М. Дослідження технологічних параметрів пресування на адгезійну міцність антифрикційних полімерних покриттів // Проблеми трибології (Problems of Tribology). — 2012. — № 2. — С. 91—95.
 8. Шахпаронов М. И., Ашеко А. А., Усачева Т. М. Кинетика диэлектрически наблюдаемых процессов теплового движения в жидких алканах // Журн. физ. химии. — 1984. — 58, № 11. — С. 2746—2749.
 9. Тимошенко С. П. Курс теории упругости. — Киев: Наук. думка, 1972. — 501 с.
 10. Behrens S. H., Grier D. G. The Charge of Glass and Silica Surfaces // J. Chem. Phys. — 2001. — N 115. — P. 6716—6721.
 11. Bulavin L. A., Aktan O. Yu., Zabashta Yu. F. The physical model of aerosol forming during the liquid fuel burning // Abstracts of the European Aerosol Conference. Budapest. Hungary. — 2004. — V.II. — P. 1249—1250.
 12. Fedirchuk I. I., Nedybaliuk O. A., Vergun L. Yu., et al. Influence of Plasma on Surface Tension of Hydrocarbons // Probl. Atomic Sci. and Technology. Ser: Plasma Phys. — 2015. — N 1. — P. 239—242.
 13. Nedybaliuk O. A., Solomenko O. V., Chernyak V. Ya., et al. Peculiarities of Plasma Assisted Stearine Combustion // Phys. Rev. and Res. Int. — 2013. — 3, N 4. — P. 522—530.
 14. Pierre Gilles de Gennes. Scaling Concepts in Polymer Physics. — Oxford: Cornell University Press, 1979. — 324 p.
 15. Stuart M. Lee. Handbook of Composite Reinforcements. — John Wiley & Sons, 1992. — 732 p.
 16. Vergun L. Yu., Zabashta Yu. F., Todosiychuk T. T. Evaluation of protective coating and inert surfaces adhesion // Functional Materials. — 2014. — 21, N 1. — P. 64—68.

Стаття надійшла до редакції 17.11.16

REFERENCES

1. Aktan O. Yu., Zabashta Yu. F., Chernyak V. Ya., et al. Physical foundation for the construction of paraffin-based hybrid rocket engines. Kinetics of melting and combustion. *Kosm. nauka tehnol.*, 17 (3), 28—33 (2011) [in Ukrainian].
2. Asheko A. A. Elektricheskie dipoli molekul nasyshchennykh uglevodorodov s oktrytoy tsep'yu v gazovoy faze. *Visnik Kharkivs'kogo universitetu. Seriya fizichna «Yadra, chastinki, polya»*, 421, 114—117 (1998) [in Russian].
3. Babenko V. V., Turik V. N. Breadboard model of vortical structures at flow in the vortical chamber. *Applied hydro-mechanics*, 10 (82), 3—19 (2008) [in Russian].
4. Belyaeva N. A. Heterogeneous flow of the structured liquid. *Matem. Mod.*, 18 (6), 3—14 (2006) [in Russian].
5. Vergun L. Yu., Chernyak V. Ya., Nedibalyuk O. A., et al. The conformation changes of the solid paraffin's structure during initial stage of its burning. *Kosm. nauka tehnol.*, 19 (5), 73—79 (2013) [in Ukrainian].
6. Voyutskiy S. S. Autogeziya i adgeziya vysokopolimerov, 244 p. (Gostekhizdat, Moscow, 1978) [in Russian].
7. Dudchak T. V., Dudchak V. P., Ostapenko R. M. Doslidzhennya tekhnologichnikh parametriv presuvannya na adgeziyu nitsnist' antifriktsiynikh polimernikh pokrittiv. *Problemi tribologii (Problems of Tribology)*, 2, 91—95 (2012) [in Ukrainian].
8. Shakhparonov M. I., Asheko A. A., Usacheva T. M. Kinetika dielektricheski nablyudaemykh protsessov teplovogo dvizheniya v zhidkikh alkanakh. *Zh. fiz. khimii*, 58 (11), 2746—2749 (1984) [in Russian].
9. Timoshenko S. P. Kurs teorii uprugosti, 501 p. (Naukova dumka, Kiev, 1972) [in Russian].
10. Behrens S. H., Grier D. G. The Charge of Glass and Silica Surfaces. *J. Chem. Phys.*, 115, 6716—6721 (2001).
11. Bulavin L. A., Aktan O. Yu., Zabashta Yu. F. The physical model of aerosol forming during the liquid fuel burning. Abstracts of the European Aerosol Conference. Budapest. Hungary, V. II, 1249—1250 (2004).
12. Fedirchuk I. I., Nedybaliuk O. A., Vergun L. Yu., et al. Influence of plasma on surface tension of hydrocarbons. *Probl. Atomic Sci. and Technology. Ser: Plasma Physics*, 21 (1), 239—242 (2015).
13. Nedybaliuk O. A., Solomenko O. V., Chernyak V. Ya., et al. Peculiarities of Plasma Assisted Stearine Combustion. *Physical Review & Research International*, 3 (4), 522—530 (2013).
14. de Gennes P.-G. Scaling Concepts in Polymer Physics, 324 p. (Cornell University Press, Oxford, 1979).
15. Stuart M. Lee. Handbook of Composite Reinforcements, 732 p. (John Wiley & Sons, 1992).
16. Vergun L. Yu., Zabashta Yu. F., Todosiychuk T. T. Evaluation of protective coating and inert surfaces adhesion. *Functional Materials*, 21 (1), 64—68 (2014).

Л. А. Булавин¹, В. Я. Черняк¹, Л. Ю. Вєргун¹,
Ю. Ф. Забашта¹, С. Г. Орловская², О. А. Недыбалюк¹,
Е. В. Соломенко¹

¹ Киевский национальный университет
имени Тараса Шевченко

² Одесский национальный университет
имени И. И. Мечникова

МЕХАНИЗМ РАСПЫЛЕНИЯ ПАРАФИНОВОГО ТОПЛИВА ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ПЛАЗМЫ ПОПЕРЕЧНОЙ ДУГИ

Рассматривается вопрос интенсификации парафиноподобных систем, которые могут быть применены при создании топливных зарядов для гибридных ракет. Экспериментально определена адгезионная прочность на сдвиг для парафиновых систем с различными длинами цепей. Предложен механизм распыления топлива на основе парафина при применении плазмы поперечной дуги, связанный с изменением количества и формы связей между парафиновыми молекулами.

Ключевые слова: парафин, плазма поперечной дуги, распыление.

L. A. Bulavin¹, V. Ya. Chernyak¹, L. Yu. Vergun¹,
Yu. F. Zhabashita¹, S. G. Orlovskaya², O. A. Nedibalyuk¹,
O. V. Solomenko¹

¹Taras Shevchenko National University of Kyiv

²I. I. Mechnikov National University of Odessa

MECHANISM OF PARAFFIN-BASED FUEL SPRAYING USING PLASMA TRANSFERRED ARC

We discuss the problem of paraffin-based systems' intensification. Such systems can be used in the technologies of the fuel charges for hybrid rockets. The shear adhesion strength for a paraffin-based system with chains of a different length is determined experimentally. The mechanism of paraffin-based fuel spraying using a transverse plasma arc is proposed. This mechanism is associated with the changes in a quantity and a form of bonds between paraffin molecules.

Key words: paraffin-based fuel, transverse plasma arc, spraying.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.036>

УДК 533.95

В. А. Шувалов¹, Н. Б. Горев¹, Н. А. Токмак¹, Н. И. Письменный¹, Г. Г. Осиновый²

¹ Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины, Днепро

² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля», Днепро

ДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПЛАЗМЕННОЙ СТРУИ НА ОБЪЕКТ «КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА»

Разработана методология физического (стендового) моделирования длительного воздействия высокоэнергичных (≥ 100 эВ) ионов потока разреженной плазмы на материал внешнего покрытия объекта «космического мусора», а именно III ступени РН «Циклон-3», применительно к процессам распыления материала и передачи импульса ионов объекту в проекте Европейского космического агентства LEOSWEEP. Методология основана на применении процедуры ускоренных ресурсных испытаний и критерия эквивалентности для двух режимов воздействия: в ионосфере Земли и на стенде.

Ключевые слова: космический мусор, плазменная струя, динамическое взаимодействие, распыление, сила.

ВВЕДЕНИЕ

В последние годы обострилось внимание к проблеме безопасной эксплуатации космических аппаратов (КА) на околоземных орбитах. Это обусловлено «загрязнением» околоземного пространства фрагментами изделий ракетно-космической техники: последних ступеней ракет-носителей (РН), топливных баков, отработавших ресурс КА и т. п. — объектами «космического мусора». Появилось значительное число проектов, предусматривающих очистку околоземного пространства путём увода (сталкивания) объектов «космического мусора» на более низкие орбиты для последующего сгорания их в плотных слоях атмосферы Земли. В частности, рассматривается торможение и увод объекта на более низкую орбиту при воздействии на него плазменной струи, генерируемой электрореактивным двигателем, размещенным на другом КА (проект ЕКА «Improving Low Earth Orbit Security With Enhanced

Electric Propulsion» — LEOSWEEP). Цель проекта LEOSWEEP состоит в том, чтобы оценить технологические возможности и эффективность миссии по удалению крупногабаритных объектов «космического мусора» посредством воздействия на него плазменной струи. Схему реализации такого проекта иллюстрирует рис. 1 [21 — 23]. В качестве возможного объекта рассматривается третья ступень украинской РН «Циклон-3». Эффективность реализации такого проекта в значительной степени определяется процессами передачи импульса ионов Xe^+ с энергией $E_i \approx 3.5$ кэВ материалу внешнего покрытия объекта «космического мусора».

Динамическое взаимодействие высокоэнергичных ионов Xe^+ с поверхностью твёрдого тела характеризуется:

- столкновениями первичных ионов с поверхностью (передача импульса и энергии);
- распылением (выбиванием атомов) бомбардируемого материала;
- рассеянием первичных частиц.

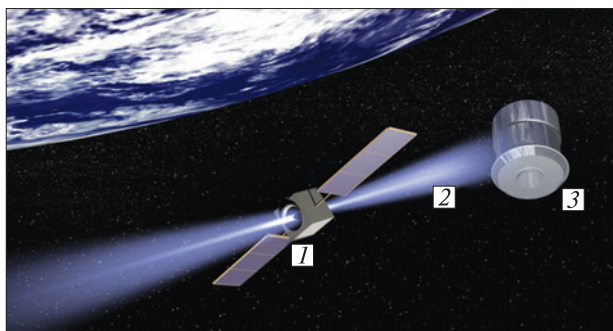


Рис. 1. Схема проекта LEOSWEEP в ионосфере Земли: 1 — КА LEOSWEEP, 2 — плазменная струя, 3 — объект «космического мусора»

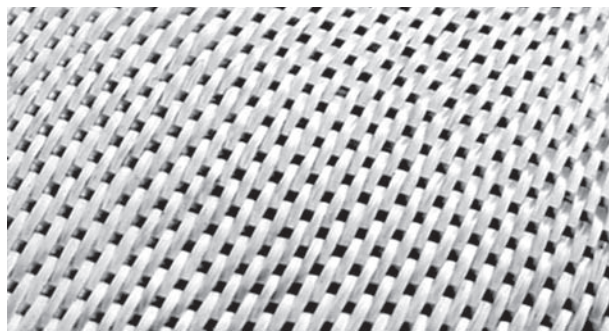


Рис. 2. Структура стеклоткани Э2-62 (размер нити стеклоткани 0.25 мм)

Вклад рассеянных частиц учитывается введением коэффициентов передачи импульса и энергии (коэффициентов аккомодации).

Определяющими для динамического взаимодействия высокоскоростных ионов потока плазмы с поверхностью твердого тела являются процессы распыления и силового воздействия (передача импульса).

Составляющими материала внешнего покрытия III ступени РН «Циклон-3» являются:

- экранно-вакуумная теплоизоляция (ЭВТИ), состоящая из 10 слоёв перфорированной алюминизированной полимерной плёнки ПЭТ толщиной 5 мкм;

- слои плёнки ПЭТ, проложенные (сдублированные) стекловолоконным холстом ХСВН-7, предохраняющим слои плёнки от слипания;

- мат ЭВТИ, помещённый в конверт-чехол из стеклоткани Э2-62 (алюмоборосиликатное непрерывное волокно) толщиной 0.25 мм.

Покрытие нанесено на металлическую подложку из алюминий-магниевого сплава АМг-6М толщиной до 1.0 см.

По предварительным оценкам для увода объекта «космического мусора» с высоты около 650 км на орбиту 300 км длительность воздействия плазменной струи, генерируемой электрореактивным двигателем [23], на III ступень РН «Циклон-3» должна быть не менее 100 сут.

Поэтому при исследовании особенностей длительного динамического воздействия высокоэнергичных ($E > 1$ кэВ) ионов Xe^+ плазменной струи на материал внешнего покрытия III ступе-

ни РН «Циклон-3» должны быть использованы процедуры физического (стендового) моделирования.

Целью данной работы является разработка методологии физического (стендового) моделирования длительного динамического взаимодействия в системе «высокоэнергичные ионы плазменной струи — материал внешнего покрытия объекта «космического мусора» в ионосфере Земли», в части распыления и передачи импульса.

РАСПЫЛЕНИЕ МАТЕРИАЛА ВНЕШНЕГО ПОКРЫТИЯ III СТУПЕНИ РН «ЦИКЛОН-3»

Техника эксперимента. Экспериментальные исследования проводились на плазмодинамическом стенде ИТМ. Стенд относится к классу плазменных газодинамических труб и предназначен для исследования взаимодействия КА с ионосферой Земли путём моделирования и имитации:

- передачи импульса и энергии потоков разреженной плазмы поверхностям и системам КА (аэродинамика и теплообмен) [15, 20];

- электрорадиационного дифференциального заряжения и нейтрализации КА на геостационарных орбитах и в полярной ионосфере [14, 17];

- физико-химической деградации конструкционных материалов наружных поверхностей КА [16, 18].

Вакуумная камера стенда (цилиндр диаметром 1.2 м и длиной 3.5 м) изготовлена из немагнитной нержавеющей стали. Система вакуумирования стенда

(механические насосы производительностью до $2.5 \text{ м}^3/\text{с}$; диффузионные насосы со скоростью откачки около $50 \text{ м}^3/\text{с}$; безмасляная откачка производительностью по воздуху около $50 \text{ м}^3/\text{с}$: вакуумный электроразрядный агрегат и турбомолекулярный насос), наличие в вакуумной камере криопанелей, охлаждаемых жидким азотом LN_2 , обеспечивают статическое разрежение 10^{-5} Н/м^2 , а при натекании газа — давление 1 мН/м^2 .

Образцы испытываемых материалов, модели КА, фрагменты элементов конструкций и приборы КА, диагностические средства размещаются на подвижных платформах (верхней и нижней) с четырьмя степенями свободы каждая, обеспечивающих продольное и поперечное перемещение в горизонтальной плоскости, перемещение в вертикальной плоскости и вращение вокруг вертикальной оси. Точность отсчета для линейных перемещений 0.5 мм , для угловых — 0.5° . В ходе эксперимента образцы испытываемых материалов, модели КА и диагностические зонды могут перемещаться практически в любую точку струи плазмы и объема вакуумной камеры.

Для измерения параметров плазменных потоков служит микроволновой интерферометр, работающий на частоте 5.45 ГГц , и система электрических зондов:

— цилиндрические зонды из вольфрама радиусом $r_p = 0.1 \text{ мм}$, длиной $l_p \approx 10 \text{ мм}$ и из молибдена $r_p = 45 \text{ мкм}$, $l_p = 4.5 \text{ мм}$,

— сферический зонд диаметром $2 r_p = 4 \text{ мм}$,
 — плоский зонд из молибдена диаметром $2 r_p \approx 10 \text{ мм}$,
 — цилиндр Фарадея из молибдена диаметром $r_p \approx 10 \text{ мм}$ и высотой $l_p \approx 10 \text{ мм}$.

Энергия направленного движения потока ионов контролируется многоэлектродным зондом — энергоанализатором.

В качестве источников сверхзвуковых потоков разреженной плазмы использовались газоразрядный ускоритель с ионизацией рабочего газа электронным ударом и осциллирующей электронов во внешнем магнитном поле и стационарный плазменный двигатель холловского типа (СПД-70).

Плазменный газоразрядный ускоритель позволяет генерировать сверхзвуковые потоки разреженной плазмы с использованием рабочих газов H_2 , He , Ne , N_2 , O_2 , Ar , Kr и Xe . Ускоритель оснащен многоэлектродной системой доускорения ионов потока плазмы во внешнем магнитном поле, которая позволяет получать потоки ионов Xe^+ с энергиями от 0.75 до 1.8 кэВ . Двигатель СПД-70 — источник потока плазмы с энергиями ионов Xe^+ от 200 до 300 эВ . Регистрация вольтамперных характеристик (ВАХ) производится в автоматическом режиме с погрешностью не более $\pm 2 \%$. Потенциал плазмы измерялся по точке расхождения характеристик холодного и нагретого термозонда; разброс значений составлял не более $\pm 4 \%$. Энергия направленного дви-

Таблица 1. Химический состав для получения алюмоборосиликатного непрерывного волокна

Тип волокна алюмоборосиликатного	Состав, масс. %												
	SiO_2	B_2O_3	Al_2O_3	CaO	MgO	ZnO	TiO_2	ZrO_2	Na_2O	K_2O	Li_2O	Fe_2O_3	F_2
Молярная масса входящих веществ, г/моль	60.08	69.62	101.96	56.08	40.03	81.39	79.90	123.22	61.98	94.20	29.88	159.69	38.00
Состав (с бором) по мин., масс. %	52.0	4.0	12.0	21.0	0.4	0.0	0.0	0.2	0.0	0.0	0.0	0.2	0.2
Состав (с бором) по макс., масс. %	56.0	6.0	15.0	24.0	4.0	0.0	0.0	0.5	1.0	0.2	0.0	0.5	0.7

жения ионов E_i определялась с помощью многоэлектродного зонда. При обработке ВАХ многоэлектродного зонда (интегральных энергетических спектров) использовалась максвелловская функция распределения ионов по скоростям. Разброс значений E_i не превосходит $\pm 4.5\%$. Состав остаточного газа в вакуумной камере стенда контролировался с помощью масс-спектрометра MX 7307.

Внешнее покрытие III ступени РН «Циклон-3» — стеклоткань Э2-62, сетка. Структура стеклоткани показана на рис. 2. Объемная плотность волокна стеклоткани Э2-62 $\rho_w = 2.54 \text{ г/см}^3$. Химический состав волокна приведен в табл. 1 (средняя молекулярная масса волокна $m_w = 65.5 \text{ а. е. м.}$).

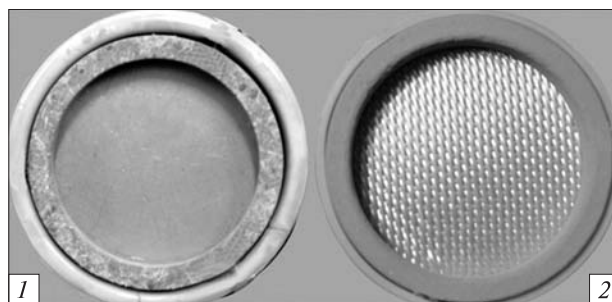
Постановка эксперимента. При значениях энергии бомбардирующих ионов $E_i \gg 100 \text{ эВ}$ унос массы вещества определяется в основном рассеянием первичных частиц и вызываемым ими распылением бомбардируемого материала. Внедрившиеся в материал образца ионы потока плазмы не оказывают существенного влияния на распыление вещества, так как их концентрация в приповерхностном слое на несколько порядков меньше плотности материала [4, 6—8, 10, 11].

При постановке эксперимента по распылению материала внешнего покрытия III ступени РН «Циклон-3» (образец Ц-3) в рамках проекта учитывались два обстоятельства:

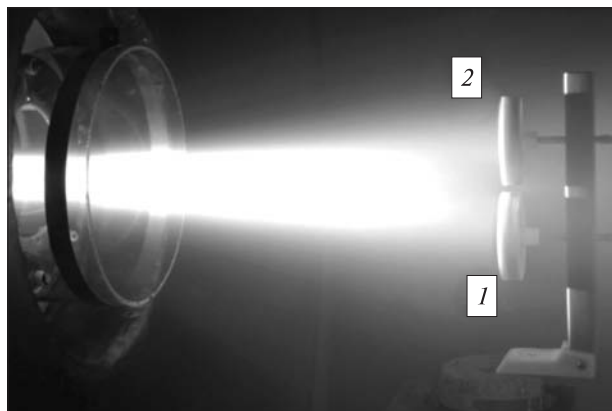
- образец имеет сложную структуру материала и рельеф поверхности;
- исследования особенностей динамического взаимодействия высокоэнергичных ионов Xe^+ с энергиями $E_i \gg 100 \text{ эВ}$ с материалом внешнего покрытия III ступени РН «Циклон-3» до сих пор не проводились.

