

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 21
5(96) + 2015

НАУКОВО-ПРАКТИЧНИЙ ЖУРНАЛ + ЗАСНОВАНО В ЛЮТОМУ 1995 р. + ВИХОДИТЬ 6 РАЗІВ ЗА РІК + КИЇВ

ЗМІСТ

Ракетно-космічні комплекси

Дегтярев А. В., Дегтярев М. А. Методологические аспекты проектирования и разработки ракетно-космических комплексов в международной кооперации

Макаренко А. А., Машченко А. Н., Шевцов Е. И. Создание современных средств интеграции космических аппаратов с ракетой-носителем

Зайцева А. Ю., Маслей В. Н., Галабурда Д. А., Белоусов К. Г., Москалев С. И., Зайцев С. С., Шовкопляс Ю. А. Электрореактивный буксир для межорбитальной транспортировки космических аппаратов

Космічна енергетика та двигуни

Прокопчук А. А., Шульга В. А. Линейка перспективных жидкостных ракетных двигателей ГП «КБ «Южное» для создания новых семейств ракет-носителей

Конох В. И., Гордиец И. Н. Пневмонасосная подача компонентов топлива в жидкостных ракетных двигателях и энергетических установках

Митиков Ю. А. Математическое моделирование параметров сверххолодной системы наддува топливного бака с керосином

Динаміка та керування космічними апаратами

Ефименко Н. В., Луценко Н. В., Паромова Т. А. Быстрые вращения космического аппарата посредством минимально-избыточной системы гироскопов

CONTENTS

Space-Rocket Vehicles

7 *Degtyarov A. V., Degtyarov M. A.* Methodological aspects of design and development of space launch systems under international cooperation

18 *Makarenko A. A., Mashchenko A. N., Shevtsov E. I.* The development of modern means of spacecraft integration with a launch vehicle

24 *Zaitseva A. Yu., Masley V. H., Halaburda D. A., Belousov K. G., Moskaev S. I., Zaitsev S. S., Shovkopliash Yu. A.* Electrojet tugs for spacecrafts interorbital transportation

Space Energy, Power and Propulsion

28 *Prokopchuk A. A., Shulga V. A.* The advanced LRE line of Yuzhnoye SDO for the creation of new families of launch vehicles

36 *Konokh V. I., Gordiets I. M.* Pneumopump feed system of propellant components in liquid rocket engines and power installations

43 *Mitkov Yu. A.* Kerosene fuel tank super-cold pressurization system parameters mathematical modeling

Spacecraft Dynamics and Control

48 *Yefymenko M. V., Lutsenko H. V., Paromova T. O.* Achieving spacecraft rapid rotation using minimally redundant coplanar gyrodyne system

Космічне матеріалознавство та технології

Шувалов В. А., Токмак Н. А., Резниченко Н. П. Деградація полімерних плінок космічних апаратів при тривалому впливі потоків атомарного кисню та вакуумного ультрафіолетового випромінювання

Потапов А. М. Композити: перспективи використання в ракетно-космічній техніці

Космічна планетологія

Кайдаш В. Г., Шкуратов Ю. Г., Корохин В. В. Космічна фотометрія високої роздільної здатності як метод виявлення аномалій структури лунної поверхні

Позаатмосферна астрономія

Якубовський Д. А., Савченко Д. О., Буско Т. О. Побудова карт неба в рентгенівському діапазоні та їхнє застосування для пошуку лінії розпаду темної матерії

Вавилова І. Б., Іващенко Г. Ю., Бабик Ю. В., Сергієнко О. М., Добричева Д. В., Торбанюк О. О., Василенко А. А., Пулатова Н. Г. Астрокосмічні бази даних для досліджень мультихвильових і космологічних властивостей позагалактичних об'єктів

Науки про життя в космосі

Артеменко О. А. Особливості регуляції клітинного циклу рослин в умовах зміненої гравітації

Соціогуманітарні аспекти космічних досліджень

Ермоленко Е. А., Удовиченко Т. А. Розробка ринкових стратегій на ринку супутникових технологій по результатах маркетингових досліджень і аналізу привабливості сегментів ринку