Поэтому для контроля достоверности и корректности результатов испытаний материала образца Ц-3 в потоке ионов Xe^+ с $E_i \gg 100 \text{ эВ}$ использовался эталонный образец из нержавеющей стали марки 12X18H10T (с равной по размерам площадью облучаемой поверхности образца Ц-3) с объемной плотностью $\rho_w \approx 7.9 \text{ г/см}^3$. Химический состав стали (образец СТАЛЬ) приведен в табл. 2.

Образцы Ц-3 и СТАЛЬ установлены на нижней подвижной платформе с четырьмя степеня-



a



б

Рис. 3. Образцы испытываемых материалов: 1 — образец СТАЛЬ; 2 — образец Ц-3 (а) и образцы в потоке разреженной плазмы Xe^+ , генерируемой газоразрядным ускорителем (б)

Таблица 2. Химический состав стали 12X18H10T

C	Cr	Fe	Mn
$\leq 0.12\%$	17...19.0 %	$\sim 68\%$	$\leq 2.0\%$
Ni	P	S	Si
9...11.0 %	$\leq 0.035\%$	$\leq 0.020\%$	$\leq 0.8\%$

ми свободы в потоках плазмы с энергией ионов Xe^+ от 0.2 до 1.8 кэВ (рис. 3).

Использование двух ускорителей плазмы позволило получить потоки плазмы с концентрацией от 10^8 до 10^{10} см^{-3} при энергиях электронов от 2.5 до 3.0 эВ и ионов от 0.4 до 0.7 эВ. Испытания проводились в потоках плазмы Xe^+ с концентрацией ионов $n_i \approx 3.1 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$. Общее время экспозиции образцов на стенде $t = 2 \text{ сут}$.

В экспериментах использовались образцы, изготовленные в виде круглых дисков с внешним диаметром $D = 41 \text{ мм}$ и диаметром облучаемой поверхности $d = 33.5 \text{ мм}$.

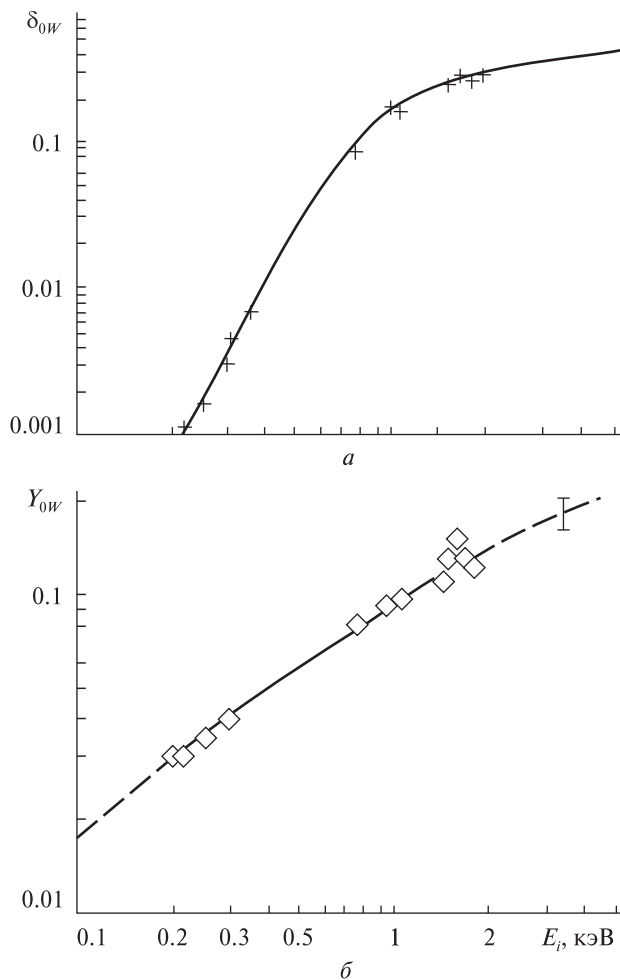


Рис. 4. Зависимости, полученные в эксперименте по испытанию образца Ц-3 в потоке ионов Xe^+ с энергией E_i при нормальном падении ($\theta = 0^\circ$): *a* — зависимость коэффициента прозрачности δ_{0W} стеклоткани Э2-62 (крестики — измерения авторов), *б* — зависимость коэффициента Y_{0W} распыления образца Ц-3 (ромбики — измерения ИТМ, штриховая линия — аппроксимация $Y_{0W_2} \approx Y_{0W_1} (E_{i2}/E_{i1})^{0.5}$ для $1 \leq E_{i2} \leq 5$ кэВ)

Для измерения весовых характеристик тестируемых образцов вне вакуумной камеры примерно за 1 ч до и через 1 ч после экспозиции в плазме использовались аналитические микровесы с погрешностью измерения не более 0.1 мг. Такое взвешивание обеспечивает идентичные условия определения массы облучаемого материала образца. Потеря массы равна $\delta M_W = M_1 - M_2$,

где M_1 и M_2 — масса образца до и после экспонирования в потоке плазмы и в вакууме. Вклад адсорбированных газов δM_a в воздухе при атмосферном давлении до и после вакуумирования и облучения потоком плазмы учитывался следующим образом:

$$\delta M_W \approx (M_1 + \delta M_a) - (M_2 + \delta M_a).$$

При интерпретации результатов испытаний образца Ц-3, который относится к классу мишеней с сильно шероховатой поверхностью, учитывались следующие результаты исследований процессов распыления материалов при бомбардировке их ионами потоков разреженной плазмы [3, 4, 6–8, 10, 11].

1. Для шероховатых поверхностей значение коэффициента распыления меньше, чем для гладких, что обусловлено улавливанием частиц соседними микронеровностями.

2. Вид энергетического спектра распыленных частиц слабо зависит от энергии бомбардирующих ионов и при $E_i \geq 1$ кэВ остаётся практически неизменным. Средняя энергия распылённых частиц E_s имеет значение порядка десятков электрон-вольт. Около 95...99 % распыленных частиц имеют энергии $E_s \approx 20$ эВ [11]. Плотность потока распыленных частиц составляет $10^{10} \dots 10^{11}$ атом/см² с [4].

3. Для поликристаллов, конструкционных композитных материалов и сплавов угловое распределение распыленных частиц при нормальном падении бомбардирующих ионов с энергией E_i от 1 до 10 кэВ в первом приближении соответствует «закону косинуса» [7, 10]. Для шероховатых поверхностей такое распределение практически не зависит от угла падения [10].

4. При $0.7 < E_i < 70$ кэВ и $M_i > m_W$ (M_i — масса иона, m_W — масса частицы распыляемого материала) величина коэффициента распыления Y_W пропорциональна $E_i^{0.5}$. При скоростях бомбардирующих ионов до 150 км/с имеет место линейная зависимость коэффициента Y_W и скорости распыления материалов от скорости потока ионов U_i [4, 6, 8].

Наружная поверхность образца Ц-3 — проникаемая стеклоткань Э2-62. Зависимость коэффициента прозрачности стеклоткани δ_{0W} (от-

ношение плотности ионного тока на проводящую подложку j_{0i} к плотности ионного тока на облучаемую поверхность j_i от энергии E_i при нормальном падении ионов Xe^+ ($\theta = 0^\circ$) показана на рис. 4, а.

Нормированная зависимость $\delta M_W(\theta)/\delta M_{0W}$ от угла падения ионов θ близка к «косинусному» распределению: $\delta M_W/\delta M_{0W} \approx \cos\theta - 0.027$. С увеличением энергии бомбардирующих ионов Xe^+ коэффициент прозрачности стеклоткани образца Ц-3 увеличивается: возрастает поток ионов Xe^+ на первый слой алюминизированной плёнки ПЭТ.

Коэффициент распыления Y_W образцов при бомбардировке ионами потока разреженной плазмы определялся по формуле

$$Y_W = \frac{e \cdot \delta M_W}{m_W \cdot I_{0i} \cdot t}, \quad (1)$$

где e — заряд электрона, $\delta M_W = M_1 - M_2$ — разность масс образца до и после экспозиции в потоке плазмы, m_W — масса частицы распыляемого материала, I_{0i} — ионный ток на поверхность образца при нормальном падении, t — время экспозиции.

Скорость распыления

$$\bar{V}_W = \frac{Y_W \cdot m_W \cdot I_{0i}}{e \cdot \rho_W \cdot A_W} = \frac{\delta M_W}{\rho_W \cdot A_W \cdot t},$$

где ρ_W — плотность распыляемого материала, A_W — площадь облучаемой поверхности.

В потоке плазмы при облучении образца Ц-3 ионами Xe^+ с энергией $E_i = 1.8$ кэВ для $m_W = 65.5$ а. е. м.; $A_W = 8.81$ см²; $I_{0i} = 2.24$ мА; $n_i = 3.1 \cdot 10^8$ см⁻³; $\rho_W = 2.54$ г/см³ и $t = 7.2 \cdot 10^3$ с и $\delta M_W = 1.43$ мг для нормального падения ионов ($\theta = 0^\circ$) из (1) следуют значения $Y_W(\theta = 0) = Y_{0W} = 0.127 \pm 0.013$ и скорость уноса массы $\delta M_W/t = 2 \cdot 10^{-7}$ г/с.

Зависимость коэффициента распыления Y_{0W} материала образца Ц-3 при нормальном падении ионов Xe^+ от их энергии E_i иллюстрирует рис. 4, б. Штриховая линия на рис. 4, б — экстраполяция $Y_{0W} \propto E_i^{0.5}$ для $E_i \geq 1.8$ кэВ.

При $E_i = 1.5$ кэВ унос массы стеклоткани Э2-62 составляет $\delta M_W \approx 11.3$ мг, а унос массы алюминизированной плёнки ПЭТ (первый слой под стеклотканью) — $\delta M_W \approx 0.85$ мг, т. е. $\delta M_W(\text{Э2-62}) \gg \delta M_W(\text{ПЭТ})$. Унос массы алю-

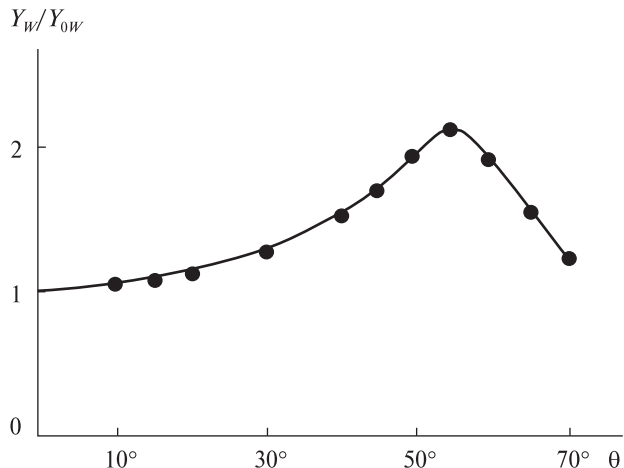


Рис. 5. Нормированная угловая зависимость коэффициента распыления образца Ц-3 при $E_i \approx 1.5$ кэВ (точки — измерения ИТМ, сплошная линия — усредняющая зависимость)

минизированной плёнки ПЭТ пренебрежимо мал по сравнению с уносом массы стеклоткани Э2-62: распыляется в основном стеклоткань Э2-62.

Скорость распыления образца Ц-3 (стеклоткани Э2-62) при $E_i = 1.8$ кэВ составляет: $\bar{V}_W \approx 0.89$ пм/с, а объемная концентрация распыленных частиц [10]

$$n_W = \frac{e \cdot \delta M_W \cdot n_i}{m_W \cdot Y_{0W} \cdot t} \approx 4.02 \cdot 10^7 \text{ см}^{-3}.$$

Нормированная зависимость коэффициента распыления образца Y_W/Y_{0W} от угла θ падения ионов при $E_i \approx 1.5$ кэВ показана на рис. 5. Видно, что для диапазона углов облучения $\theta = \pm 15^\circ$ коэффициент распыления образца Ц-3 практически не зависит от угла падения ионов Xe^+ ($Y_W(\theta)/Y_{0W} \approx 1$).

Для подтверждения корректности и достоверности испытаний синхронно с образцом Ц-3 в потоке разреженной плазмы Xe^+ экспонировался эталонный образец СТАЛЬ. На рис. 6 представлена зависимость коэффициента распыления образца СТАЛЬ от энергии ионов Xe^+ и $\text{K}r^+$ при $\theta = 0^\circ$ (данные [1, 3, 8, 10]), а также данные измерений ИТМ. Как и для образца Ц-3, для нержавеющей стали 12Х18Н10Т при $E_i \geq 1$ кэВ имеет место зависимость $Y_{0W} \propto E_i^{0.5}$. Измеренные в ИТМ коэффициенты распыления для

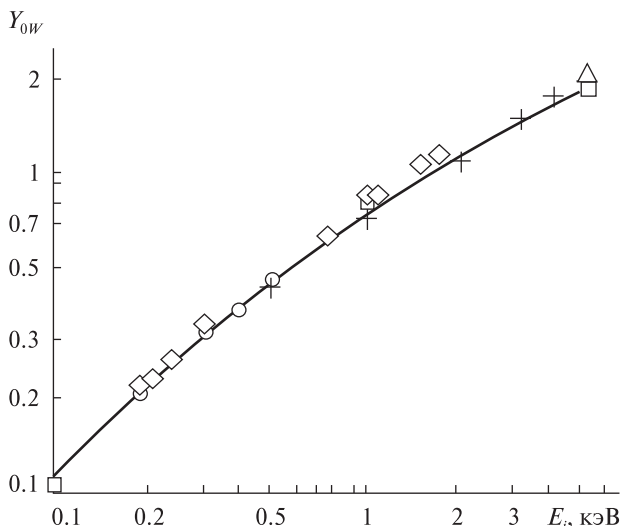


Рис. 6. Зависимость коэффициента распыления Y_{0W} образца СТАЛЬ от энергии ионов при нормальном падении (кружки — данные для Xe^+ [3], крестики — Xe^+ на нержавеющей стали [8], квадратики — Kr^+ на нержавеющей стали [1], треугольники — K^+ на нержавеющей стали [10], ромбики — измерения ИТМ)

нержавеющей стали в пределах погрешности $\pm 10\%$ согласуются с данными [1, 3, 8, 10].

Испытуемые образцы Ц-3 и СТАЛЬ на стенде ИТМ синхронно облучались потоком разреженной плазмы Xe^+ (находились в одних и тех же условиях). Для анализа, обработки и интерпретации измерений использовались одна и та же процедура. Соответствие измеренных в ИТМ для эталонного образца СТАЛЬ значений коэффициента распыления Y_{0W} данным [3–5, 12] может служить косвенным подтверждением достоверности результатов измерений Y_{0W} и для образца Ц-3.

Эквивалентность режимов распыления в ионосфере и на стенде. Общее время экспозиции образцов в ходе испытаний на стенде в потоке ионов Xe^+ с энергией $E_i = 1.8$ кэВ и концентрацией $n_i = 3.1 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$ составило $t = 2$ сут. Условие эквивалентности стендовых испытаний условиям эксплуатации в ионосфере может быть получено на основе термодинамического (энтропийного) критерия эквивалентности нагружения материалов при ускоренных ресурсных испытаниях [16, 19]. В соответствии с энтропийным критерием

эквивалентности два режима воздействия (нагружения) являются эквивалентными, если они вызывают в материале одинаковые приращения необратимой составляющей энтропии. Условием эквивалентности стендовых и натуральных воздействий потоков плазмы на материалы при идентичности сорта частиц, бомбардирующей поверхность, является равенство интегральных флюенсов ионов $F_{iM} = F_{iH}$, где индекс «М» соответствует условиям стендовых испытаний, «Н» — натурным условиям эксплуатации в ионосфере.

Равенство интегральных флюенсов по сути является условием эквивалентности двух режимов нагружения материала и позволяет определить длительность t_H воздействия плазменной струи в ионосфере на РН «Циклон-3», эквивалентного длительности t_M стендовых испытаний:

$$t_H = \frac{n_{iM} U_{iM}}{n_{iH} U_{iH}} t_M = \frac{n_{iM} \sqrt{E_{iM}}}{n_{iH} \sqrt{E_{iH}}} t_M. \quad (2)$$

С другой стороны, для процесса распыления материала при бомбардировке ионами потока плазмы условием эквивалентности двух режимов воздействия ионов может служить равенство значений уноса массы с единицы площади облучаемой поверхности

$$\frac{\delta_{Mw}}{m_w} = \frac{Y_{0W} \cdot j_{0i} \cdot t}{e} = Y_{0W} \cdot n_i \cdot U_i \cdot t, \quad (3)$$

где $j_{0i} = en_i U_i$ — плотность ионного тока на единичную площадку облучаемой поверхности при $\theta = 0^\circ$. Тогда

$$t_H = \frac{Y_{0M} n_{iM} U_{iM}}{Y_{0H} n_{iH} U_{iH}} t_M = \frac{Y_{0M} n_{iM}}{Y_{0H} n_{iH}} \sqrt{\frac{E_{iM}}{E_{iH}}} t_M.$$

Учитывая, что для $1 \leq E_i \leq 5$ кэВ выполняется условие $Y_{02} \approx Y_{01} (U_2/U_1)$, из (3) следует

$$t_H = \frac{n_{iM} E_{iM}}{n_{iH} E_{iH}} t_M. \quad (4)$$

При $E_{iM} = E_{iH}$ условия (2) и (4) эквивалентны. Для плазменной струи на расстоянии около 7 м от среза двигателя, по оценкам [21, 23], в ионосфере ($E_{iH} = 3.5$ кэВ и $n_{iH} = 3.3 \cdot 10^6 \text{ см}^{-3}$) и на стенде ИТМ ($E_{iM} = 3.5$ кэВ, $n_{iM} = 3.1 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$ и

$t_M = 2$ сут) из выражения (3) получим оценку $t_H = 188$ сут. При $E_{iH} = 3.5$ кэВ, $n_{iH} = 3.3 \cdot 10^6$ см⁻³ в ионосфере и $E_{iM} = 1.8$ кэВ, $n_{iM} = 3.1 \cdot 10^8$ см⁻³, $t_M = 2$ сут на стенде ИТМ из (4) получим $t_H = 97$ сут, а из (2) — $t_H = 135$ сут.

Следует отметить, что соотношение (2) характеризует условие эквивалентности режимов облучения материала ионами плазмы в ионосфере и на стенде, а соотношение (4) — условие эквивалентности процессов распыления (уноса массы) при облучении материала ионами потока плазмы в ионосфере и на стенде.

ДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ИОНОВ ПОТОКА РАЗРЕЖЕННОЙ ПЛАЗМЫ НА МАТЕРИАЛ ВНЕШНЕГО ПОКРЫТИЯ III СТУПЕНИ РН «ЦИКЛОН-3»

Эффективность увода объекта «космического мусора» на более низкую орбиту в проекте LEOSWEEP в значительной степени определяется процессами передачи импульса ионов Хе⁺ материалу поверхности III ступени РН «Циклон-3». Для оценки силового воздействия плазменной струи на поверхность твердого тела, определения аэродинамических характеристик тел в потоке газа и плазмы используются коэффициенты передачи импульса и энергии (коэффициенты аккомодации). Коэффициенты аккомодации используются в расчетных соотношениях независимо от принятой схемы взаимодействия газовых ионов с поверхностью твердого тела.

В настоящее время наиболее полно изучен процесс взаимодействия газовых атомов и ионов с поверхностью твердого тела в диапазоне энергии частиц от 1 до 100 эВ. Для энергий $E_i \gg 100$ эВ изучены механизмы взаимодействия газовых ионов только с кристаллическими структурами. На практике мишени с идеальной монокристаллической структурой используются крайне редко. Большинство конструкционных материалов КА — сплавы, композиты, полимеры со сложной структурой и рельефом поверхности. Таким является и материал поверхности III ступени РН «Циклон-3».

Влияние шероховатости поверхности при столкновении частиц с твердым телом для углов

атаки, близких к нормальному падению ($\theta \leq 30^\circ$), проявляется в уменьшении коэффициентов передачи импульса и энергии и, как следствие, в увеличении силы сопротивления [2, 5].

Силовое воздействие сверхзвукового потока разреженной плазмы на непроводящую диэлектрическую поверхность (при «плавающем» потенциале последней) определяется бомбардировкой ионами и электронами, распыленными частицами и кулоновским взаимодействием.

Давление потока плазмы на элемент поверхности твердого тела определяется суммарным воздействием [12]

$$F_\Sigma = F_i + F_e + F_s + F_c, \quad (5)$$

где F_i — давление ионов сверхзвукового потока плазмы на единицу поверхности твердого тела, F_e — давление электронов потока плазмы, F_s — реактивная сила, обусловленная распылением поверхности, F_c — сила кулоновского взаимодействия.

При исследовании динамического взаимодействия ионов Хе⁺ с материалом образца Ц-3 на стенде ИТМ использовались методика и процедуры [12] и соотношения (6) и (7) для коэффициентов передачи нормального σ_n и тангенциального σ_τ импульсов:

$$\sigma_n = \frac{1 + [1 - e(F_x + F_y \operatorname{tg} \theta / \sqrt{2M_i E_i I_i})] / \sqrt{1 + \eta^2 / \cos^2 \theta}}{1 - \sqrt{\pi k T_w (1 + \eta^2) / 4 E_i (\cos^2 \theta + \eta^2)}}, \quad (6)$$

$$\sigma_\tau = \frac{e(F_x - F_y \operatorname{ctg} \theta)}{\sqrt{2M_i E_i I_i}}, \quad (7)$$

где F_x — сила сопротивления образца, F_y — подъемная сила образца в потоке ионов, θ — угол атаки образца, M_i и E_i — масса и энергия ионов, I_i — ионный ток на поверхность образца, $\eta^2 = e\phi_w / E_i$, $\phi_w = \phi_p - \phi_0$ — потенциал поверхности образца ϕ_p относительно потенциала плазмы ϕ_0 , k — коэффициент Больцмана, T_w — температура поверхности образца.

Техника эксперимента. Для исследований в качестве образца Ц-3 использовалась плоская пластина (мишень). Образец Ц-3 устанавливался на микровесы компенсационного типа, изготов-



Рис. 7. Аэродинамические весы с образцом в потоке плазмы на стенде ИТМ

ленные на основе стандартной магнитоэлектрической системы микроамперметра постоянного тока. В качестве следящей системы использовался фотодиодный блок усилителя постоянного тока, работающий в комплекте с микроамперметром. Компенсационный ток, протекающий через рамку микроамперметра магнитоэлектрической системы, прямо пропорционален приложенному к рамке механическому моменту. Схема микровесов приведена в работе [13]. Для устранения возможного влияния вибраций весы установлены на амортизирующей подставке, закрепленной на нижней подвижной платформе. Диапазон измеряемых сил на плече длиной 45 см составляет $5 \cdot 10^{-7} - 0.01$ Н. Погрешность измерения силы сопротивления пластины в рассматриваемом диапазоне не превышает ± 4.5 %.

Кроме того, для измерения силы давления потока разреженной плазмы на образец Ц-3 использовались микровесы с повышенной помехозащищенностью к воздействию внешних электрических и магнитных полей [20]. Чувствительным элементом этих микровесов служил тензометрический датчик. Сигнал тензометрического датчика пропорционален деформации плеча, вызванной воздействием внешней силы. Погрешность измерения силы — не более ± 3 %. Диапазон измеряемых сил: $10^{-6} - 0.1$ Н. Аэродинамические весы с мишенью (пластина) в потоке плазмы на стенде ИТМ показаны на рис. 7.

Коэффициенты передачи импульса ионов потока плазмы мишени. Результаты исследований ди-

намического (силового) взаимодействия ионов Xe^+ с энергиями от 0.2 до 1.8 кэВ с поверхностью образца Ц-3 приведены на рис. 8. Зависимость коэффициента передачи нормального импульса σ_{0n} от скорости U_i ионов Xe^+ для ЭВТИ иллюстрирует рис. 8, а, где ромбики — результаты измерений ИТМ и расчеты по формуле (6), квадратики — данные [12], сплошная линия — усредняющая зависимость, штриховая линия — экстраполяция для $E_i > 1.8$ кэВ. На рис. 8, б приведена нормированная угловая зависимость коэффициента передачи нормального импульса $\sigma_n(\theta)/\sigma_{0n}$ ионов Xe^+ при $E_i = 1.8$ кэВ на поверхности образца Ц-3: кружки — измерения ИТМ, треугольники — расчетные данные ИТМ по результатам численного моделирования взаимодействия Xe^+ поверхностью шероховатой стеклоткани [23], линия — аппроксимация

$$\sigma_n(\theta)/\sigma_{0n} \approx \cos^{3/2}\theta + 0.835(1 + 1/\sigma_{0n})^{-1} \sin^2\theta. \quad (8)$$

Вертикальными штрихами на рис. 8, б показан разброс значений $\sigma_n(\theta)/\sigma_{0n}$ для аппроксимации (8).

Угловая зависимость коэффициента accommodation тангенциального импульса $\sigma_\tau(\theta)$ ионов Xe^+ при $E_i = 1.8$ кэВ на поверхности образца Ц-3 приведена на рис. 8, в: треугольники — измерения и расчет ИТМ по формуле (7), сплошная линия — усредняющая кривая, штриховая линия — расчетные значения ИТМ $\sigma_\tau(\theta)$ по результатам численного моделирования [9] взаимодействия ионов Xe^+ с шероховатой стеклотканью; для шероховатой стеклоткани в [9] использовалась модель алмазной решетки.

Зависимости на рис. 8 представляют схему динамического (силового) взаимодействия ионов Xe^+ потока разреженной плазмы с поверхностью покрытия III ступени РН «Циклон-3».

Максимум силы сопротивления плоской пластины в гиперзвуковом потоке разреженной плазмы соответствует условиям нормального падения ионов Xe^+ . Интегральная сила сопротивления F_Σ (5) пластины при $\theta = 0^\circ$ включает несколько составляющих [2, 9]. Давление потока ионов на поверхность твердого тела

$$F_i = (\rho_i U_i^2 / 2) A_W [2(2 - \sigma_{0n})(1 + 1/2 S_i^2) + \sigma_{0n}(\sqrt{\pi}/S_W)] , \quad (9)$$

где ρ_i , U_i — плотность и скорость ионов потока плазмы, $S_i = U_i/V_i$ — скоростное отношение ионов потока плазмы, $V_i = \sqrt{2kT_i/M_i}$, T_i — температура ионов, $S_W = U_i/V_{T_W}$ — скоростное отношение отраженных частиц, $V_{T_W} = \sqrt{2kT_W/M_i}$, T_W — температура поверхности твердого тела, A_W — площадь облучаемой поверхности твердого тела.

Сила давления электронов потока разреженной плазмы на мишень равна $F_e = n_e k T_e A_W$, где n_e , T_e — концентрация, температура электронов потока плазмы.

Сила кулоновского взаимодействия плоской пластины с гиперзвуковым потоком разреженной плазмы при $r_W/\lambda_d \geq 50$ равна [12]

$$F_c = (\rho_i U_i^2 / 2) A_W [1 - \exp(-\Phi_f^{0.5} / 0.3(r_W/\lambda_d))] \times (\sqrt{1 + \eta^2} - 1) ,$$

где r_W — характерный размер тела, λ_d — дебаевский радиус, $\Phi_f = |e\phi_f|/kT_e$ — безразмерный «плавающий» (равновесный) потенциал твердого тела в потоке плазмы; $\phi_f = \phi_p - \phi_0 = -(kT_e/e) \times \ln(\bar{V}_e/U_i)$ — «плавающий» потенциал поверхности тела ϕ_p относительно потенциала плазмы, $\bar{V}_e = \sqrt{8kT_e/\pi m_e}$ — средняя скорость электронов, m_e — масса электрона.

Давление распыленных частиц на облучаемую поверхность может быть представлено в виде $F_s = (\rho_s U_s^2 / 2) A_W [2(1 + 1/2 S_s^2)]$, где ρ_s , U_s — плотность и скорость распыленных частиц; $S_s = U_s/\sqrt{2kT_W/m_W}$ — скоростное отношение.

При проведении испытаний в ИТМ реализованы следующие значения параметров потока разреженной плазмы Xe^+ :

ионы $E_i = 1.8 \text{ кэВ}$, $U_i = 5.13 \cdot 10^6 \text{ см/с}$, $V_i = 9.4 \cdot 10^4 \text{ см/с}$, $T_W \approx 500 \text{ К}$, $T_i \approx 7000 \text{ К}$, $V_{T_W} = 2.51 \cdot 10^4 \text{ см/с}$, $S_i = U_i/V_i = 54.6$, $S_W = U_i/V_{T_W} = 204$, $\sigma_{0n} = 0.92$, $A_W \approx 36 \text{ см}^2$;

электроны $E_e = 3 \text{ эВ}$, $n_e \approx n_i \approx 3.1 \cdot 10^8 \text{ см}^{-3}$, $\Phi_f \approx 10$, $\lambda_d \approx 0.733 \text{ мм}$, $\eta^2 = e\phi_f/E_i \approx 0.016$, $r_W/\lambda_d \approx 81.9$;

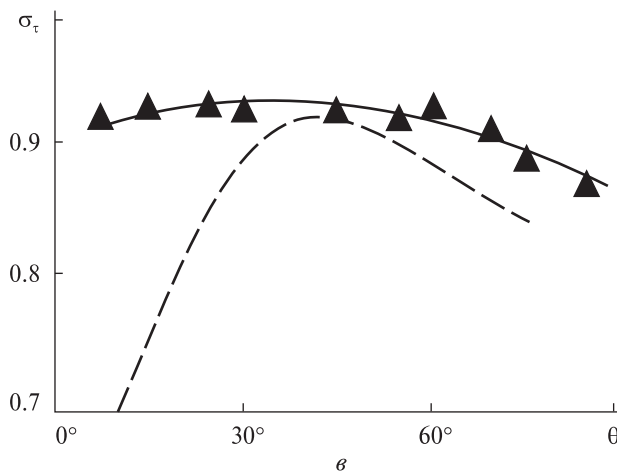
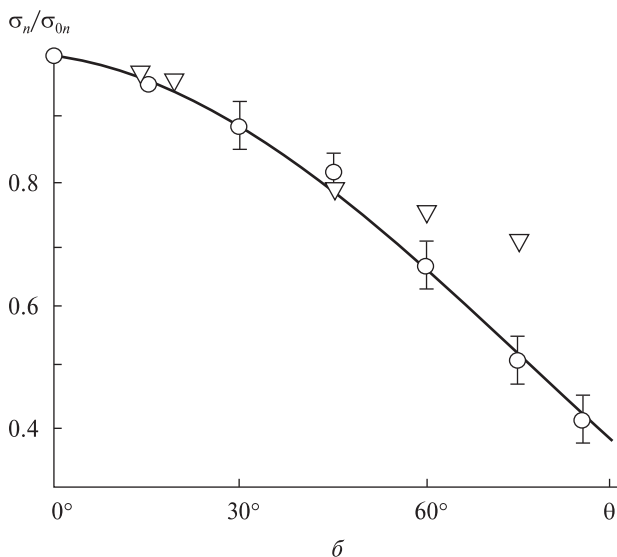
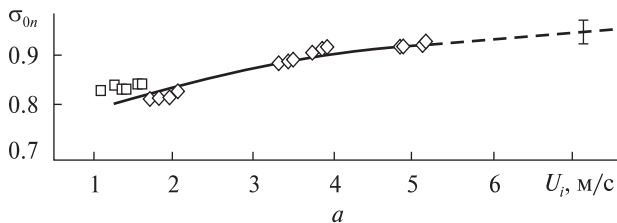


Рис. 8. Коэффициенты передачи импульса ионов поверхности образца Ц-3: *a* — зависимость коэффициента Xe^+ аккомодации нормального импульса от скорости ионов Xe^+ при $\theta = 0^\circ$ (ромбики — измерения ИТМ и расчеты по формуле (6), квадратики — данные [13], штриховая линия — экстраполяция для 1.8 кэВ); *b* — нормированная угловая зависимость коэффициента аккомодации нормального импульса (кружки — измерения ИТМ, обратные треугольники — расчеты по данным [9], линия — аппроксимация ИТМ); *v* — угловая зависимость коэффициента аккомодации тангенциального импульса ионов на поверхности образца Ц-3 (темные треугольники — измерения ИТМ, сплошная линия — усредняющая кривая, штриховая линия — расчетные значения $\sigma_\tau(\theta)$ ИТМ по данным [9])

распыленные частицы: $Y_{0W} \approx 0.13$, $E_s \approx 20$ эВ,
 $U_s = 7.65 \cdot 10^5$ см/с, $S_s \approx 30.5$.

В результате получены следующие оценки составляющих силы сопротивления пластины при концентрации ионов $n_i = 3.1 \cdot 10^8$ см⁻³:

$$\begin{aligned} F_i &= 0.695 \text{ мН}, F_e = 5.40 \text{ мкН}, \\ F_s &= 0.334 \text{ мкН}, F_c = 0.95 \text{ мкН}. \end{aligned}$$

Видно, что доминирующим является воздействие ионов Хе⁺, бомбардирующих поверхность образца Ц-3; вкладом остальных составляющих можно пренебречь.

Эквивалентность режимов динамического воздействия ионов потока плазмы на твердое тело в ионосфере и на стенде. При нормальном падении ионов гиперзвукового $S_i \gg 1$ потока разреженной плазмы из (6) и (9) коэффициент c_x силы сопротивления F_x плоской пластины определяется соотношением

$$c_x = \frac{F_x}{I_i U_i} \left(\frac{2e}{M_i} \right) = 2(2 - \sigma_{0n}).$$

Значение коэффициента c_x и силы сопротивления F_x плоской пластины в гиперзвуковом ($S_i \gg 1$) потоке разреженной плазмы при $\theta = 0^\circ$

$$F_x = 2(2 - \sigma_{E_i}) n_i E_i A_W = (2 - \sigma_{E_i}) I_i U_i / e$$

может служить критерием эквивалентности — условием, связывающим режим 1 динамического взаимодействия материала поверхности III ступени РН «Циклон-3» с ионами Хе⁺ в ионосфере с режимом 2 облучения «образца Ц-3» потоком ионов Хе⁺ на стенде. Для двух режимов взаимодействия «материал — поток ионов плазмы»

$$\begin{aligned} F_{x1} &= F_{x2} \left(\frac{2 - \sigma_1}{2 - \sigma_2} \right) \frac{n_{i1} E_{i1} A_{W1}}{n_{i2} E_{i2} A_{W2}} = \\ &= F_{x2} \left(\frac{2 - \sigma_1}{2 - \sigma_2} \right) \frac{I_{i1} U_{i1}}{I_{i2} U_{i2}}, \end{aligned} \quad (10)$$

где индекс «1» соответствует условиям динамического взаимодействия в ионосфере Земли; индекс «2» — условиям взаимодействия на стенде; $\sigma_{1,2}$ соответствует условиям нормального облучения: $\sigma_{1,2} = \sigma_{0n}(E_{i1,2})$ (рис. 8, а) или $\sigma_{1,2} = \sigma_{0n}(U_{i1,2})$.

По данным численного моделирования [3] истечения плазменной струи в ионосферу в про-

екте LEOSWEEP суммарный ток на срезе электрореактивного двигателя $I_\Sigma = 330$ мА при энергии ионов $E_{i1} = 3.5$ кэВ. Средняя концентрация ионов Хе⁺ на расстоянии 7 м от среза двигателя для облучаемой площади поверхности III ступени РН «Циклон-3» $A_{W1} = 4.15 \cdot 10^4$ см² равна $n_1 = I_\Sigma / e U_1 A_{W1} \approx 6.94 \cdot 10^6$ см⁻³. Согласно (10) для образца Ц-3 по результатам стендовых испытаний в ИТМ при $n_{i2} = 3.1 \cdot 10^8$ см⁻³; $E_{i2} = 1.8$ кэВ; $\sigma_2 = 0.92$; $A_{W2} = 36$ см²; $F_{x2} \approx 0.7$ мН и $\sigma_1 = 0.94$ сила воздействия потока плазмы на объект «космического мусора» в ионосфере $F_{x1} \approx 35$ мН. Для полностью диффузной схемы динамического взаимодействия ионов Хе⁺ с материалом мишени ($\sigma_1 = \sigma_2 = 1.0$) из (10) при $F_{x2} \approx 0.64$ мН следует $F_{x1} \approx 32$ мН. По результатам численного моделирования для бесструктурной схемы взаимодействия в системе «ионы Хе⁺ — поверхность твердого тела» $F_{x1} \approx 31$ мН, погрешность — не более 3.5 %.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Разработаны процедуры, техническое обеспечение экспериментальных исследований, физического (стендового) моделирования длительного воздействия высокоэнергичных ($E_i \gg 100$ эВ) ионов потока разреженной плазмы, генерируемого бортовым электрореактивным двигателем, на материал внешнего покрытия объекта «космического мусора» применительно к процессам распыления материала и передачи импульса ионов. Экспериментально определены зависимости коэффициентов распыления материала внешнего покрытия III ступени РН «Циклон-3» и коэффициентов аккомодации импульса высокоэнергичных ионов Хе⁺ на поверхности объекта от энергии бомбардирующих частиц. Получены критериальные соотношения для определения эквивалентности процессов динамического воздействия плазменной струи на объект «космического мусора» в ионосфере Земли и процессов передачи импульса и распыления материала внешнего покрытия объекта плазменной струей на стенде ИТМ. Приведены оценки соответствия условий стендовых испытаний условиям

длительного воздействия плазменных струй, генерируемых электрореактивными двигателями КА, на объект «космического мусора» в ионосфере Земли.

Работа финансово поддержана партнерским проектом Украинского научно-технического центра Р627.

1. Арифов У. А. Взаимодействие атомных частиц с поверхностью твёрдого тела. — М.: Наука, 1968. — 371 с.
2. Баранцев Р. Г. Взаимодействие разреженных газов с обтекаемыми поверхностями. — М.: Наука, 1975. — 344 с.
3. Белан Н. В., Ким В. П., Оранский А. И., Тихонов В. Б. Стационарные плазменные двигатели. — Харьков: Хар. авиац. ин-т., 1989. — 284 с.
4. Данилин Б. С. Применение низкотемпературной плазмы для нанесения плёнок. — М.: Энергоатомиздат, 1989. — 328 с.
5. Ерофеев А. И. О влиянии шероховатости на взаимодействие потока газа с поверхностью твердого тела // *Механика жидкостей и газа*. — 1967. — № 6. — С. 82—89.
6. Ивановский Г. Ф., Петров В. И. Ионно-плазменная обработка материалов. — М.: Радио и связь, 1986. — 284 с.
7. Каминский М. Атомные и ионные столкновения на поверхности металла. — М.: Мир, 1967. — 506 с.
8. Плевшицев Н. В. Катодное распыление. — М.: Атомиздат, 1968. — 347 с.
9. Парнипу А. А. Модель взаимодействия разреженного газа с поверхностью твердого тела // *Тр. IV Всесоюз. конф. по динамике разреженных газов и молекулярной газовой динамике*. — М.: Центр. аэродогинодин. ин-т, 1977. — С. 464—469.
10. Распыление твердых тел ионной бомбардировкой / Под ред. Р. М. Бериша. — М.: Мир, 1986. — Т. II. — 485 с.
11. Рыжов Ю. А. Взаимодействие разреженного потока большой скорости с поверхностью твердого тела // *Проблемы механики и теплообмена в космической технике* / Под ред. О. М. Белоцерковского. — М.: Машиностроение, 1982. — С. 99—114.
12. Шувалов В. А. Моделирование взаимодействия тел с ионосферой. — Киев: Наук. думка, 1995. — 180 с.
13. Шувалов В. А., Бандель К. А., Приймак А. И., Кочубей Г. С. Магнитогинодинамическое торможение «намагниченных» планет в потоке плазмы солнечного ветра // *Космічна наука і технологія*. — 2009. — **15**, № 6. — С. 3—13.
14. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Моделирование радиационной электризации подветренных поверхностей космических аппаратов на полярной орбите в ионосфере Земли // *Космічна наука і технологія*. — 2001. — **7**, № 5/6. — С. 30—43.
15. Шувалов В. А., Кулагин С. Н., Кочубей Г. С., Токмак Н. А. Моделирование эффектов МГД-взаимодействия тел с атмосферой Земли в потоке разреженной плазмы // *Космічна наука і технологія*. — 2011. — **17**, № 5. — С. 29—39.
16. Шувалов В. А., Письменный Н. И., Кочубей Г. С., Носиков С. В. Потери мощности солнечных батарей космического аппарата в полярной ионосфере и магнитосфере Земли // *Космічна наука і технологія*. — 2011. — **17**, № 3. — С. 5—15.
17. Шувалов В. А., Приймак А. И., Губин В. В. Радиационная электризация элементов конструкций космических аппаратов. Физическое моделирование, накопление и нейтрализация заряда // *Космич. исслед.* — 2001. — **39**, № 1. — С. 18—28.
18. Шувалов В. А., Токмак Н. А., Резниченко Н. П. Деградация полимерных пленок космических аппаратов при длительном воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения // *Космічна наука і технологія*. — 2015. — **21**, № 5. — С. 56—68.
19. Шувалов В. А., Токмак Н. А., Резниченко Н. П. Физическое моделирование воздействия атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолета на полимеры в ионосфере Земли // *Приборы и техника эксперимента*. — 2016. — **59**, № 3. — С. 114—122. — DOI: 10.7868/S0032816216020269.
20. Шувалов В. А., Токмак Н. А., Цокур А. Г., Кочубей Г. С. Динамическое взаимодействие космического аппарата с разреженной плазмой при движении под «магнитным парусом» // *Космічна наука і технологія*. — 2014. — **20**, № 3. — С. 14—21.
21. Bombardelli C., Pela'ez J. Ion beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal // *J. Guidance and Dynamics*. — 2011. — **34**, N 3. — P. 916—920.
22. Kitamuza S., Hayakawa Y., Kawamoto S. A Reorbiter for GEO Large Space Debris Using Ion Beam Irradiation // *The 32-nd Intern. Electric Propulsion Conference*. — Wiesbaden, Germany. IEPC — 2011 — 087, September 11—15, 2011. — 10 p.
23. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pela'ez J. Hypersonic plasma plume expansion in space // *The 32-nd Intern. Electric Propulsion Conference*. — Wiesbaden, Germany. IEPC — 2011 — 086. September 11—15. 2011. — 14 p.