Новиков А. В., Ткаченко В. Д. Підготовка інженерних кадрів для ракетно-космічної галузі: системний підхід і взаємодія

Наші автори

Space Materials and Technologies

57 *Shuvalov V. A., Tokmak N. A., Reznichenko N. P.* Degradation of spacecraft polymer films on long exposure to atomic oxygen flows and vacuum ultraviolet radiation

69 *Potapov O. M.* Composites: Prospects for the use in the space and rocket equipment

Space Planetology

75 *Kaydash V. G., Shkuratov Yu. G., Korokhin V. V.* Space photometry of high resolution as a method to reveal structure anomalies of the lunar surface

Space Astronomy

90 *Yakubovskiy D. A., Savchenko D. O., Busko T. O.* Creation of X-ray sky maps and their application for search of dark matter decay line

94 *Vavilova I. B., Ivashchenko A. Yu., Babyk Yu. V., Sergienko O. M., Dobrycheva D. V., Torbaniuk O. O., Vasilenko A. A., Pulatova N. G.* The astrocsmic databases for multi-wavelength and cosmological properties of extragalactic sources

Space Life Sciences

108 *Artemenko O. A.* Features of plant cell cycle regulation under altered gravity conditions

Social Sciences in Space Exploration

113 *Yermolenko Ye. A., Udovichenko T. A.* Marketing strategies development on the satellite technology market based on marketing research and analysis of the market segments attractiveness

122 *Novykov O. V., Tkachenko V. D.* Engineering education for aerospace industry: systematic approach and cooperation

126 Our authors

Журнал «Космічна наука і технологія» включено до переліку наукових фахових видань України, в яких можуть публікуватися 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

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

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

Підписано до друку 11.12.15. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс. Ум. друк. арк. 13,44. Обл.-вид. арк. 14,11. Тираж 95 прим. Зам. № 4409.

Оригінал-макет виготовлено та тираж видруковано Видавничим домом «Академперіодика» НАН України, 01004, Київ, вул. Терещенківська, 4

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

*29 вересня 2015 р. виповнилось 75 років
академікові Національної академії наук України
Леоніду Михайловичу ЛОБАНОВУ*

*25 жовтня 2015 р. виповнилось 75 років
академікові Національної академії наук України,
доктору фізико-математичних наук
Ярославу Степановичу ЯЦКІВУ*

*Редакційна колегія журналу сердечно вітає
Леоніда Михайловича та
Ярослава Степановича
з ювілеєм і зичить їм міцного здоров'я та насаги
для здійснення всіх їхніх творчих задумів*



Уважаемые читатели журнала!

Тесные научные связи Национальной академии наук Украины и Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» в области космических исследований всегда находят свое отражение в действиях, направленных на взаимное сближение и сотрудничество, и выпуск этого журнала еще одно подтверждение этих традиций, проверенных временем.

В октябре 2012 г. на заседании президиума Национальной академии наук Украины было подписано Генеральное соглашение о научно-техническом сотрудничестве между ГП «КБ Южное им. М. К. Янгеля» и Национальной академией наук Украины в области создания ракетно-космической техники. Для его реализации создан Координационный совет по организации совместных работ, сформированы рабочие группы и принят перспективный пятилетний план совместной научно-технической деятельности ГП «КБ «Южное» и НАН Украины по основным научным направлениям.

Немаловажное значение в научных разработках имеет освещение результатов научно-технической деятельности ученых и конструкторов в области ракетно-космической техники в научных изданиях. Научные публикации позволяют обобщить и сохранить накопленный опыт, предложить общественности новые идеи и решения, вызвать научную дискуссию и стать началом новых взглядов и подходов в решении проблемных вопросов и реализации амбициозных научно-технических проектов.

Космическая отрасль Украины является одной из тех отраслей, которые обеспечивают поступательное развитие экономики государства, необходимый уровень ее научно-технического потенциала, реальный выход на международные рынки высокотехнологичной продукции. Космическая отрасль обладает развитой инфраструктурой средств для наземной отработки, производственными мощностями предприятий-изготовителей, научными кадрами и высококвалифицированным персоналом.