Стаття надійшла до редакції 23.05.16

REFERENCES

1. Arifov U. A. Interaction of Atomic Particles with a Solid Surface, 371 p. (Nauka, Moscow, 1968) [in Russian].
2. Barantsev R. G. Interaction of Rarefied Gases with Strimlined Surfaces, 344 p. (Nauka, Moscow, 1975) [in Russian].
3. Belan N. V., Kim V. P., Oransky A. I., Tikhonov V. B. Stationary Plasma Thrusters, 284 p. (Kharkov Aviation Institute, Kharkov, 1989) [in Russian].
4. Danilin B. S. Application of Low-Temperature Plasma to Film Deposition, 328 p. (Energoatomizdat, Moscow, 1989) [in Russian].
5. Erofeev A. I. On the effect of roughness on gas flow – solid surface interaction. *Mekhanika Zhidkosti i Gaza*, N 6, 82–89 (1967).
6. Ivanovsky G. F., Petrov V. I. Ion-Plasma Material Treatment, 284 p. (Radio i Svyaz', Moscow, 1986) [in Russian].
7. Kaminsky M. Atomic and Ion Impact Phenomena on Metal Surfaces, 507 p. (Springer-Verlag, Berlin – Heidelberg – New York, 1965).
8. Pleshivtsev N. V. Cathode Sputtering, 347 p. (Atomizdat, Moscow, 1968) [in Russian].
9. Pyaripuu A. A. Rarefied gas – solid surface interaction model, Proceedings of the 4th All-Union Conference on Rarefied Gas Dynamics and Molecular Gas Dynamics, 464–469 (Central Aerohydrodynamic Institute, Moscow, 1977) [in Russian].
10. Sputtering by Particle Bombardment II / Ed. by R. Behrisch, 394 p. (Springer-Verlag, Berlin – Heidelberg: 1983).
11. Ryzhov Yu. A. Interaction of a high-velocity rarefied stream with a solid surface, Problems of Mechanics and Heat Exchange in Space Engineering / Ed. by O. M. Belotserkovsky, 99–114 (Mashinostroenie, Moscow, 1982).
12. Shuvalov V. A. Simulation of Body–Ionosphere Interaction, 180 p. (Naukova Dumka, Kyiv, 1995).
13. Shuvalov V. A., Bandel K. A., Priimak A. I., Kochubei G. S. Magnetohydrodynamic braking of “magnetized” planets in the solar wind plasma flow. *Kosm. nauka tehnol.*, 15 (6), 3–13 (2009) [in Russian].
14. Shuvalov V. A., Kochubei G. S., Priimak A. I., Gubin V. V., Resnichenko N. P. Simulation of the radiation electrization of spacecraft leeward surfaces in a polar orbit in the Earth’s ionosphere. *Kosm. nauka tehnol.*, 7 (5/6), 30–43 (2001) [in Russian].
15. Shuvalov V. A., Kulagin S. N., Kochubei G. S., Tokmak N. A. Simulation of body – Earth’s ionosphere magnetohydrodynamic interaction in a rarefied plasma flow. *Kosm. nauka tehnol.*, 17 (5), 29–39 (2011) [in Russian].
16. Shuvalov V. A., Pis'mennyi N. I., Kochubei G. S., Nosikov S. V. Spacecraft solar battery power loss in the Earth’s olar ionosphere and magnetosphere. *Kosm. nauka tehnol.*, 17 (3), 5–15 (2011) [in Russian].
17. Shuvalov V. A., Priimak A. I., Gubin V. V. Radiative electrization of spacecraft construction elements: physical modeling of charge accumulation and neutralization. *Cosmic Res.*, 39 (1), 15–22 (2001) [in Russian].
18. Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Reznichenko N. P. Spacecraft polymer film degradation under long-term exposure to atomic oxygen flows and vacuum ultraviolet radiation. *Kosm. nauka tehnol.*, 21 (5), 56–68 (2015) [in Russian].
19. Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Reznichenko N. P. Physical simulation of the action of atomic oxygen and vacuum ultraviolet radiation on polymer materials in the earth’s ionosphere. *Instruments and Experimental Techniques*, 59 (3), 442–450 (2016).
20. Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Tsokur A. G., Kochubei G. S. Dynamic interaction of a spacecraft moving under a “magnetic sail” with a rarefied plasma. *Kosm. nauka tehnol.*, 20 (3), 14–21 (2014) [in Russian].
21. Bombardelli C., Pela'ez J. Ion beam Shepherd for Contactless Space Debris Removal. *J. Guidance and Dynamics*, 34 (3), 916– 920 (2011).
22. Kitamuza S., Hayakawa Y., Kawamoto S. A Reorbiter for GEO Large Space Debris Using Ion Beam Irradiation. The 32-nd Int. Electric Propulsion Conference, 10 p. (Wiesbaden, Germany, 2011).
23. Merino M., Ahedo E., Bombardelli C., Urrutxua H., Pela'ez J. Hypersonic plasma plume expansion in space. The 32-nd Int. Electric Propulsion Conference, 14 p. (Wiesbaden, Germany, 2011).

В. О. Шувалов¹, М. Б. Горев¹, М. А. Токмак¹,
М. И. Письменный¹, Г. Г. Осиновый²

¹Інститут технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України, Дніпро

²Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпро

ДИНАМИЧЕСКОЕ ВОЗДЕЙСТВИЕ ПЛАЗМЕННОЙ СТРУИ НА ОБЪЕКТ «КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА»

Розроблено методологію фізичного (стендового) моделювання тривалого впливу високоенергійних ($E_i \gg 100$ eV) іонів потоку розрідженої плазми на матеріал зовнішнього покриття об'єкта «космічного сміття», а саме III-го ступеня

РН «Циклон-3», стосовно до процесів розпилення матеріалу і передачі імпульсу іонів на об'єкт у проекті Європейського космічного агентства (ЄКА) LEOSWEEP. Методологія заснована на застосуванні процедури прискорених ресурсних випробувань і критерію еквівалентності для двох режимів дії: в іоносфері Землі і на стенді.

Ключові слова: космічне сміття, плазмовий струмінь, динамічна взаємодія, розпилення, сила.

*V. A. Shuvalov¹, N. B. Gorev¹, N. A. Tokmak¹,
N. I. Pis'mennyi¹, G. G. Osinovy²*

¹Institute of Technical Mechanics under the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipro

²Yangel Yuzhnoye State Design Office, Dnipro

DYNAMIC EFFECT OF A PLASMA BEAM ON A SPACE DEBRIS OBJECT

We propose a methodology of the physical (bench) simulation of a long-term exposure of a space debris object coating (in

particular, the Cyclone-3 last stage coating material) to rarefied plasma jet of high-energy ($E_i \gg 100$ eV) ions. It concerns material sputtering and ion-to-object momentum transfer in ESA LEOSWEEP project. The methodology is based on an accelerated life test procedure and a criterion of the equivalence of two exposure regimes: in the Earth ionosphere and in laboratory conditions.

Key words: space debris, plasma beam, dynamic effect, sputtering, simulation of exposure.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.050>

UDC 524.5-77

A. A. Konovalenko, S. V. Stepkin, E. V. Vasilkovskiy

Institute of Radio Astronomy of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv

LOW-FREQUENCY RADIO RECOMBINATION LINES: OBSERVATIONS AND DATA PROCESSING

In this report, observations of radio recombination lines which are carried out with radio telescope UTR-2 using a 4096-channel autocorrelometer and 16-bit digital spectral analyzer are described. The correct processing and interpretation of observational results provide new information about the basic parameters of the interstellar medium – electron temperature, electron density, element abundances, distribution of ionized gas. Analysis of radio recombination lines' parameters provides new opportunities not only for astrophysics but also for physical science as a whole.

Keywords: radio recombination lines, quantum transitions, radio telescope UTR-2, spectral analyzer.

Highly excited atoms are formed in space as a result of recombination of electrons and ions. In the subsequent cascade transitions the trapped electron jumps down into the ground state and the photons are emitted. Consequently, the spectral lines arising in such transitions are called as radio recombination lines (RRLs) [2]. They can be observed from the Earth's surface in the almost all radio range from millimeter to decameter waves.

The possibility of observing RRLs was predicted by N. S. Kardashev in 1959. Then they were discovered in 1964 by Sorochenko & Borodzich (Pushchino, $H90\alpha$) and by Dravskikh & Dravskikh (Pulkovo, $H104\alpha$). The high-frequency RRLs were detected in the directions of classic hot HII-regions as well as in the directions of planetary nebulae, external galaxies

and some circumstellar shells. RRLs at decameter wavelengths were discovered in 1980 using the world largest decameter waves radio telescope UTR-2, located near Kharkov [3].

OBSERVATIONS

At first, low frequency radio recombination lines were detected in the clouds lying on the line of sight towards supernova remnant Cassiopeia A using high sensitive spectral analyzer based on the digital sign autocorrelometer [1]. The carbon RRL $C63I\alpha$ were detected [4]. This medium remains to be the most studied object using RRLs observations. Low frequency recombination lines from hydrogen (in the decameter and close meter ranges) are not detected still because hydrogen remains almost completely neutral in the cold low density interstellar plasma. Ionization potential of carbon (11.2 eV) is less than that of the hydrogen

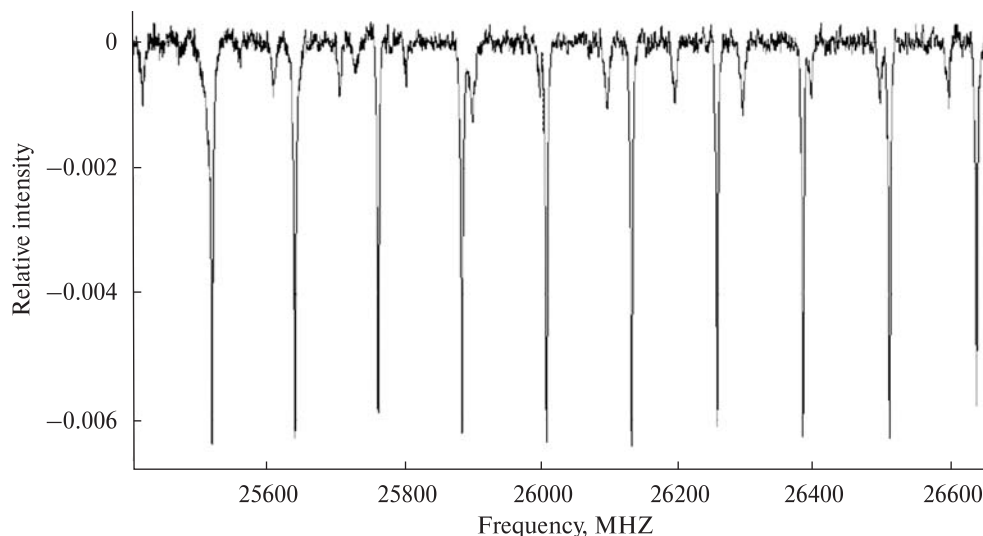


Fig. 1. Spectrum measured in the direction of Cas A with UTR-2. Relative intensity means ratio T_L/T_C , α , β , γ and lines are visible

(13.6 eV) and this leads to the absence of detection of the corresponding spectral features. However, the attempts to find hydrogen RRLs with $n > 600$ are being continuing.

Also at UTR-2 spectral observations in the direction to various radio sources including Galactic plane have been carried out. After construction of new autocorrelometer [7] and modernization of preamplification system at the end of the 1990s, the lowest frequency spectral lines ($n \sim 812$) were detected near the frequency of 12 MHz. The atoms with even higher principal quantum numbers of about 860 and of 1009 were detected by observations of β -lines near 20 MHz, and by observations of δ -line, near 26 MHz correspondingly [7]. The size of a corresponding carbon Rydberg atom is about 0.1 mm.

Detection of the extremely low frequency carbon RRLs opens new opportunities for studying low-density partially ionized interstellar medium (ISM). It helps to determine the parameters of the ISM from the line characteristics (intensity, line width, radial velocity etc.).

Currently radio spectroscopic studies at UTR-2 are held using 4096-channel digital autocorrelometer and new generation digital spectral analyzers DSPZ (Digital Spectro-Polarimeter of Z-type) which performs real time Fourier transform providing

frequency resolution of 4 kHz. In order to improve sensitivity and reliability of the low frequency spectral studies, the observation range will be increased up to 80 MHz using the new generation radio telescope GURT and the newest digital spectral analyzers ADR (Advanced Digital Receiver) [5].

DATA PROCESSING AND THEIR INTERPRETATION

Figure 1 shows spectrum where the series of carbon RRLs $C627\alpha$ – $C636\alpha$ and $C790\beta$ – $C802\beta$ are clearly seen. It is measured in the direction of Cassiopeia A at frequencies near 26 MHz with UTR-2 and 4096-channels autocorrelometer. The integration time is more than 500 hours.

In our case of very high atom quantum states the condition $n \gg \Delta n$ is valid and the adjacent lines could be considered as equivalent. So we could fold individual transitions and dramatically improve measurement sensitivity. Figure 2 shows the folded $C631\alpha$... $C636\alpha$ RRLs measured towards Cassiopeia A.

The heaviest problem with the low frequency radio spectroscopy of the interstellar medium is connected with low intensities of the studied features and with the influence of terrestrial interferences and ionosphere. In order to overcome these difficulties we must improve dynamic range of our radio astronomical equipment. Also the simultaneous

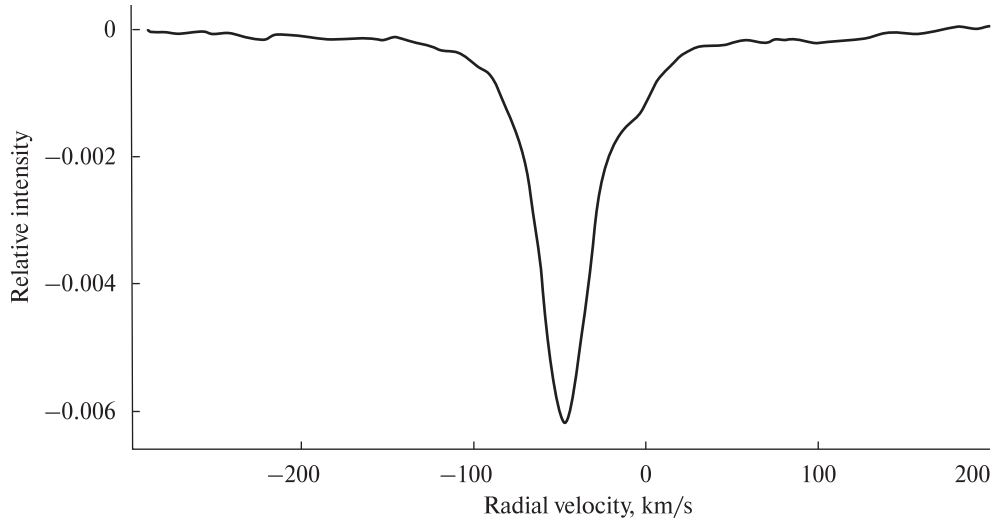


Fig. 2. Folded $C627\alpha\dots C636\alpha$ RRLs measured towards Cas A

observations using different instruments situated at big distances between them very helps.

The profile of a radio recombination line is determined by several broadening effects. Thermal particles motion and turbulence in the ISM leads to a Doppler broadening. Other reasons of line profile broadening are collisions in the gas (leading to Stark effect) and influence of background radiation. The resulting line shape is described by the Voigt function which has Gaussian and Lorentzian component.

In order to determine the maximum excitation level at which atom can exist as a bound system we have to analyze the dependence of the line broadening values against principal quantum number and physical parameters of the interstellar medium. For the directions towards Cassiopeia A the principal influence on the line width are made by collision and radiative effects. Correspondingly, we have to analyze the Lorentzian line width firstly. It is determined by:

$$\Delta V_L = \Delta V_p + \Delta V_R, \quad (1)$$

where ΔV_p and ΔV_R are the pressure and the radiation broadening correspondingly.

The theoretical behaviors of these phenomena have already been studied [6]. The radiation broadening is determined by

$$\Delta V_R \approx 2c/\pi\nu \sum_{m=1}^{n-1} I_\nu B_{nm}, \quad (2)$$

where I_ν is intensity of background radiation and $B_{n,m}$ is Einstein coefficient of induced emission, c is light velocity in km/s and ν is the observation frequency in Hz [7].

The pressure broadening can be calculated using

$$\Delta V_p = 2 \times 10^{-8} e^{-26/T_e^{1/3}} n_e n^{5.2} / T_e^{1.5} c / \nu. \quad (3)$$

When we take into account the typical conditions of the ISM in the Galaxy, the fundamental limit of the highest bound state of a Rydberg atom is near $n \sim 1500$ [5].

Evaluation of the line width dependence against principal quantum number helped to determine the parameters of the medium where these spectral lines arise. Electron temperature T_e and electron density N_e were found to be 75 K and 0.002 cm^{-3} correspondingly. Also it was proven that the intensities of the low frequency RRLs in the directions toward Cassiopeia A are increased by the effect of dielectronic-like recombination. It is connected with the fine-structure transition in the ground state of a carbon atom between $^2P_{3/2} - ^2P_{1/2}$ with energy of 92 K. This process significantly influences the level populations in carbon atoms in the low-density interstellar medium when electron temperature is not less than 50 K.

CONCLUSIONS

Low-frequency RRLs investigations are one of the most promising areas of radio astronomy. The results of the observations on the UTR-2 made a great contribution to modern space science. At present time, investigations of low-frequency RRLs with UTR-2 and GURT are carried out for many Galactic objects. We are confident that these investigations will be continued.

1. *Konovalenko A. A.* Радиоспектрометр для поиска слабых спектральных линий // Приборы и техника эксперимента. — 1981. — № 6. — С. 123—126.
2. *Sorochenko P. L., Gordon M. A.* Рекомбинационные радиолнии. Физика и астрономия. — М.: ФИЗМАТЛИТ, 2003. — 392 с.
3. *Braude S. I., Megn A. V., Riabov B. P., et al.* Decametric survey of discrete sources in the Northern sky. I. The UTR-2 radio telescope. Experimental techniques and data processing // *Astrophys. and Space Sci.* — 1978. — **54**, N 1. — P. 3—36.
4. *Konovalenko A. A., Sodin L. G.* The 26.13 MHz absorption line in the direction of Cassiopeia A // *Nature*. — 1981. — **294**, N 5837. — P. 135—163.
5. *Konovalenko A., Sodin L., Zakharenko V., et al.* The modern radio astronomy network in Ukraine: UTR-2, URAN and GURT // *Experimental Astron.* — 2016. — **42**, N 1. — P. 11—48.
6. *Shaver P. A.* Theoretical intensities of low-frequency recombination lines // *Pramana*. — 1975. — N 5. — P. 1—28.
7. *Stepkin S. V., Konovalenko A. A., Kantharia N. G., Udaya Shankar N.* Radio recombination lines from the largest bound atoms in space // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2007. — **374**. — P. 852—856.

Стаття надійшла до редакції 21.11.16

REFERENCES

1. *Konovalenko A. A.* Radiospektrometr dlya poiska slabyyh spektralnyh liniy. *Pribory i tehnika eksperimenta* (Instruments and Experimental Techniques), N 6, 123—126 (1981) [in Russian].
2. *Sorochenko R. L., Gordon M. A.* Radio recombination lines. Physics and astronomy, 392 p. (Fizmatlit, Moscow, 2003) [in Russian].
3. *Braude S. Ia., Megn A. V., Riabov B. P., et al.* Decametric survey of discrete sources in the Northern sky. I. The UTR-2 radio telescope. Experimental techniques and data processing. *Astrophys. and Space Sci.*, **54** (1), 3—36 (1978).
4. *Konovalenko A. A., Sodin L. G.* The 26.13 MHz absorption line in the direction of Cassiopeia A. *Nature*, **294** (5837), 135—136, (1981).

5. *Konovalenko A., Sodin L., Zakharenko V.* The modern radio astronomy network in Ukraine: UTR-2, URAN and GURT. *Experimental Astron.*, **42** (1), 11—48 (2016).
6. *Shaver P. A.* Theoretical intensities of low-frequency recombination lines. *Pramana*, N 5, 1—28 (1975).
7. *Stepkin S. V., Konovalenko A. A., Kantharia N. G., Udaya Shankar N.* Radio recombination lines from the largest bound atoms in space. *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.*, **374**, 852—856 (2007).

*О. О. Коноваленко, С. В. Степкин,
Є. В. Васильківський*

Радиоастрономічний інститут
Національної академії наук України, Харків

НИЗЬКОЧАСТОТНІ РЕКОМБІНАЦІЙНІ РАДІОЛІНІЇ: СПОСТЕРЕЖЕННЯ ТА ОБРОБКА ДАНИХ

Описуються спостереження, які проводяться за допомогою радіотелескопа УТР-2 з використанням 4096-канального цифрового автокорелометра та 16-бітного цифрового спектроаналізатора. Коректні обробка та інтерпретація результатів спостережень дають нові відомості про основні параметри міжзоряного середовища — електронну температуру, електронну щільність, кількість та поширеність елементів, розподіл іонізованого газу. Аналіз параметрів рекомбінаційних ліній дає нові можливості не тільки для астрофізики, але й для фізичної науки в цілому.

Ключові слова: рекомбінаційні радіолінії, квантові переходи, радіотелескоп УТР-2, спектроаналізатор.

A. A. Konovalenko, S. V. Stepkin, E. V. Vasylkovskiy

Радиоастрономический институт
Национальной академии наук Украины, Харьков

НИЗКОЧАСТОТНЫЕ РЕКОМБИНАЦИОННЫЕ РАДИОЛИНИИ: НАБЛЮДЕНИЯ И ОБРАБОТКА ДАННЫХ

Описываются наблюдения, которые проводятся на радиотелескопе УТР-2 с использованием 4096-канального цифрового автокоррелометра и 16-битного цифрового спектроанализатора. Правильная обработка и интерпретация результатов наблюдений дают новые сведения об основных параметрах межзвездной среды — электронной температуре, электронной плотности, обилии элементов, распределении ионизованного газа. Анализ параметров рекомбинационных радиолнии дает новые возможности не только для астрофизики, но и для физической науки в целом.

Ключевые слова: рекомбинационные радиолнии, квантовые переходы, радиотелескоп УТР-2, спектроанализатор.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.054>

УДК 528.3

Н. І. Каблак¹, М. П. Калюжний², О. В. Шульга², В. С. Вовк²

¹ Ужгородський національний університет

² Науково-дослідний інститут «Миколаївська астрономічна обсерваторія», Миколаїв

ПРАКТИЧНА РЕАЛІЗАЦІЯ ВИЯВЛЕННЯ ПРОСТОРОВО-ЧАСОВОЇ НЕСТАБІЛЬНОСТІ АТМОСФЕРИ У МЕРЕЖІ АКТИВНИХ РЕФЕРЕНЦІЙНИХ СТАНЦІЙ UA-EUPOS/ZAKPOS

Сучасні мережі активних референційних станцій дають змогу розв'язувати не тільки практичні задачі з геодезії та навігації, але й суто наукові задачі, що мають важливе значення у всіх науках про Землю. Принцип роботи системи дистанційного моніторингу атмосфери базується на реєстрації і обробці радіосигналів ГЛОНАСС/GPS. Система дистанційного моніторингу атмосфери призначена для отримання інформації про стан атмосфери. На основі 845 часових вимірювань тропосферної затримки на 20 станціях мережі UA-EUPOS/ZAKPOS досліджено просторово-часову нестабільність атмосфери над територією покриття активними референційними станціями

Ключові слова: GPS, атмосферна затримка, система дистанційного моніторингу атмосфери

ВСТУП

Із розвитком технічних можливостей ГНСС-вимірювань та підвищення точності координатного забезпечення появилися роботи щодо застосування ГНСС-спостережень в інших галузях наук і техніки: метеорології, фізиці атмосфери, авіації і т. д. Зокрема досліджується вміст водяної пари в нейтральній атмосфері, провадиться моніторинг геомагнітного поля і хімічного складу атмосфери, досліджується висотний розподіл фізичних параметрів, нестабільність атмосфери,

парниковий ефект, визначаються орбіти дуже низьких ШСЗ тощо.

Тропосферну затримку Δr можна одержати за результатами ГНСС-вимірювань у мережі активних референційних станцій. У цьому випадку значення Δr враховують будь-які зміни, що проходять в атмосфері в даний момент часу. Тому актуальною проблемою на сьогоднішній день є дослідження стану нейтральної атмосфери в реальному часі спостережень, що дасть можливість передбачити виникнення та переміщення тропосферних збурень.

Основна мета роботи — дослідження та аналіз просторово-часової нестабільності атмосфери

© Н. І. КАБЛАК, М. П. КАЛЮЖНИЙ,
О. В. ШУЛЬГА, В. С. ВОВК, 2017

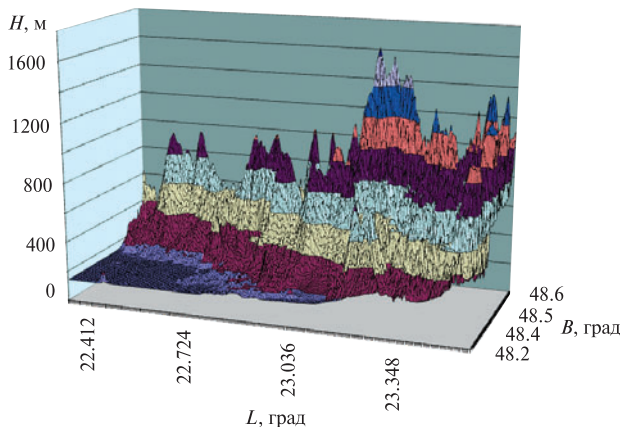


Рис. 1. Розподіл висот точок по території Закарпатської області

над територією покриття активними референтними станціями. Результати дослідження можна використати для підвищення якості передбачення погоди.

Важливим додатком даних досліджень може бути також вивчення умов виникнення такого явища, як загоризонтне поширення ультракоротких радіохвиль (УКХ). Інтерес до питання поширення ультракоротких радіохвиль пояснюється перш за все тим, що просторово-часові нестабільності індексу рефракції тропосфери обумовлюють зміну характеру поширення УКХ та призводить до появи таких явищ, як багатопроменевість і загоризонтне поширення радіохвиль (надрефракція), які негативно впливають на роботу радіокомунікаційних, навігаційних, радарних систем.

Ще одним механізмом наддалекого поширення є відбивання УКХ радіосигналів від іонізованих слідів метеороїдів, які згорають в атмосфері Землі. Розроблений в науково-дослідному інституті «Миколаївська астрономічна обсерваторія» (НДІ МАО) апаратно-програмний комплекс дозволяє в автоматичному режимі виявляти такі сигнали, реєструючи у Миколаєві на частоті 88.2 МГц сигнал загоризонтної FM-станції, розташованої в Кельце (Польща) [1, 7]. Враховуючи різницю часових характеристик, вдається при цьому виділяти групу сигналів, які не належать до метеорних, поява яких, мабуть, обумовлена

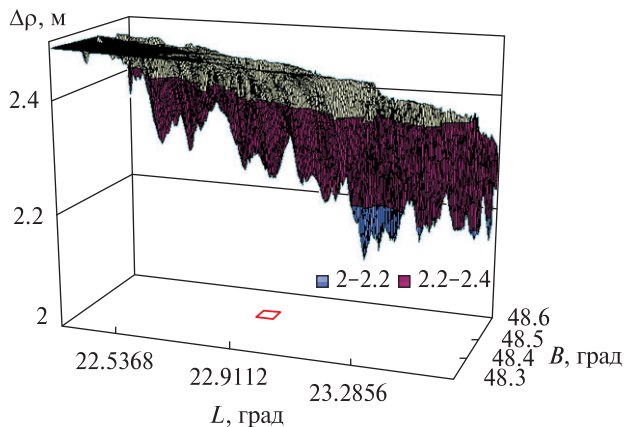


Рис. 2. Поверхня зміни тропосферної затримки на 13 липня 2012 р., UT = 12^h55^m (18 референцих станцій та 200 тис. вузлових точок сітки через кожні 250 м)

іншими механізмами наддалекого поширення УКХ. Як буде показано нижче, поява частини таких си-гналів, ймовірно, пов'язана з наявністю збурень коефіцієнта заломлення тропосфери на трасі поширення радіохвиль Миколаїв — Кельце. При цьому як критерій нестабільності атмосфери використовується величина перепаду висот ізоповірхнею тропосферної затримки. Алгоритм побудови ізоповірхні викладено у роботі [4].

ВИКЛАД ОСНОВНОГО МАТЕРІАЛУ

На даний час у мережі активних референцих станцій UA-EUPOS/ZAKPOS обробляються дані близько 90 ГНСС-станцій, розташованих на території України (GNSS-мережа Західної України — UA-EUPOS/ZAKPOS¹), Польщі (ASG-EUPOS²), Словаччини (SKPOS³), Угорщини (GNSSnet.hu⁴) та Румунії (ROMPOS⁵) [6]. Ми розробили спосіб визначення тропосферної затримки у будь-якій точці на території покриття мережею UA-EUPOS/ZAKPOS в RTK [3, 5].

З цією метою територію Закарпатської області поділено сіткою квадратів розмірами 47.9...49.1° — по широті і 22.1...24.6° — по довготі через кожні

¹ www.zakpos.zakgeo.com.ua

² www.asgeupos.pl

³ www.skpos.gku.sk

⁴ www.gnssnet.hu

⁵ www.rompos.ro

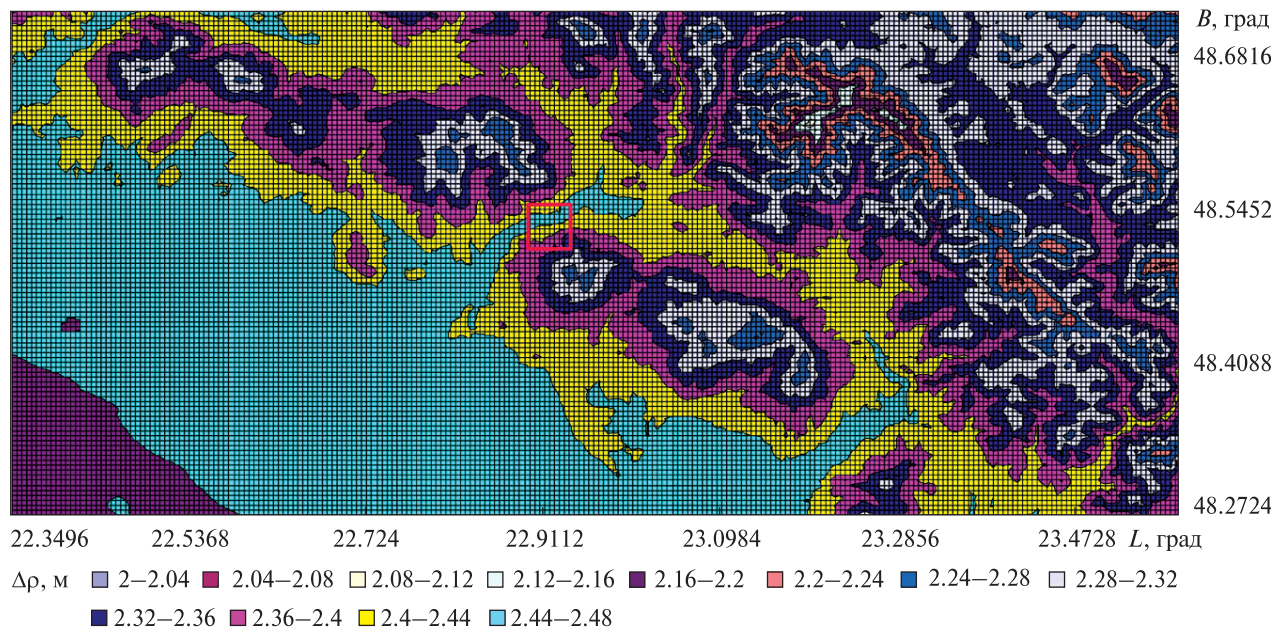


Рис. 3. Зміна тропосферної затримки на 13 липня 2012 р. у вигляді ізоліній

250 м. Отримано координати більш ніж 200 тисяч точок. Загальна площа Закарпаття складає 12800 кв. км, тобто 2.1 % усієї території України. Більшу частину території краю займають гори (найвища точка — вершина Говерла — 2061 м, а найнижча — в районі села Руські Геївці Ужгородського району — 101 м над рівнем моря). Перепад висот на частині території Закарпатської області наведено на рис. 1.

Для побудови поверхні зміни тропосферної затримки на території покриття мережею активних референсних станцій в реальному часі було використано 845 часових вимірювань тропосферної затримки на 20 станціях мережі UA-EUPOS/ZAKPOS. Технологію визначення тропосферних затримок у будь-якому пункті та на будь-якій висоті над цими пунктами мережі станцій UA-EUPOS/ZAKPOS описано в роботі [2]. Для прикладу на рис. 2 і 3 наведено поверхню зміни тропосферної затримки на частині території Закарпаття на 13 липня 2012 р. ($UT = 12^h 55^m$).

Тропосферні затримки на всіх референсних станціях мережі відомі з 1-хв інтервалом часу. Проведені дослідження дали підстави вважати можливим усереднення тропосферних затримок з 15-хв інтервалом часу.

Якщо будувати карти тропосферних затримок через певний інтервал часу, наприклад 15, 30 або (якщо потрібно) 1 хв, то можна визначити динаміку зміни стану тропосфери над територією покриття мережі референсних станцій. Переваги даної методики полягають не лише в оперативності, наочності та неперервності (через 1 хв), але й у тому, що вона не потребує знання метеопараметрів на рівні розташування референсних станцій чи проведення аерологічного зондування атмосфери. Достатньо знайти тропосферні затримки на референсних станціях мережі. При цьому так само оперативно можна знайти тропосферну затримку для будь-якого пункту з відомими геодезичними координатами.

Відмітимо, що Карпатський регіон непростий з точки зору опису (оскільки спостерігаються великі перепади висот), а розроблена методика побудови карти тропосферних затримок дає добрі результати (з точністю порядку 1.5 см). Цю методику можна застосовувати для побудови аналогічних карт для будь-якої мережі референсних станцій.

З метою дослідження стабільності атмосфери в реальному часі спостережень, було розроблено алгоритм побудови ізоповерхні тропосферних затримок

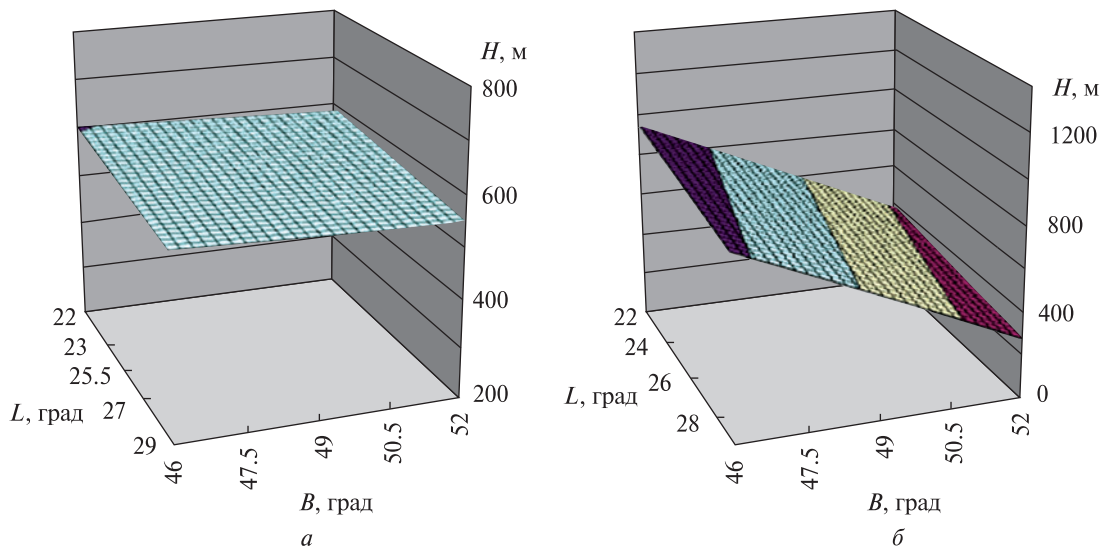


Рис. 4. Ізоповерхні для значення тропосферної затримки: *a* — станом на 7 липня 2012 р., УТ = 00^h ($\Delta\rho_{\min} = 2.323$ м), *б* — станом на 15 липня 2012 р., УТ = 12^h55^m ($\Delta\rho_{\min} = 2.329$ м)

[4]. За цією технологією побудовано ізоповерхні тропосферних затримок з 7 по 15 липня 2012 р. на різні моменти часу. На рис. 4 наведено для прикладу ізоповерхні на 7 липня (*a*) та 15 липня 2012 р. (*б*).

У таблиці наведено мінімальні та максимальні висоти над різними пунктами покриття мережі UA-EUPOS/ZAKPOS з фіксованим значенням $\Delta\rho$ та перепад висот ΔH на чотири дати спостережень.

Порівняння ізоповерхонь для чотирьох дат на конкретні моменти часу дає підстави ствер-

джувати, що 7 липня 2012 р. і 8 липня 2013 р. у тропосфері ситуація була стабільною, тобто над різними пунктами покриття мережі активних референціальних станцій UA-EUPOS/ZAKPOS ізоповерхня розташована з перепадом висот $\Delta H = 58$ і 160 м відповідно. Натомість 13 і 15 липня 2013 р. тропосфера була нестабільною, а зміна висот, на яких $\Delta\rho_{\min} = 2.323$ м і $\Delta\rho_{\min} = 2.329$ м, — надзвичайно велика ($\Delta H = 670 \dots 1000$ м).

Висоти шарів тропосфери над референціальними станціями мережі UA-EUPOS/ZAKPOS з фіксованим значенням $\Delta\rho$

Дата, липень 2012 р.	УТ	$\Delta\rho$, м	H_{\min} , м	H_{\max} , м	ΔH , м
7	00 ^h 00 ^m	2.323	543.53	601.41	57.88
		2.423	257.06	314.95	57.89
		2.223	842.60	900.49	57.89
8	10 ^h 49 ^m	2.368	496.01	656.44	160.43
		2.468	157.01	317.44	160.43
		2.268	849.63	1010.06	160.43
13	12 ^h 55 ^m	2.335	6.22	965.40	959.18
		2.435	—	582.76	—
		2.235	393.91	1364.78	970.87
15	12 ^h 55 ^m	2.329	269.02	937.69	668.66
		2.429	—	604.11	—
		2.229	617.24	1278.63	661.39

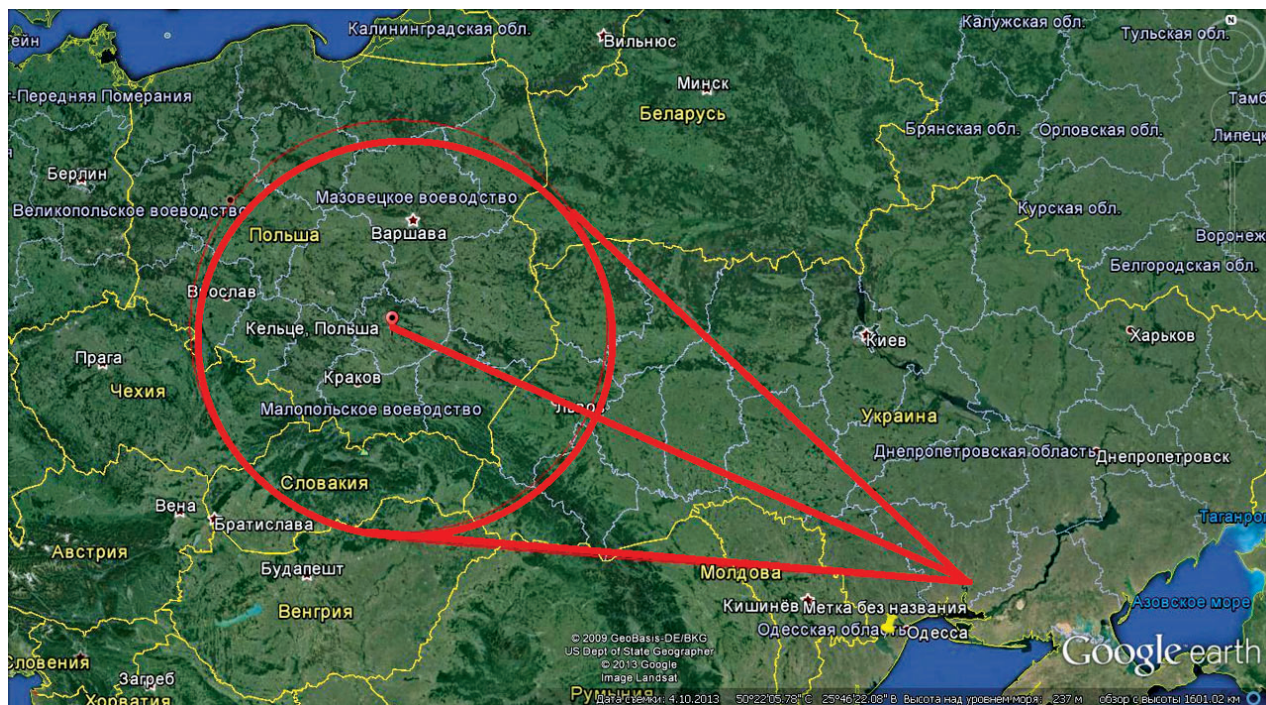


Рис. 5. Схема прийому сигналу загоризонтних FM-станцій на трасі Кельце — Миколаїв

Для аналізу ситуації, що склалася на період від 7 до 15 липня 2012 р. на конкретні моменти часу, було використано дані аерологічного зондування атмосфери у містах Чернівці, Львів на $UT = 00^h$, погодні умови на метеорологічних станціях Закарпатської області та дані наявності сигналів від загоризонтних FM-станцій на трасі Кельце — Миколаїв, що не були віднесені до метеорних.