Успешное участие ГП «КБ «Южное» в ряде престижных международных космических проектов предполагает дальнейшую интеграцию Украины в существующую международную кооперацию по исследованию космического пространства. А это, в свою очередь, предполагает не только активное использование международных

информационных ресурсов в ракетостроении, но и обеспечение доступа иностранным партнерам к украинским ресурсам.

Неоценимую роль в этом играет научно-практический журнал «Космическая наука и технология», издаваемый совместно НАН Украины и ГКА Украины с 1994 г. С этим журналом нас связывают давние и надежные партнерские отношения.

Начиная с этого номера, в журнале будут представлены статьи, которые являют собой сконцентрированный результат труда опытных научных сотрудников, а также молодых специалистов ГП «КБ «Южное», выступавших со своими докладами на конгрессах Международной академии астронавтики в 2013 году в Пекине и в 2014 году в Торонто.

Уверен, что общими усилиями авторов и редакции журнала ещё в большей степени будет раскрыт потенциал наших общих возможностей на благо Украины — современной космической державы.

А. В. Дегтярев,
Генеральный конструктор —
Генеральный директор ГП «КБ «Южное»

УДК: 629.76

А. В. Дегтярев, М. А. Дегтярев

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

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ПРОЕКТИРОВАНИЯ И РАЗРАБОТКИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ В МЕЖДУНАРОДНОЙ КООПЕРАЦИИ

Приведены результаты анализа методологии проектирования и разработки ракетно-космических комплексов в международной кооперации. Показано, что реализация комплексом новой целевой функции — обеспечение коммерческих запусков космических аппаратов — требует расширения функциональных возможностей ракетно-космических комплексов и, как следствие, связана с определенными изменениями в способах организации и последовательности проведения проектных работ. Отмечены особенности решения внешней и внутренней задач, связанных с выбором характеристик и технической разработкой комплекса. Показано, что результаты решения внешней задачи в значительной мере влияют на решение внутренней. Изложены особенности выбора потребительских характеристик ракетно-космических комплексов, определяющих его конкурентоспособность. Отмечено, что проектирование и разработка комплекса рассматриваемого типа связаны с необходимостью определенной модернизации существующего методического обеспечения.

Ключевые слова: ракетно-космический комплекс, международная кооперация, коммерческие пуски, внутренняя и внешняя задачи проектирования.

Одним из основных направлений ракетно-космической деятельности Украины является создание ракетно-космических комплексов (РКК) в международной кооперации, что позволяет уменьшить бюджетную нагрузку на отрасль, обеспечить дополнительное финансирование отрасли за счет привлечения иностранных инвестиций, уменьшить зависимость отрасли от традиционных партнеров, объединить прогрессивные технологии и методы организации работ участвующих сторон для создания РКК с более высокими характеристиками, а также получить дополнительные ресурсы за счет коммерческого использования созданных РКК на мировом рынке пусковых услуг [1].

Проектирование и разработка таких РКК отличается от традиционной задачи, когда комп-

лекс создается в одном государстве при единой государственной политике в области создания ракетных транспортных систем, утвержденной государственной программе запусков космических аппаратов, наличии государственного заказчика, сложившейся кооперации организаций и предприятий, достаточных объемах бюджетного финансирования и собственном космодроме.

При создании РКК в международной кооперации политику в области создания комплексов коммерческого назначения формирует Государственное космическое агентство Украины совместно с ведущими организациями отрасли с учетом отсутствия государственного заказчика, интересов компаний других государств, конъюнктуры рынка пусковых услуг, отсутствия отечественного космодрома, а также финансирования участниками разработки комплекса на паевой основе.