Дані наявності таких сигналів на трасі Кельце — Миколаїв наведено у працях [1, 7], де розглянуто аспекти спостережень та результати досліджень метеорної активності радіотехнічними засобами в НДІ МАО. Обробка масивів даних провадиться за допомогою розробленої в НДІ МАО програми автоматичного детектування метеорів. Фрагменти аудіосигналу FM-радіостанції тривалістю менше 10 с вважаються метеорами, з більшою тривалістю — явищами, обумовленими іншими механізмами загоризонтного розповсюдження радіохвиль, в тому числі наявністю надрефракції внаслідок збурень коефіцієнта заломлення тропосфери. На рис. 6 чітко видно, що 7 та 8 липня 2012 р. практично не спостерігаються сигнали

загоризонтних FM-станцій, не віднесені до метеорів, і навпаки, 13 липня 2012 р. тривалість таких сигналів була значною. Ще більше неметеорних сигналів спостерігається 15 липня 2012 р.

Для конкретизації метеорологічної ситуації на трасі Кельце — Миколаїв на рис. 7 показано щогодинні зміни тривалості неметеорних загоризонтних сигналів (δ_h) з 13 липня 2012 р. до початку 16 липня 2012 р. Позначкою відмічено значення δ_h на 13 та 15 липня 2012 р. ($UT = 13^h$).

Отже, з 3 до 9 липня 2012 р. загоризонтних сигналів, не віднесених до метеорних, на трасі Кельце — Миколаїв не спостерігається (рис. 5). 7 липня 2012 р. ізоповверхня розташована з перепадом висот $\Delta H = 58$ м (таблиця, рис. 4, а) та різниця атмосферних затримок $\delta\Delta\tau = 0.15$ м. Погодні умови на метеостанціях у зоні покриття мережею референціальних станцій ZAKPOS були стабільними. Все це дає підстави стверджувати, що метеорологічна ситуація на висотах розміщення референціальних станцій і вище була стабільною.

Демо аналогічний аналіз на 13 та 15 липня 2012 р. Тривалість неметеорних сигналів 12 липня

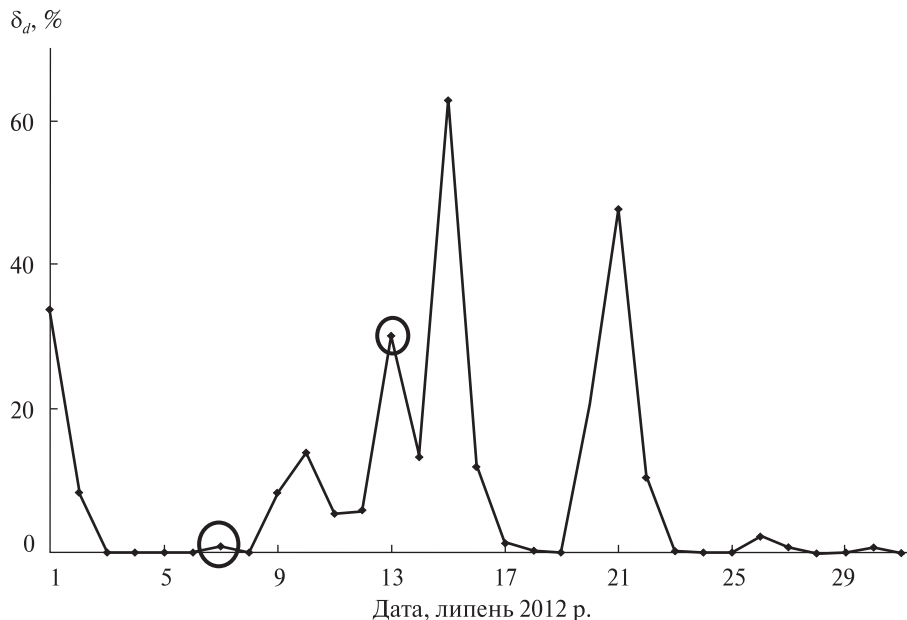


Рис. 6. Фрагмент тропосферних збурень у липні 2012 р. на трасі Кельце — Миколаїв; δ_d — тривалість спостереження (у процентах від тривалості доби) сигналів загоризонтних FM-станцій, не пов'язаних з метеорними відображеннями

була незначною (рис. 6), але вже о 6 год 13 липня їхня тривалість різко зростає (рис. 7) з наступним спадом, і з 9 год до 12 год вони практично не спостерігалися. О 13 год тривалість неметеорних сигналів досягла 30%. На момент часу 12^h55^m побудовано три ізоповерхні тропосферних затримок, зміна висот ΔH на яких (таблиця) надзвичайно велика, а $\delta\Delta\rho = 0.16$ м. Сигнали загоризонтних FM-станцій, не віднесені до метеорних, спостерігалися аж до початку наступної доби.

14 липня 2012 р. спостерігалася більш стабільна атмосфера. Проте у першій половині ночі 14/15 липня ситуація змінюється на різке збільшення тривалості неметеорних сигналів. Так, 15 липня 2012 р. о 00^h00^m спостерігається максимальне значення δ_h (рис. 7). Ізоповерхню побудовано на $UT = 12^h55^m$ (рис. 4, б), значення δ_h на цей момент часу дорівнює 60% (рис. 7), $\Delta H = 670$ м (таблиця), а $\delta\Delta\rho = 0.18$ м. З 14 до 20 год тривалість неметеорних сигналів різко зростала і досягла максимального значення.

Розглянуті зміни тривалості сигналів загоризонтних FM-станцій, не віднесені до метеорних, на трасі Кельце — Миколаїв дають підстави вважати, що ці сигнали, скоріше за все, зумовлені поя-

вою свехрефракції внаслідок збурень коефіцієнта заломлення тропосфери, а отже, на деякій частині (якщо не на всій) покриття мережею референціальних станцій ZAKPOS атмосфера була нестабільною.

На підтвердження такого висновку приведемо опис метеорологічної ситуації, яка спостерігалася протягом цього періоду. У Закарпатській області 7 і 8 липня 2012 р. була малохмарна погода без опадів. 12 липня 2012 р. з $UT = 06^h$ до $UT = 18^h$ спостерігався зливовий дощ, шквали вітру, 13 липня дощу не було, 14 липня вночі спостерігався дощ до $UT = 06^h$, а потім дощу не було. На 15 липня 2012 р. у Закарпатській області спостерігалися шквали вітру, буревій, зливи, гроза, град.

У Закарпатському центрі гідрометеорології повідомили такий факт. 12 липня 2012 р. на Березнянщині сильним шквалистим вітром позносило 200 покрівель, у результаті шторму розірвало електричні дроти. Потім циклонічний вихор зірвався з Карпатських гір і пройшов на територію Прикарпаття і далі на схід. Відтак наробив шкоди у п'яти областях України. Тому Львівський гідрометеоцентр завжди бере до уваги штормові попередження ужгородських синоптиків. Така ситуація, як стверджують спеціалі-

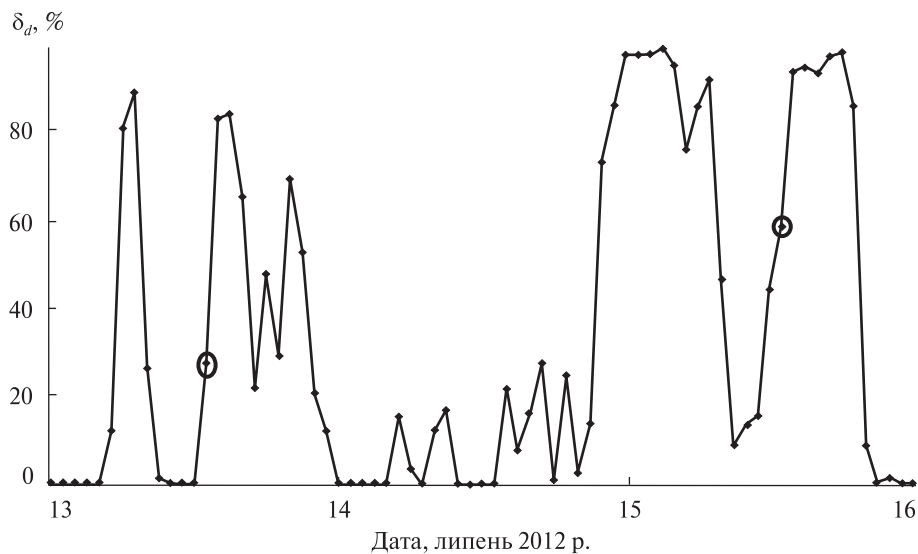


Рис. 7. Фрагмент щогодинних тропосферних збурень за період з 13 по 16 липня 2012 р. на трасі Кельце — Миколаїв; δ_h — тривалість спостереження сигналів загоризонтних FM-станцій, не пов'язаних з метеорними відображеннями (у процентах від 1 год)

ти, буває раз на 2—3 роки [<http://zakarpattya.net.ua/News/106203-Zakarpatski-synoptyky>].

Отже, побудувавши ізоповерхні тропосферних затримок на кожний момент часу спостережень, можна визначити області стабільного стану атмосфери на певних висотах протягом певного інтервалу часу.

Якщо побудовані ізоповерхні вказують на просторово-часову нестабільність атмосфери, потужність якої з плином часу зростає, то це означає перенесення тропосферних збурень над даною територією. Звідси висновок, що динамічна карта ізоповерхонь Δr над мережею референцих станцій дає можливість передбачити не лише сферично-симетричний стан тропосфери, а й виникнення та переміщення тропосферних збурень. 4D-поля тропосферних затримок можна використовувати для передбачення стихійних явищ, тобто застосовувати для потреб метеорології.

ВИСНОВКИ

Побудовано поверхню зміни тропосферної затримки на основі даних 18 референцих станцій та інтерполяційних методів для визначення тро-

посферної затримки на 200000 вузлових точках регулярної планово-висотної сітки на прикладі Закарпатської області. Такий метод побудови поверхонь зміни тропосферної затримки можна застосувати для будь-якої території, що покривається мережею референцих ГНСС-станцій. Результати виконаних досліджень показали, що середня квадратична похибка просторової інтерполяції становить близько 2 см із середнім квадратичним відхиленням 0.2 см у межах території покриття мережі. Вперше розроблено технологію побудови ізоповерхонь тропосферних затримок. Ідея даної технології полягає у знаходженні висот над референцими станціями з однаковими значеннями тропосферних затримок. Динамічна карта таких ізоповерхонь над територією покриття референцими станціями дає можливість передбачити виникнення та переміщення тропосферних збурень, а 4D-поля тропосферних затримок можна використовувати для передбачення стихійних явищ.

Порівняльний аналіз зміни перепадів висот ізоповерхні тропосферної затримки и тривалості не метеорних сигналів загоризонтних FM-станцій, зареєстрованих на трасі Кельце — Миколаїв у пе-

ріод з 7 по 15 липня 2012 р., показав, що найбільш ймовірною причиною появи більшої частини таких сигналів є виникнення надрелракції, викликаного збуреннями коефіцієнта заломлення тропосфери внаслідок інтенсивних метеорологічних процесів, які спостерігались у цей час на радіотрасі Кельце — Миколаїв.

1. Бушуев Ф. И., Калужный Н. А., Сливинский А. П. и др. Использование сигналов вещательных FM-станций для исследований численности метеоров // Космічна наука і технологія. — 2011. — 17, № 3. — С. 72—82.
2. Кабляк Н. И. Технология определения тропосферных задержек в сети активных референциальных станций ZAKPOS/UA-EUPOS // Кинематика и физика небес. тел. — 2013. — 29, № 4. — С. 73—80.
3. Кабляк Н. И. Розробка технології визначення тропосферних затримок для GNSS спостережень в реальному часі // Геодезія, картографія і аерофотознімання. — 2012. — Вип. 76. — С. 3—7.
4. Кабляк Н. И. Алгоритм побудови ізоплощин тропосферних затримок в реальному часі спостережень // Нові технології в геодезії, землевпорядкуванні та природокористуванні: Зб. матер. 6 міжнар.-практ. конф. — Ужгород, 2012. — С. 185—186.
5. Кабляк Н. И. Методика визначення впливу тропосфери на результати GNSS вимірювань у мережі активних референціальних станцій // Сучасні досягнення геодезичної науки та виробництва. — 2013. — № 1 (25). — С. 62—66.
6. Савчук С., Проданець І., Калинич І. Перша мережа активних референціальних станцій в Україні ZAKPOS. Етапи становлення та початок діяльності // Геопроект. — 2010. — № 1. — С. 16—23.
7. Сливинский А. П., Шульга А. В., Бушуев Ф. И. и др. Исследование плотности метеорных потоков по сигналам FM станций в НИИ НАО // Дистанционное радиозондирование ионосферы: Сб. тез. конф. молодых ученых. — Харьков, 2011. — С. 35.

Стаття надійшла до редакції 01.02.17

REFERENCES

1. Bushuev F. I., Kalyuzhny N. A., Slivinsky A. P., Shulga A. V. The use of FM-signals of broadcasting stations for meteor activity investigation. *Kosm. nauka tehnol.*, 17 (3), 72—82 (2011) [In Russian].
2. Kablak N. I. The technology of the tropospheric delay in network of active reference stations ZAKPOS / UA-EUPOS. *Kinematics and Physics of Celestial Bodies*, 29 (4), 73—80 (2013).
3. Kablak N. I. Development of technology of tropospheric delay for GNSS observations in real time. *Geodesy and Cartography astrophoto pictures*, N 76, 3—7 (2012).
4. Kablak N. I. Algorithm for construction of isosurfaces of tropospheric delays in real-time observations / New technologies in geodesy, land management and environmental management: 6th Intern. Pract. Conf., October 24-27, 2012: Proc. - Uzhhorod: Hoverla, 2012.: 185—186.
5. Kablak N. I. Method of determining the impact on results troposphere GNSS — measuring network of active reference stations. *Recent advances in geodetic science and industry*, N 1 (25), 62—66 (2013).
6. Savchuk S., Prodanets I., Kalynych I. Creation of ZAKPOS active network reference stations for Transcarpathian region of Ukraine. — Berlin.(2008).
7. Slivinsky A. P., Shulga A. V., Bushuev F. I., Kalyuzhny N. A., Kozyryev Ye. S., Vovk V. S. Investigation of the density of meteor showers in the RI NAO using signals of FM stations. The Abstract Book of the Young Sci. Conf. «Remote radio sounding of the ionosphere», P. 35 (2011).

Н. И. Кабляк¹, М. П. Калужный²,
А. В. Шульга², В. С. Волк²

¹ Ужгородский национальный университет

² Научно-исследовательский институт «Николаевская астрономическая обсерватория», Николаев

ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ВЫЯВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-ВРЕМЕННОЙ НЕСТАБИЛЬНОСТИ АТМОСФЕРЫ В СЕТИ АКТИВНЫХ РЕФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ UA-EUPOS/ZAKPOS

Современные сети активных референциальных станций дают возможность решать не только практические задачи геодезии и навигации, но и чисто научные задачи, имеющие важное значение в науках о Земле. Принцип работы системы дистанционного мониторинга атмосферы базируется на регистрации и обработке радиосигналов ГЛОНАСС/GPS. Система дистанционного мониторинга атмосферы предназначена для получения информации о состоянии атмосферы. На основе 845 временных измерений тропосферной задержки на 20 станциях сети UA-EUPOS/ZAKPOS исследованы пространственно-временную нестабильность атмосферы над территорией покрытия активными референциальными станциями.

Ключевые слова: GPS, атмосферная задержка, система дистанционного мониторинга атмосферы.

N. I. Kablak¹, N. P. Kaliuzhnyi², A. V. Shulga², V. C. Vovk²

¹ Uzhgorod National University

² Research Institute “Mykolaiv Astronomical Observatory”

PRACTICAL IMPLEMENTATION OF DETECTION
OF SPATIOTEMPORAL ATMOSPHERE INSTABILITY
IN THE NETWORK OF ACTIVE REFERENCE
STATIONS UA-EUPOS/ZAKPOS

A modern network of active reference stations allows you to not only solve the practical tasks of geodesy and navigation but also purely scientific problems that are important in all geo-

sciences. The principle of operation of an atmosphere remote monitoring system is based on the registration and processing of GLONASS/GPS signals. Such system is designed to obtain information about the state of the atmosphere. Basing on 845 time measurements of troposphere delay by 20 stations of UA-EUPOS/ZAKPOS network, we have studied the spatiotemporal instability of the atmosphere over the territory covering active reference stations.

Keywords: GPS, Atmospheric delay, System for remote monitoring of the atmosphere.

doi: <https://doi.org/10.15407/knit2017.01.063>

УДК 528.3

П. П. Сухов, В. П. Епишев, К. П. Сухов, Г. Ф. Карпенко, И. И. Мотрунич

¹ Научно-исследовательский институт «Астрономическая обсерватория» Одесского национального университета им. И. И. Мечникова, Одесса

² Лаборатория космических исследований Ужгородского национального университета, Ужгород

РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЛЕКСНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ НА ОРБИТЕ ГЕОСИНХРОННОГО СПУТНИКА «SBIRS-GEO-2»

Новое поколение геосинхронных спутников SBIRS системы раннего предупреждения ВВС США призвано заменить предыдущие спутники DSP-серии. В настоящее время с территории Украины можно наблюдать несколько ГСС серии DSP и один «SBIRS-Geo-2». За два года по двум спутникам получено более 30 кривых блеска в фотометрической системе В, V, R. В результате комплексных фотометрических и координатных исследований предложена модель поведения на орбите «SBIRS-Geo-2» в сравнении с поведением на орбите спутника DSP. Спутники DSP обеспечивают мониторинг земной поверхности до широт $\pm 83^\circ$ с периодом 50 с. Количество спутников серии DSP должно быть до восьми. Для контроля всей поверхности Земли, в том числе полярных регионов, с 15...16-с интервалом достаточно иметь на геостационарной орбите четыре спутника серии SBIRS, расположенных через 90° вдоль экватора. Такие выводы были сделаны на основе анализа фотометрических и координатных наблюдений с использованием моделирования динамики их поведения на орбите.

Ключевые слова: геостационарный спутник, кривая блеска, «SBIRS-Geo», DSP, фазовый угол.

Геосинхронные спутники (ГСС) серии SBIRS (Space Based Infrared System) — новое поколение космических аппаратов системы раннего предупреждения BMEWS (*Ballistic Missile Early Warning System*) ВВС США, которые должны заменить спутники серии DSP (Defense Support Program). Задача SBIRS — обнаружение стартов ракет по факелам менее чем за 20 с, идентификация боевых и ложных целей на среднем участке полета. Кроме контроля космических

запусков, SBIRS могут фиксировать метеоры, болиды, лесные пожары, большие и маленькие ракеты, вход КА в атмосферу, надводные взрывы, а также вести разведку территорий военных действий в ИК-диапазоне [<http://mwrf.com/systems/update-sbirs-geo-satellites-track-missiles-using-infrared-data>, http://en.wikipedia.org/wiki/Space-Based_Infrared_System].

По состоянию на декабрь 2016 г. группировка SBIRS состоит из четырех КА: два ГСС — «SBIRS-Geo 1» (2011-019A) и «SBIRS-Geo-2» (2013-011A), а также два спутника на высокоэл-

© П. П. СУХОВ, В. П. ЕПИШЕВ, К. П. СУХОВ,
Г. Ф. КАРПЕНКО, И. И. МОТРУНИЧ, 2017

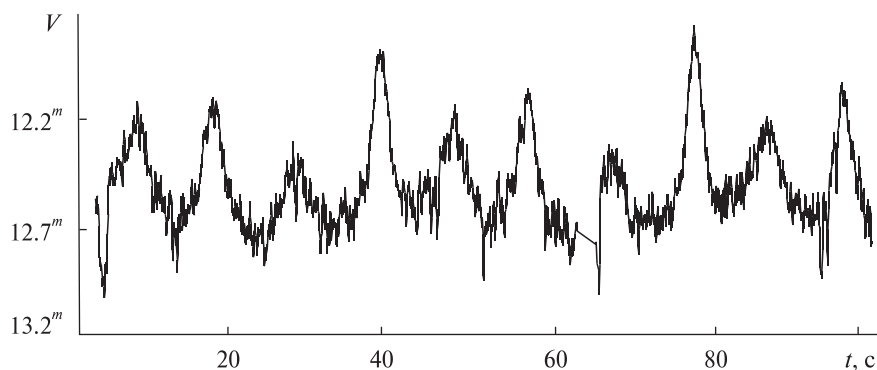


Рис. 1. Фрагмент кривой блеска ГСС DSP-18, V-фильтр, 30 сентября 2014 г, $T_3 = 0.2$ с

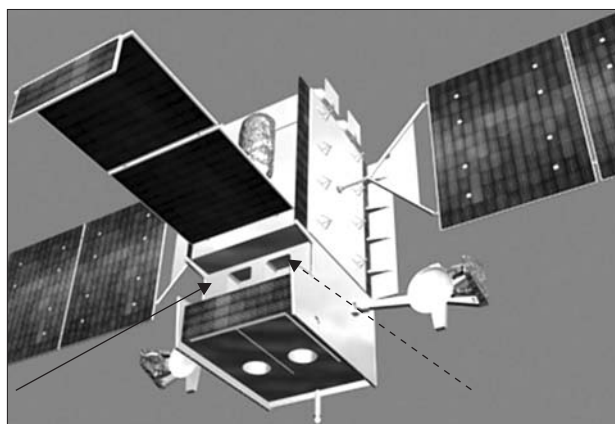


Рис. 2. Вид «SBIRS Geo-2». Пунктирная стрелка — scanner sensor, сплошная стрелка — starrer sensor

липтической орбите — USA 184 (2006-027A) и USA 200 (2008-010A).