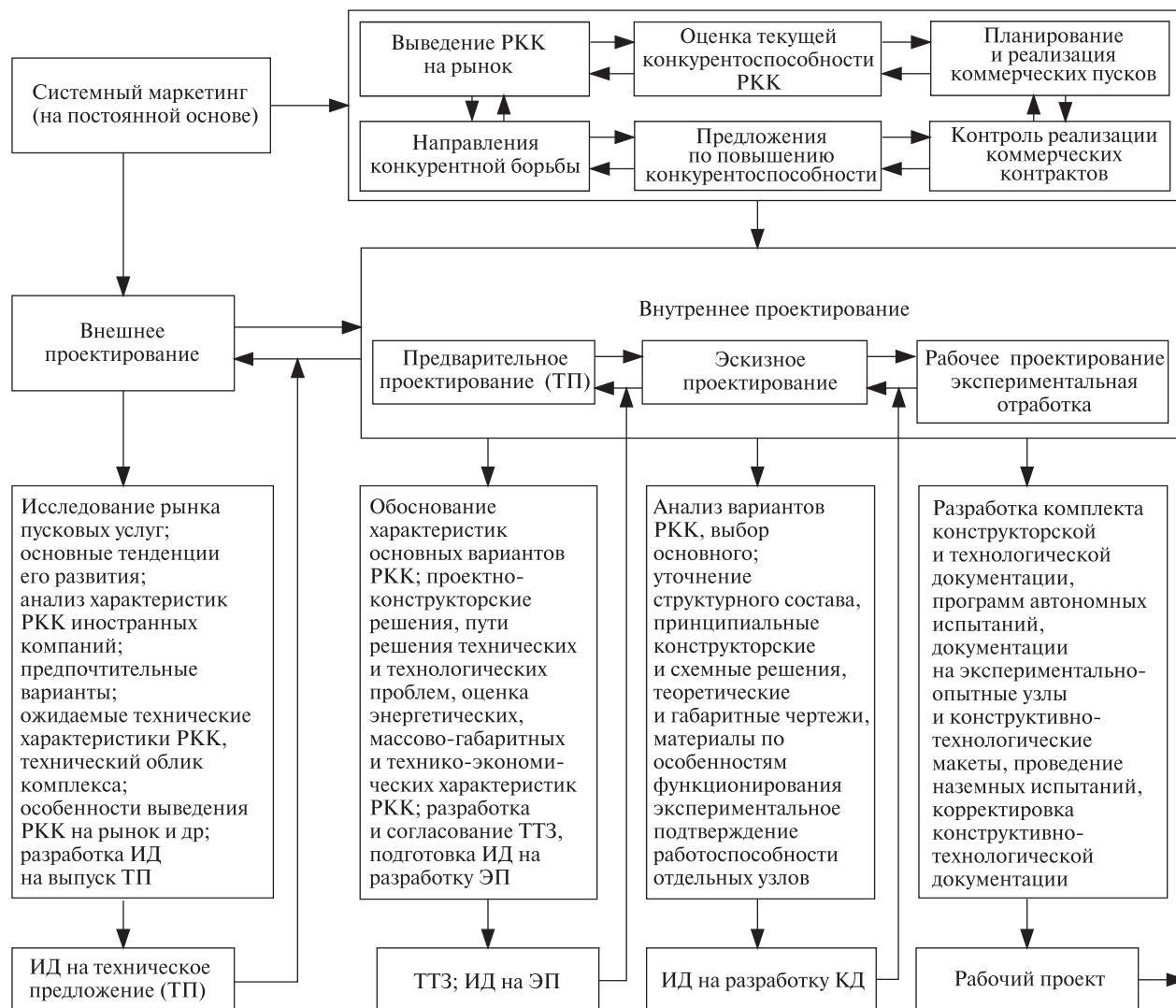


Рис. 1. Укрупненная блок-схема проектирования и технической разработки ракетно-космических комплексов в международной кооперации

Перечисленные отличия носят принципиальный характер и требуют изменения сложившейся методологии проектирования и разработки РКК в части способов и методов организации решения задач проектирования РКК в целом и его составных элементов (рис. 1).

ОТЛИЧИЯ В ПОСТАНОВКЕ ЗАДАЧ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

При традиционном подходе критерием оптимальности основного элемента РКК — раке-

ты-носителя — в большинстве случаев служит максимальная полезная нагрузка, выводимая на опорную орбиту, а задача выбора проектных параметров сводится к выбору распределения топлива по ступеням РН, тяг маршевых двигателей, степеней расширения сопел двигателей, оптимизации весов «сухой» конструкции РН, параметров пусковой установки, проектно-баллистических параметров и других при обеспечении полетной надежности, заданной в технико-технологическом задании (ТТЗ). Оценка стои-

мостных характеристик комплекса и стоимости запусков космических аппаратов при этом стоит не на первом месте.

При проектировании и разработке РКК рассматриваемого типа основной задачей является реализация комплексом новой целевой функции: обеспечение коммерческих запусков космических аппаратов в условиях конкуренции на мировом рынке пусковых услуг. Реализация этой функции требует расширения функциональных возможностей комплекса и, как следствие, изменений способов организации и последовательности проведения проектных работ. Это требует решения соответствующих внешней и внутренней задач, связанных с выбором потребительских характеристик РКК, обеспечивающих его конкурентоспособность на мировом рынке на планируемый период, и технической разработкой комплекса. Отличительной особенностью решения указанных задач является проведение разработки РКК совместно с компаниями других стран при финансировании работ на паевой основе.

ВНЕШНЯЯ ЗАДАЧА

Внешняя задача является одной из наиболее сложных комплексных задач, от решения которой во многом зависят не только успех в проектировании и разработке комплекса, но и результаты коммерческой эксплуатации РКК. На практике внешняя задача подразделяется на ряд составляющих задач. К их числу следует отнести:

- маркетинг мирового рынка пусковых услуг, определение перечня и уровней значений характеристик РКК компаний-конкурентов, успешно функционирующих на рынке; определение тенденций изменения конъюнктурных характеристик комплексов компаний-конкурентов;
- оценку спроса и предложений на мировом рынке по коммерческим запускам космических аппаратов на планируемый период с учетом их типа, массы, габаритов и орбит назначения;
- выбор иностранных компаний и организаций для совместной разработки РКК;
- оценку возможностей обеспечения (превышения) конъюнктурных характеристик РКК компаний-конкурентов с учетом технологичес-

ких возможностей, экспериментальной и промышленной баз участников разработки РКК; обоснование и выбор перечня искомых характеристик РКК;

- предварительный выбор варианта структуры РКК, в том числе с использованием в качестве его элементов ранее созданных высокоэффективных систем отечественного и зарубежного производства; выбор космодрома;
- комплексный выбор приоритетных вариантов РКК с использованием результатов маркетинга и результатов решения многокритериальных задач.

ПОДГОТОВКА ОРГАНИЗАЦИОННЫХ СОГЛАШЕНИЙ, ДОГОВОРОВ И ПРОТОКОЛОВ

Решение внешней и частично внутренней задач может сопровождаться подготовкой и согласованием:

- рамочного соглашения между правительствами о сотрудничестве и исследовании космического пространства в мирных целях;
- межгосударственного договора между Украиной и страной-участницей проекта о долгосрочном сотрудничестве в сфере космических исследований;
- межправительственного соглашения по совместному проектированию и разработке ракетно-космического комплекса и защите технологий;
- протокола согласования участниками международной кооперации объемов работ, областей взаимодействия и ответственности за проектно-конструкторские решения;
- соглашения между участниками проекта об объемах финансирования каждой стороны, распределении финансовых средств, а также о финансовом обязательстве по возмещению возможного ущерба, связанного с нештатными ситуациями;
- протоколов об обеспечении патентной чистоты и выполнении международных соглашений в области патентного права и интеллектуальной собственности, а также мероприятий, обеспечивающих минимальный ущерб окружающей среде и безопасность по трассам полета и в районах падения ступеней;

- протоколов о проведении мероприятий по сохранению коммерческой тайны и разработке соответствующих процедур по защите данных и ноу-хау.

Решение внешней задачи предусматривает также разработку новых технологий проведения предконтрактных работ, разработку бизнес-планов, анализ на предмет соответствия заданным требованиям контрактов, планируемых для выполнения иностранными партнерами, а также решение вопросов экспортного контроля и таможенного сопровождения.