Платформа A2100M для КА SBIRS разработана фирмой Lockheed Martin. Полезная нагрузка из двух ИК-телескопов системы короткой Шмидт и двух ИК-датчиков — фирмой Northrop Grumman. Датчик широкого поля с углом $FOW = 14^\circ$ (scanner sensor) — для пошагового обзора поверхности Земли за короткое время (режим «стеклоочистителя»). Датчик узкого поля с углом $FOW = 4^\circ$ (starrer sensor) — для детального просмотра конкретной области. Сканеры могут работать независимо. Масса спутника на орбите 2 547 кг, мощность нагрузки — около 345 Вт. Размер КА на орбите — $14.81 \times 6.83 \times 6.00$ м. Начальная долгота подспутниковой точки $\lambda = 23^\circ E$, наклон орбиты $i = 4.9^\circ$, эксцентриситет $e = 0.0003$.

Для сканирования поверхности Земли КА предыдущего поколения семейства DSP враща-

ются вокруг своей продольной оси со скоростью шесть оборотов в минуту. На рис. 1 приведен фрагмент кривой блеска ГСС DSP-18, переведенного в 2009 г. с $\lambda = 145^\circ E$ на $\lambda \approx 20^\circ E$.

Данный КА, как и большинство других из этой серии, начиная с DSP-14, имеет четыре панели солнечных батарей (СБ). Таким образом, при одном обороте этого КА вокруг собственной оси на кривой его блеска будет наблюдаться четыре максимума. Из приведенной кривой видно, что период появления этих максимумов $P_M = 10.44$ с, а шесть оборотов КА будут длиться 62.64 с. Из информации об этом КА следует, что он сканирует один и тот же район земной поверхности через примерно 50 с. То есть, ось оптики телескопа должна описывать в пространстве конус за шесть оборотов КА вокруг собственной продольной оси ($P = 62.64$ с). То, что ось собственного вращения данного КА изменяет свое направление даже на одном обороте, частично можно объяснить разной по величине амплитудой изменения блеска от различных СБ (рис. 1).

Согласно опубликованным данным ГСС SBIRS используют иной принцип сканирования земной поверхности. Внутри двигающейся платформы КА, представляющей параллелепипед, находятся два телескопа (рис. 2). Сканирование производится с помощью двух поворачивающихся по двум координатам зеркал, расположенных в окнах на одной из граней корпуса КА. Кроме двух панелей СБ, на спутнике расположена еще одна, согнутая на конце под углом 90° , калибровочная для ИК-диапазона.

Наблюдения данного ГСС проводились с использованием скоростного фотометра на основе



Рис. 3. Блок-схема электрофотометра-колориметра

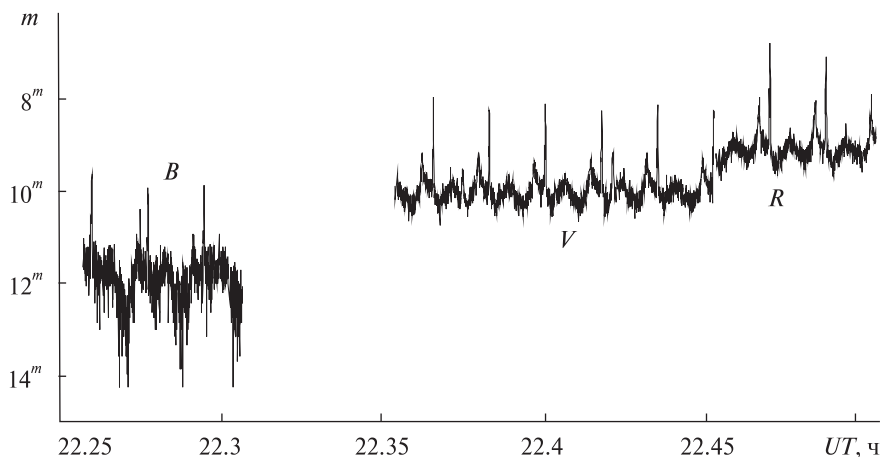


Рис. 4. Кривые блеска «SBIRS-Geo-2» в полосе B (22.25 — 22.30 ч), V (22.35 — 22.45 ч), R (22.45 — 22.50 ч), полученные 29 августа 2014 г. ($T_3 = 0.1$ с, фазовый угол 7°)

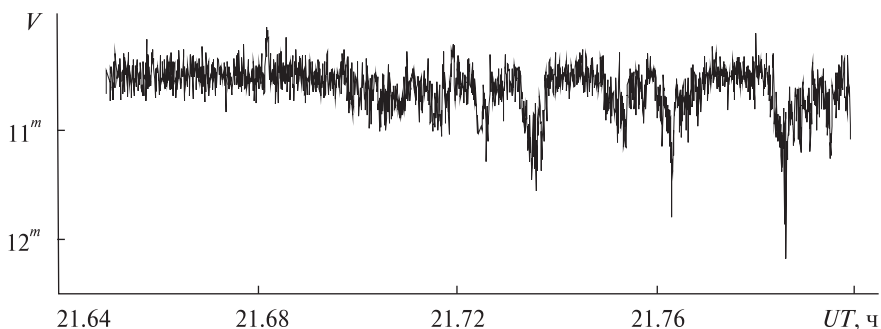


Рис. 5. Кривая V -блеска «SBIRS-Geo-2», полученная 1 октября 2014 г. ($T_3 = 0.2$ с, фазовый угол 15°)

ФЭУ-79, работающего в режиме счета импульсов. Блок-схема электрофотометра-колориметра приведена на рис. 3. Электрофотометр-колориметр включает: касегреновский телескоп диаметром главного зеркала 50 см, фотоэлектронный умножитель ФЭУ-79, ШПУ — широкополосный усилитель-дискриминатор с полосой пропускания до 100 МГц, оптико-механический блок (ОМБ), включающий вращающуюся по заданной программе турель с B , V , R -светофильтрами, линзу Фабри, стабилизированный по току и температуре эталонный источник света на основе светодиода АЛ-102 [4]. Фотокатод ФЭУ охлаждается полупроводниковыми эле-

ментами на основе эффекта Пельтье с точностью до 0.5°C . В ОМБ имеется набор диафрагм, обеспечивающий поле зрения $40''$, $25''$ и $10''$. Реализована «прыгающая» диафрагма — после получения заданного программой количества отсчетов от объекта, диафрагма с помощью электромагнита «прыгает» на фон рядом с объектом.

Калибровка проводилась по звездам спектральных классов $G2$ — $G8$ широкополосного $WBVR$ -каталога ГАИШ [2]. Он представителен и достаточно равномерно охватывает экваториальную зону. Для оперативного учета мгновенного значения коэффициента экстинкции применялся метод пары разновысотных звезд.

При обработке результатов фотометрии использовался пакет прикладных программ, составленный Г.Ф. Карпенко, в такой последовательности: выведение блеска КА за атмосферу и приведение его к стандартной фотометрической системе Джонсона → приведение блеска КА на расстояние 36000 км → вычисление фазовых углов для моментов наблюдения и построение фазовой кривой блеска → вычисление эффективных площадей отражения для наблюдаемых значений фазовых углов → приведение блеска, эффективных площадей отражения и других характеристик КА на фазовые углы $\psi = 0^\circ$ и $\psi = 25^\circ$.

За период с 22 августа 2014 г. по сентябрь 2016 г. в пункте наблюдения Маяки (Одесская обл.) авторами получено более 30 кривых блеска в полосах B , V , R . На рис. 4 и 5 показаны выбранные кривые блеска «SBIRS-Geo-2», полученные при малых фазовых углах спутника ψ и близких временах экспозиции T_ψ .

Наиболее информативной оказалась запись блеска в полосах B , V , R за 29 августа 2014 г., когда удалось зарегистрировать ряд зеркальных бликов, наиболее ярких в красной области (полоса R) на фоне периодического изменения блеска с наибольшей по величине амплитудой в полосе B (рис. 4), что практически наблюдалось на большинстве кривых. Когда Солнце было западнее объекта в канале R , такая периодичность изменения блеска не наблюдалась.

Результаты позиционных наблюдений и наличие зеркальных бликов на кривых блеска позволили надежно определить на интервалах наблюдений положение «SBIRS-Geo-2» на орбите, направления «спутник — центр Земли» и нормали к бликующей детали, фазовый угол, изменение долготы и широты подспутниковой точки и другие углы в экваториальной спутникоцентрической системе координат. Вектор нормали определялся по методу, описанному в работе [1]:

$$\vec{n} = \vec{v}_\odot + \vec{v}_s,$$

где

$$\vec{v}_\odot = \begin{bmatrix} \cos \alpha_\odot \cos \delta_\odot \\ \sin \alpha_\odot \cos \delta_\odot \\ \sin \delta_\odot \end{bmatrix}$$

и

$$\vec{v}_s = \begin{bmatrix} \cos \alpha \cos \delta \\ \sin \alpha \cos \delta \\ \sin \delta \end{bmatrix}$$

— экваториальные координаты направлений «спутник — Солнце» и «спутник — наблюдатель». Тогда экваториальные координаты направления нормалей будут равны

$$\vec{n} = [X_n, Y_n, Z_n]^T,$$

$$\alpha_n = \arctg[Y_n/X_n],$$

$$\delta_n = \arcsin Z_n.$$

Вычисление фазового угла. Вычисление фазовых углов спутника ψ_i на моменты наблюдений $\{T_i\}$ ($i = 1, N$):

$$\cos \psi_i = \frac{(\vec{v}_{\odot S}^i \cdot \vec{v}_{SO}^i)}{d \cdot |\vec{v}_{\odot S}^i|},$$

где d — топоцентрическое расстояние КА,

$$\vec{v}_{SO}^i = -d \cdot \begin{bmatrix} \cos \alpha_i \cdot \cos \delta_i \\ \sin \alpha_i \cdot \cos \delta_i \\ \sin \delta_i \end{bmatrix} \quad (1)$$

— вектор «спутник — наблюдатель», α_i и δ_i — прямое восхождение и склонение КА в момент T_i , $\vec{v}_{\odot S}^i = \vec{v}_{\odot O} + \vec{v}_{OS}^i$ — вектор «спутник — Солнце»,

$$\vec{v}_{\odot O} = R_{AE} \begin{bmatrix} \cos \alpha_\odot \cdot \cos \delta_\odot \\ \sin \alpha_\odot \cdot \cos \delta_\odot \\ \sin \delta_\odot \end{bmatrix}$$

— вектор «Солнце — наблюдатель», $R_{AE} = 1.49597 \times 10^8$ км — среднее расстояние от Земли до Солнца, α_\odot и δ_\odot — координаты Солнца на момент наблюдения, $\vec{v}_{OS}^i = -\vec{v}_{SO}^i$ — вектор «наблюдатель — спутник» в момент времени T_i .

Эффективную площадь отражения спутника $S\gamma_\lambda$ можно оценить так:

$$S\gamma_\lambda = d^2 \cdot 10^{(m_\odot - m_\lambda)/2.512} \cdot \sec \psi, \quad (2)$$

где m_λ — наблюдаемая звездная величина, γ_λ — цветовой коэффициент отражения от поверх-

ности КА. Все величины, входящие в формулу (2), могут быть достаточно надежно измерены или рассчитаны на основе наблюдений. Параметр $S\gamma_\lambda$ для однотипных объектов зависит от пространственной ориентации КА, долготы подспутниковой точки и координат наблюдателя.

В табл. 1 приведены оценки динамических характеристик ГСС «SBIRS-Geo-2» за 22 и 29 августа 2014 г.: экваториальные координаты Солнца (α_\odot , δ_\odot) и наблюдателя (α_0 , δ_0) на интервале наблюдений; геоцентрические координаты α_g , δ_g спутника на орбите; экваториальные координаты направления нормали к бликующей детали на объекте (α_n , δ_n) и направления вектора движения КА по орбите (α_x , δ_x); значение угла ν между направлениями от КА к центру Земли и нормалью к бликующей детали; значение фазового угла ψ ; долгота λ и широта φ положения объекта на орбите; видимая скорость ω_λ , ω_φ перемещения КА по

долготе и широте на момент наблюдений. Географические координаты пункта наблюдения (Одесса) составляют $\lambda = 30.27^\circ$ и $\varphi = 46.40^\circ$.

Как показал анализ, вид кривых изменения блеска «SBIRS-Geo-2» существенно зависит от положения Солнца относительно объекта (западное или восточное) и положения КА относительно местного меридиана. Спутник не только вращается вокруг Земли с суточным периодом, но и осуществляет либрационное движение вдоль экватора в пределах $9...10^\circ$. Например, среднее значение его долготы составляло $\lambda \approx 28.5^\circ$ для наблюдений 29 августа 2014 г. и $\lambda \approx 20.6^\circ$ для 3 мая 2016 г.

Наиболее четко изменения блеска во всех трех цветовых каналах проявляется, когда КА во время наблюдений практически находится в районе местного меридиана пункта наблюдений, а Солнце подсвечивает его с восточной стороны. Если Солнце находится западнее КА, изменение его блеска, в том числе и глубокие провалы (рис. 5), проявляются в основном в синих и желтых лучах.

Таблица 1. Расчетные значения динамических характеристик ГСС «SBIRS-Geo-2»

Параметры	22 августа 2014 г.	29 августа 2014 г.
<i>UT</i>	$22^h34^m30^s$ — $22^h40^m50^s$	$22^h15^m00^s$ — $22^h29^m40^s$
α_\odot , град	151.85	158.25
δ_\odot , град	11.56	9.13
α_0 , град	158.95...160.54	160.78...164.27
δ_0 , град	8.37...8.23	8.21...7.87
α_g , град	159.07...160.65	160.93...164.43
δ_g , град	1.31...1.17	1.16...0.85
α_n , град	—	159.51...161.27
δ_n , град	—	8.67...8.51
α_x , град	249.12...250.64	250.48...253.98
δ_x , град	2.01...2.02	2.06...2.08
ν , град	9.41...9.80	7.65...8.28
ψ , град	7.68...9.17	2.67...6.08
λ , град	28.95...28.94	28.52...28.49
φ , град	-1.31...-1.17	-1.16...-0.86
ω_λ , град/мин	0.0016	0.0017
ω_φ , град/мин	0.0233	0.0205

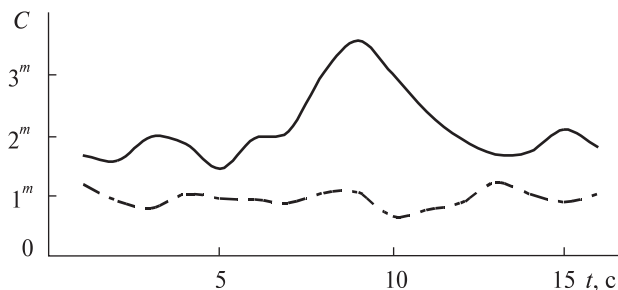


Рис. 6. Изменение колор-индекса «SBIRS-Geo-2» 29 августа 2014 г. за период $P_0 = 15.66$ с. Верхняя кривая — $B-V$, нижняя — $V-R$

Это вызвано, на наш взгляд, периодическим затенением дальней от наблюдателя панели солнечных батарей корректирующей ИК-панелью. Довольно слабая периодичность в изменениях блеска проявляется, когда объект удален на некоторое угловое расстояние от местного меридиана на запад.

Таким образом, ориентация КА «SBIRS-Geo-2» представляется следующей. КА размещен на орбите так, что его продольная ось совпадает с направлением вектора его движения по орбите в восточном направлении. Сторона объекта, на которой размещены окна с зеркалами и калибровочная в ИК-диапазоне панель, обращена к земной поверхности. Световой поток от КА к наблюдателю формируется панелями солнечных батарей, калибровочной панелью и гранями корпуса. Его периодическое изменение наиболее четко по амплитуде проявляется в синей полосе B , потом в желтой полосе V и далее — в красной R -полосе, что указывает на колебательное движение корпуса ГСС и панелей солнечных батарей вокруг продольной оси КА с периодом $P = 62.64$ с. Информация о колебательных движениях корпуса ГСС в открытых источниках не приводится.

Когда ГСС находится вблизи местного меридиана, а Солнце в нижней кульминации пересекает местный меридиан, у наблюдателя появляется возможность увидеть зеркальные отблески от одного из зеркал, развернутого под углом к северной части земного полушария. Наблюдения 29 августа 2014 г., когда удалось зафиксировать такие отблески, показали, что такая возможность на практике маловероятна. Она реальна только в моменты пребывания данного ГСС

вблизи местного меридиана на фазовых углах не более $6.0 \dots 6.5^\circ$, причем направления со спутника на Солнце и наблюдателя по координате δ должны почти совпадать (в пределах 1.5°). Это связано с глубоким размещением зеркал в окнах корпуса КА и их быстрым вращением. Ко всему сюда еще добавляется погодный фактор и периодическое пребывание КА в тени Земли. Вращение зеркал происходит с периодом $P_0 = 15.66$ с. Так что за один полный колебательный период 62.64 с они успевают четыре раза сканировать полосу шириной 9000 км в северном и южном полушариях вплоть до полюсов.

Наблюдаемые на кривой блеска за 29 августа 2014 г. зеркальные блики на вершинах нескольких максимумов блеска в фильтре R , порождены не вращающимися зеркалами, а отражением света от согнутой под прямым углом части калибровочной панели, в моменты, когда в результате колебаний КА она достигает максимального отклонения в северном направлении. Это позволило нам оценить величину угла такого колебания, совершаемого корпусом КА вокруг своей продольной оси. Его значение $\nu - \delta_g$ на момент наблюдений, было близким к 7° . То есть, КА осуществляет колебания на угол $7.0 \dots 7.5^\circ$ в одну и другую стороны, и таким образом расширяет длину контролируемой полосы земной поверхности с захватом обоих полюсов, в то время как предыдущие поколения спутников такой системы сканируют земную поверхность до широт $\pm 83^\circ$.

В табл. 2 для данного ГСС на три даты наблюдений приведены: экспозиция T_s и склонение Солнца δ_\odot , используемые цветовые каналы B, V, R фотометра, значения стандартизированной звездной величины m КА на фазовых углах $\Psi = 0$ и 25° (погрешность 0.05^m), значения цветового коэффициента γ_λ отражения от поверхности КА (погрешность ± 0.02), эффективная отражательная площадь $S\gamma_\lambda$. Отражательная эффективная площадь $S\gamma_\lambda$ вычислялась по формуле (2). Вычисленное значение угла наклона панелей солнечных батарей к лучу зрения составило $\varepsilon \approx 1^\circ$.

В случае зеркальных бликов, появляющихся при определенных условиях, проводилось сглаживание кривой с использованием фазовой функ-

Таблица 2. Фотометрические характеристики «SBIRS-Geo-2»

Дата, 2014 г.	T_s , с	δ_{\odot}	Sp	m ($\psi = 0^\circ$)	m ($\psi = 25^\circ$)	γ_λ	$S\gamma_\lambda, M^2$ ($\psi = 0^\circ$)
29 августа	0.1	+09°07'	B	14.23 ^m	14.33 ^m	0.003	0.128
			V	12.41	12.52	0.180	0.377
			R	10.40	10.50	0.035	1.49
30 августа	0.1	+08°46'	B	13.398	13.505	0.006	0.274
			V	9.465	9.573	0.132	5.611
			R	10.172	10.28	0.021	1.823
01 октября	0.2	-03°11'	V	12.36	12.47	0.009	0.396

ции модели КА в виде пластины с диффузным ламбертовским рассеиванием. Проводя процедуру интерпретации участка диффузной составляющей, предложенной в работе [3], на нулевой фазовый угол, можно вычислить соответствующее значение $(S\gamma_\lambda)_0$ для нулевой фазы.

Именно, данные колор-индексов и стандартизованных значений блеска m в разных полосах (рис. 6) подтверждают, что в отраженном от данного КА световом потоке преобладает «красная» составляющая. Но периодические колебания КА и затенения панелей солнечных батарей ярче проявляются в синей составляющей.