МАРКЕТИНГ И МЕЖДУНАРОДНОЕ СОТРУДНИЧЕСТВО

Маркетинговые исследования проводятся как с использованием данных средств массовой информации, так и данных, полученных в результате международного сотрудничества с иностранными организациями и компаниями. Исследования проводятся с учетом наличия организованной на двух- и многосторонней основе международной системы создания и реализации ракетно-космических проектов на мировом рынке пусковых услуг, избытка предложений по пусковым услугам, конкуренции со стороны России, имеющей определенные преимущества в создании ракетно-космической техники, а также с учетом международных ограничений на прямое или косвенное сотрудничество, приобретение технологий и оказание ракетно-космических услуг для третьих стран.

Использование данных, полученных в процессе международного сотрудничества, оказывает во многих случаях решающее влияние на процесс выбора структуры и характеристик РКК. В этой связи проведению международного сотрудничества уделяется значительное внимание. Например, ГП «КБ «Южное» сотрудничает с 209 компаниями и организациями различных регионов мира:

- американским регионом, в том числе с Бразилией, Колумбией, США, Канадой (всего с 44 компаниями и организациями);
- европейским регионом, в том числе с Германией, Францией, Македонией, Швейцарией, Великобританией, Ирландией, Испанией, Италией,

Бельгией, Грецией, Чехией, Португалией, Швецией (всего с 56 компаниями и организациями);

- азиатско-тихоокеанским регионом, в том числе с КНР, Кореей, Индонезией, Японией, Малайзией, Австралией, Сингапуром, (всего с 34 компаниями и организациями);

- странами Ближнего Востока, СНГ, Африки, в том числе с ЮАР, Турцией, Израилем, Республиками Казахстан, Беларусь, Азербайджан, ОАЭ, Российской Федерацией (всего с 75 компаниями и организациями).

ГП «КБ «Южное» активно сотрудничает также с известными национальными космическими агентствами и космическими центрами, играющими ведущую роль в формировании и реализации мировой космической политики, в том числе с Европейским космическим агентством (ЕКА), Национальной администрацией авиации и космоса США (NASA), Национальной комиссией по космической деятельности Аргентинской Республики (CONAE) и другими.

Значительное внимание уделяется международным аэрокосмическим организациям, таким как Международная академия астронавтики (IAA), Международная астронавтическая федерация (IAF) и другим.

ПОТРЕБИТЕЛЬСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КОММЕРЧЕСКИХ РКК

Под потребительскими характеристиками комплекса понимают такие характеристики, которые в значительной степени определяют конкурентоспособность РКК на мировом рынке и учитываются заказчиками пусковых услуг при формировании решения о заключении контракта с тем или иным разработчиком комплекса.

Как показывает опыт создания коммерческих РКК, к таким характеристикам следует отнести:

- *первая (основная) группа* — стоимость выведения одного килограмма полезного груза на орбиту, надежность РКК, способность ракеты-носителя выводить группу КА одним пуском, способность выведения РН групп КА на разные целевые орбиты одним пуском при заданном диапазоне весов, габаритов и орбит для каждой группы, степень унификации адаптера связи «ракета-носитель — КА»;

- *вторая группа* — максимальный вес и габариты полезной нагрузки, выводимой на орбиту, время транспортировки РН к пусковой установке, время подготовки к пуску, способность инфраструктуры наземного комплекса обеспечивать при работах выполнение требований разработчика (изготовителя) КА и другие.

При анализе преимуществ РКК заказчиком учитываются характеристики обеих групп. От их уровня во многом зависит успех в заключении контрактов. В связи с этим выбору и обоснованию характеристик, особенно первой группы, уделяется большое внимание как на стадии проектирования, так и в процессе разработки и создания РКК.

Первая характеристика — стоимость одного килограмма полезной нагрузки, выводимой на орбиту, — является одной из приоритетных при обсуждении преимуществ РК, но она не отражает все стороны конкурентоспособности современных комплексов.

Надежность модернизированного ракетного комплекса по своей значимости в рыночных условиях приравнивается к первой характеристике. Заказчик пусковых услуг, анализируя РКК, особое внимание обращает на степень наземной экспериментальной и летной отработки элементов и РН в целом ракетных блоков, которые вошли в состав проектируемой ракеты-носителя и ранее эксплуатировались в других ракетных системах.