ВЫВОДЫ

В результате выполненных исследований и компьютерного анализа предлагается следующая модель функционирования на орбите представителя нового поколения американской системы раннего предупреждения «SBIRS-Geo-2» в сравнении с более ранним представителем системы DSP-18. Спутник поколения системы DSP, как отмечалось выше, вращается с периодом 10.44 с вокруг своей продольной оси, направленной в подспутниковую точку и выполняющей конусообразное движение с $P = 62.64$ с. Это позволяет ГСС сканировать одну и ту же поверхность с частотой около 50 с в относительно большой полосе до 83° южной и северной широты.

Для контроля всей земной поверхности в таком случае потребуется до восьми КА.

Новое поколение системы раннего предупреждения пока включает два ГСС SBIRS. Кроме улучшенных технических характеристик приемников ИК-излучения, их продольная ось ориентирована вдоль вектора своего движения по орбите, что позволяет им не вращаться, а совершать с тем же периодом $P = 62.64$ с лишь колебательные движения к южному и северному полюсам на угол 7.0...7.5°. На КА размещены два телескопа и два сканирующих зеркала, которых находятся под углом к плоскости экватора и развернуты, соответственно, в сторону юга и севера. Оба зеркала совершают конусообразное вращение с периодом $P_0 = 15.66$ с. То есть, каждое из зеркал (одно над южным, а другое над северным полушариями) за период одного колебания КА выполняет четыре сканирующих вращения, контролируя в отдельности одну и ту же область земной поверхности примерно через 16 с. Спутники системы DSP за одно и тоже время $P = 62.64$ с контролируют одну и ту же область через 50 с, оставляя при этом без внимания близполярные области. За то же время оба SBIRS, совершая покачивания вокруг продольной оси, контролируют и близполярные области Земли. Кроме того, SBIRS из-за наклона орбиты $i = 4.9^\circ$ совершают за сутки еще и либрационное движение, которое в итоге расширяет контролируемую полосу поверхности Земли.

Таким образом, для полного контроля всей поверхности Земли каждые 15—16 с достаточно иметь четыре таких ГСС, размещенных вдоль экватора через 90°.

1. Епишев В. П. Определение ориентации ИНТ в пространстве по их зеркальному отражению // Астрометрия и астрофизика. — 1983. — Вып. 50. — С. 89—93.
2. Корнилов В. Г., Волков И. М. и др. Каталог WBVR-величин ярких звезд северного неба // Тр. Гос. астрон. ин-та им. П. К. Штернберга. — 1991. — 63. — 400 с.
3. Северный С. А., Смирнов М. А., Багров А. В. Определение формы искусственного спутника Земли по фотометрическим наблюдениям // Науч. информ. — 1986. — Вып. 58. — С. 103—106.
4. Сухов П. П., Чайчук Р. А. Светодиодный эталон яркости // Новая техника в астрономии. — 1984. — С. 20—23.

Стаття надійшла до редакції 13.06.16

REFERENCES

1. Epishev V. P. Opredeleniye orientatsii INT v prostranstve po ikh zerkal'nomu otrazheniyu. *Astrometriya i astrofizika AN USSR*, N 50, 89—93 (1983).
2. Kornilov V. G., Volkov I. M. i dr. Katalog WBVR-velichin yarkikh zvezd severnogo neba. *Trudy GAISH*, 63, 400 p. (1991).
3. Severnyy S. A., Smirnov M. A., Bagrov A. V. Opredeleniye formy iskusstvennogo sputnika Zemli po fotometricheskimi nablyudeniya. *Nauchnyye informatsii*, N 58, 103—106 (1986).
4. Sukhov P. P., Chaychuk R. A. Svetodiodnyy etalon yarkosti. *Novaya tekhnika v astronomii*, 20—23 (1984).

П. П. Сухов¹, В. П. Епишев², К. П. Сухов¹, Г. Ф. Карпенко¹, И. И. Мотрунич²

¹Науково-дослідний інститут «Астрономічна обсерваторія» Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова, Одеса

²Лабораторія космічних досліджень Ужгородського національного університету, Ужгород

РЕЗУЛЬТАТИ КОМПЛЕКСНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ФУНКЦІОНУВАННЯ НА ОРБІТІ ГСС «SBIRS-GEO-2»

Нове покоління супутників серії SBIRS системи раннього попередження ВПС США замінюють попередні серії DSP. В даний час з території України можна спостерігати кілька

ГСС-супутників серії DSP і один «SBIRS-Geo-2». За два роки спостережень за двома супутниками було отримано понад 30 кривих блиску у фотометричній системі B, V, R . В результаті комплексних фотометричних і координатних досліджень запропоновано модель поведінки на орбіті «SBIRS-Geo-2» в порівнянні з поведінкою на орбіті супутника DSP. Супутники DSP забезпечують моніторинг земної поверхні до широт 83° з періодом 50 с. Кількість супутників серії DSP має бути до восьми. Для контролю всієї поверхні Землі, зокрема полярних регіонів, з 15—16-с інтервалом досить мати на геостационарній орбіті чотири супутники серії SBIRS, розташованих через 90° уздовж екватора. Такі висновки були зроблені на основі аналізу фотометричних і координатних спостережень з використанням моделювання динаміки їх поведінки на орбіті.

Ключові слова: геостационарний супутник, крива блиску, «SBIRS-Geo», DSP, фазовий кут.

P. P. Sukhov¹, V. P. Epishev², K. P. Sukhov¹, G. F. Karpenko¹, I. I. Motrunich²

¹Astronomical Observatory of I. I. Mechnikov National University of Odessa, Odessa

²Laboratory for Space Research at Uzhgorod National University

THE RESULTS OF COMPLEX RESEARCH OF GSS SBIRS-GEO 2 BEHAVIOR IN THE ORBIT

The new generation of geosynchronous satellites SBIRS of US Air Force early warning system series (Satellite Early Warning System) replaced the previous DSP-satellite series (Defense Support Program). Currently from the territory of Ukraine, several GSS of DSP series and one SBIRS-Geo 2 are available to observation. During two years of observations, we have received and analyzed for two satellites more than 30 light curves in B, V, R photometric system. As a result of complex research, we propose a model of SBIRS-Geo 2 orbital behavior compared with the same one of the DSP-satellite. To control the entire surface of the Earth with 15-16 sec interval, including the polar regions, 4 SBIRS satellites located every 90° along the equator are enough in GEO orbit. Since DSP-satellites provide the coverage of the Earth's surface to 83° latitudes with a period of 50 sec, DSP-satellites should be 8. All the conclusions were made based on an analysis of photometric and coordinate observations using the simulation of the dynamics of their orbital behavior.

Keywords: geostationary satellite, photometry, light curve, SBIRS-Geo 2, DSP, phase angle.

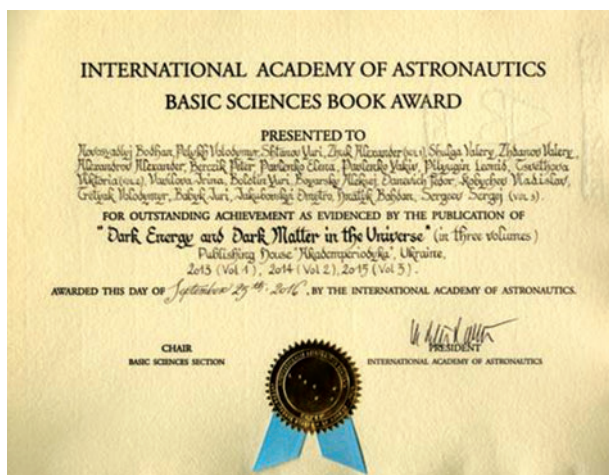
В. О. Пелих

Інститут прикладних проблем механіки і математики ім. Я. С. Підстригача Національної академії наук України, Львів

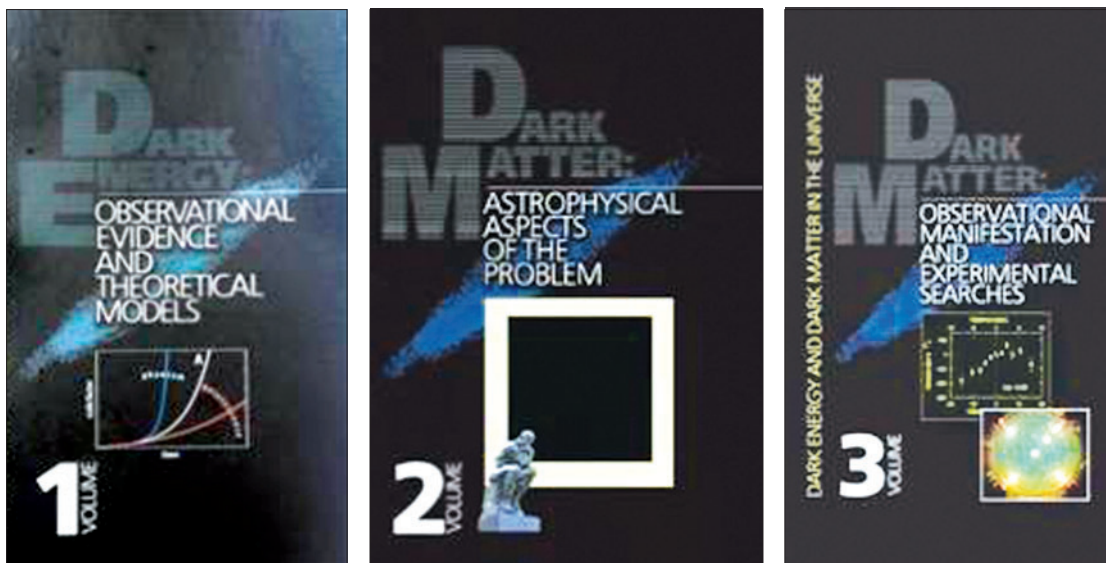
УКРАЇНСЬКІ ВЧЕНІ ОТРИМАЛИ МІЖНАРОДНУ НАГОРОДУ ЗА НАЙКРАЩУ КНИГУ В ОБЛАСТІ ФУНДАМЕНТАЛЬНИХ НАУК ВІД МІЖНАРОДНОЇ АКАДЕМІЇ АСТРОНАВТИКИ

Міжнародна академія астронавтики (МАН), заснована у 1960 р. з ініціативи Т. фон Кармана, одного із піонерів ракетобудування, відзначила своєю нагородою 2016 р. у категорії «Найкраща книга в області фундаментальних наук» тритомне видання «Dark energy and dark matter in the Universe» авторського колективу у складі: Б. Новосядлий (Львівський національний університет імені Івана Франка), В. Пелих (Інститут прикладних проблем механіки і математики ім. Я. С. Підстригача НАН України), Ю. Штанов, О. Боярський, Д. Якубовський (Інститут теоретичної фізики ім. М. М. Боголюбова НАН України), О. Жук (Одеський національний університет ім. І. І. Мечникова), В. Шульга, В. Цветкова (Радіоастрономічний інститут НАН України), В. Жданов, О. Александров, Б. Гнатик, О. Павленко, С. Сергєєв (Київський національний університет ім. Тараса Шевченка), Ю. Болотін (Національний науковий центр «Харківський фізико-технічний інститут» НАН України), Ф. Даневич, В. Коби-

чев, В. Третьак (Інститут ядерних досліджень НАН України), П. Берцик, Я. Павленко, Л. Пілогін, І. Вавилова, Ю. Бабики (Головна астрономічна обсерваторія НАН України) (<https://iaaweb.org/content/view/144/244/>). Монографію видало у 2013—2015 роках видавництво НАН України «Академперіодика» у серії «Українська наукова книга іноземною мовою».



© В. О. ПЕЛИХ, 2017



Зазначимо, що це вже третє видання, підготовлене українськими вченими і видане в «Академперіодиці», відзначене Міжнародною академією астронавтики: у 2010 р. нагороду в цій самій номінації отримала монографія «Polarimetric Remote Sensing of Solar System Objects», М. І. Mishchenko, V. K. Rosenbush, N. N. Kiselev, D. F. Lupishko, V. P. Tishkovets, V. G. Kaydash, I. N. Belskaya, Y. S. Efimov, and N. M. Shakhovskoy (Akademperiodyka, Kyiv, 2010); у 2011 році в номінації «Краща книга в галузі наук про життя» нагороду отримала книга «Plants in Space», Elizabeth L. Kordyum, Ukraine, Dave H. Chapman, USA (Akademperiodyca, Kyiv, Ukraine, 2007). В попередні роки Міжнародна академія астронавтики відзначала наукові та технічні досягнення керівників НАСА У. Пікерінга, Е. Стоуна, М. Яримовича (іноземного члена НАН України, дійсного члена НТШ), одного із засновників рентгенівської астрономії М. Ода, астрофізика і керівника Європейського космічного агентства Р. Люста, творця інерційної навігації Ч. С. Драпера, академіка АН СРСР В. Котельнікова, космонавтів О. Леонова і О. Єлісеєва, письменника А. Кларка та інших.

На церемонії, яка відбулася під час засідання Міжнародної академії астронавтики 25 вересня 2016 р. в рамках 67-го Міжнародного астронавтичного конгресу в м. Гвадалахара (Мексика), нагороду від імені авторського колективу три-

томної монографії отримала І. Вавилова. На фото, яке зробив румунський космонавт Думитру-Дорін Прунаріу, нагороду вручають д-р П. Янкович, відомий австрійський дипломат, президент Міжнародної академії астронавтики (на фото зліва), і професор Я. Вернер, генеральний директор Європейського космічного агентства. На фото, виконаному Д. Поздняковим, радником із зовнішньоекономічних питань ДП КБ «Південне» ім. М. К. Янгеля, після вручення відзнак: (зліва направо) Михайло Яримович, іноземний член НАН України, президент Міжнародної академії астронавтики (1991—1997) разом із дружиною Роксоланою; Ірина Вавилова, в. о. зав. відділу ГАО НАН України; Олександр Дегтярев, академік НАН України, Генеральний конструктор ДП КБ «Південне» імені М. К. Янгеля; американський астронавт Базз Олдрин, який разом із Нілом Армстронгом першими побували на Місяці; Олександр Потапов, начальник комплексу ДП КБ «Південне» імені М. К. Янгеля; Олег Венцковський, директор Європейського представництва ДП КБ «Південне» імені М. К. Янгеля.



АВРАМОВ Костянтин Віталійович — завідувач відділу надійності та динамічної міцності Інституту проблем машинобудування імені А. М. Підгорного Національної академії наук України, доктор технічних наук, професор.

Напрямок науки — прикладна механіка, ракетно-космічна техніка.

БУЛАВІН Леонід Анатолійович — професор кафедри молекулярної фізики фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, академік Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — молекулярна фізика.

ВАСИЛЬКІВСЬКИЙ Євген Володимирович — магістр, аспірант Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України.

Напрямок науки — радіоастрономія.

ВЕРГУН Лена Юрївна — науковий співробітник кафедри молекулярної фізики фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — молекулярна фізика.

ВОВК Василь Семенович — молодший науковий співробітник Науково-дослідного інституту «Миколаївська астрономічна обсерваторія».

Напрямок науки — розробка програмного забезпечення, навколосезонний космічний простір.

ГОРЄВ Микола Борисович — старший науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ДЕГТЯРЕНКО Павло Глібович — начальник конструкторського бюро з системного проектування ракет і ракетних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ДРОЗДЕНКО Олександр Сергійович — спеціаліст Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України, студент Дніпропетровського коледжу ракетно-космічного машинобудування Дніпропетровського національного університету ім. Олеса Гончара за спеціальністю «виробництво ракетно-космічних літальних апаратів».

Напрямок науки — дослідження і проектування ракетних двигунів, екологія, історія.

ЄПШЕВ Віталій Петрович — науковий керівник Лабораторії космічних досліджень ДВНЗ «Ужгородський національний університет», доцент кафедри оптики, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометричних спостережень ШСЗ.

ЖОЛОС Ольга Володимирівна — аспірант кафедри комп'ютерного моделювання теплових і механічних процесів Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут».

Напрямок науки — прикладна механіка.

ЗАБАШТА Юрій Федосійович — професор кафедри молекулярної фізики фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — молекулярна фізика.

КАБЛАК Наталія Іванівна — Ужгородський національний університет, доктор технічних наук.

Напрямок науки — геодезія, ГНСС-метеорологія.

КАЛЮЖНИЙ Микола Опанасович — молодший науковий співробітник Науково-дослідного інституту «Миколаївська астрономічна обсерваторія».

Напрямок науки — розробка програмного забезпечення, дослідження сонячно-земних зв'язків та навколосезонного простору.

КАРПЕНКО Геннадій Федорович — науковий співробітник Астрономічної обсерваторії Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова.

Напрямок науки — методи, алгоритми обробки фотометричної інформації, аналіз кривих блиску ГСС.

КОНОВАЛЕНКО Олександр Олександрович — заступник директора Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України з наукової роботи, завідувач Відділенням низькочастотної радіоастрономії, доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, академік Національної академії наук України.

Напрямок науки — радіоастрономія.

ЛЕВЕНКО Олександр Сергійович — головний спеціаліст Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України, почесний професор Харбінського інституту технологій.

Напрямок науки — дослідження і конструювання ракетно-космічних систем, аерокосмічні ракетні комплекси, орбітальні апарати, що повертаються, дистанційне зондування Землі.

МЕША Юрій Васильович — начальник групи програмістів науково-теоретичного відділу НВП Хартрон-Аркос ЛТД.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

МОТРУНИЧ Іван Іванович — старший науковий співробітник Лабораторії космічних досліджень ДВНЗ «Ужгородський національний університет», кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — астрофізичні дослідження на основі позиційних і фотометричних спостережень ШСЗ.

НЕДИБАЛЮК Олег Анатолійович — завідувач науково-дослідного сектору теорії та моделювання плазмових процесів факультету радіофізики, електроніки та комп'ютерних систем Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — плазмові процеси.

ОРЛОВСЬКА Світлана Георгіївна — доцент кафедри теплофізики фізичного факультету Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — теплофізика.

ОСИНОВИЙ Геннадій Геннадійович — начальник проектного відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів.

ПАУК Олег Леонідович — головний спеціаліст Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України, радник генерального директора ВО «ДП Південний машинобудівний завод ім. О. М. Макарова».

Напрямок науки — дослідження і проектування ракетно-космічних систем, аспекти проектування і створення

орбітального апарату, що повертається, безпека життєдіяльності, міжнародна економіка.

ПЕЛИХ Володимир Олександрович — заступник директора Інституту прикладних проблем механіки і математики ім. Я. С. Підстригача Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки та премії Національної академії наук України.

Напрямок науки — астрофізика, математика.

ПИСЬМЕННИЙ Микола Іванович — науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ПРИСЯЖНИЙ Володимир Ілліч — начальник Національного центру управління та випробувань космічних засобів Державного космічного агентства України, старший науковий співробітник, кандидат технічних наук. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — дистанційне зондування Землі, наземні і космічні комплекси космічних систем.

СТЕПКИН Сергій Васильович — науковий співробітник Відділення низькочастотної радіоастрономії Радіоастрономічного інституту Національної академії наук України, магістр.

Напрямок науки — радіоастрономія.

СОЛОМЕНКО Олена Василівна — молодший науковий співробітник науково-дослідного сектору теорії та моделювання плазмових процесів факультету радіофізики, електроніки та комп'ютерних систем Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — плазмові процеси.

СУХОВ Костянтин Петрович — інженер-програміст Астрономічної обсерваторії Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова.

Напрямок науки — програмування, алгоритми обробки фотометричних спостережень.

СУХОВ Петро Петрович — старший науковий співробітник Астрономічної обсерваторії Одеського національного університету ім. І. І. Мечникова, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фотометричні спостереження і аналіз кривих блиску геостационарних супутників.

ТІШКОВЕЦЬ Олена В'ячеславівна — викладач кафедри комп'ютерного моделювання теплових і механічних процесів Національного технічного університету «Харківський політехнічний інститут», кандидат технічних наук.

Напрямок науки — прикладна механіка.

ТОКМАК Микола Анатолійович — науковий співробітник Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ТОНКОНОЖЕНКО Анатолій Мстиславович — координатор науково-технічних робіт в Державному підприємстві «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

ЧЕРНОБРИВКО Марина Вікторівна — старший науковий співробітник відділу надійності та динамічної міцності Інституту проблем машинобудування імені А. М. Підгорного Національної академії наук України, кандидат технічних наук, старший науковий співробітник.

Напрямок науки — прикладна механіка, ракетно-космічна техніка.

ЧЕРНЯК Валерій Якович — доктор фізико-математичних наук, кафедри фізичної електроніки факультету радіофі-

зики, електроніки та комп'ютерних систем Київського національного університету імені Тараса Шевченка.

Напрямок науки — фізична електроніка.

ШУВАЛОВ Валентин Олексійович — завідувач відділу механіки іонізованих середовищ Інституту технічної механіки Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, Дніпро, доктор технічних наук, професор, лауреат Державної премії України, лауреат премії Національної академії наук України ім. М. К. Янгеля.

Напрямок науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ШУЛЬГА Олександр Васильович — директор Науково-дослідного інституту «Миколаївська астрономічна обсерваторія», старший науковий співробітник, доктор фізико-математичних наук.

Напрямок науки — навколосемна астрономія, фізика сонячно-земних зв'язків.