Включение в первую группу способности выведения группы КА на заданную орбиту одним пуском и способности выведения групп КА на разные орбиты одним пуском обусловлено, с одной стороны, устойчивым трендом снижения габаритно-весовых характеристик КА ближнего космоса и наличием на рынке большого количества достаточно мощных ракет-носителей для их запуска со значительным превышением энергетических возможностей для выведения на орбиты единичных КА, с другой — возможностью значительного повышения конкурентоспособности РК при обеспечении групповых запусков КА.

Количественной мерой четвертой характеристики служит группа характеристик, состоящая

из количества КА в группе, габаритно-весовых характеристик каждого КА, параметров орбиты назначения; пятая — группа характеристик, состоящая из количества КА в каждой группе, габаритно-весовых характеристик каждого КА и параметров орбит назначения.

Степень унификации адаптера «ракета-носитель — космический аппарат» определяет возможный диапазон характеристик КА различного назначения при их установке на ракету-носитель при минимальных доработках узлов связи.

ВЫБОР СТРУКТУРЫ И ПРЕДПОЧТИТЕЛЬНЫХ ВАРИАНТОВ РКК

Одним из первоочередных заданий при решении внешней задачи является выбор структуры разрабатываемого РКК — состава основных систем комплекса и связей между ними. Как правило, выбор структуры проводится с использованием ранее созданных составных элементов отечественной и зарубежной разработки: ступеней ракеты-носителя, двигательных установок, бортовых систем, наземно-технологического оборудования, надежность которых подтверждена предыдущей эксплуатацией. Из-за отсутствия космодрома в число разработчиков РКК должна включаться компания другого государства, берущая на себя обязательство по размещению на своем космодроме (или на своих технических средствах) создаваемого РКК.

Выбор структуры РКК проводится с использованием результатов маркетинга рынка пусковых услуг, спроса и предложений на рынке, емкости и ценовых характеристик рынка, уровня характеристик комплексов зарубежных компаний — конкурентов с учетом надежности и эффективности ранее разработанных ракетных систем и подсистем компаний, заинтересованных в их использовании при совместном создании РКК.

По результатам выбора структуры РКК проводится выбор предпочтительных вариантов комплекса, характеристики которого отвечают запросам рынка на планируемый период. Выбор вариантов проводится поэтапно, с чередованием операций анализа и синтеза.

При анализе РКК исследуется как сложная техническая система путем декомпозиции и

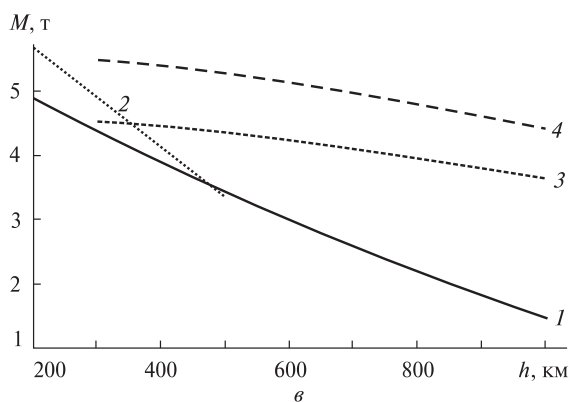
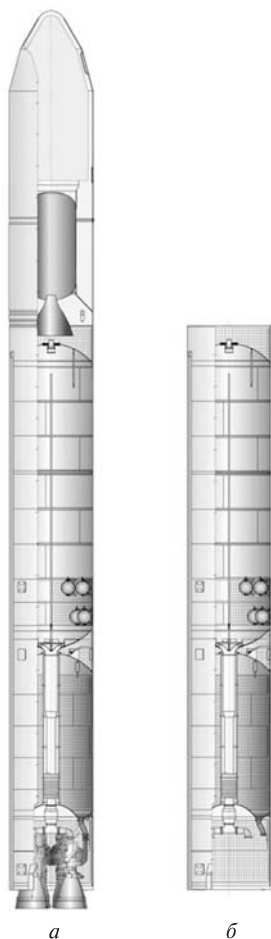


Рис. 2. Ракета-носитель «Антарес» (*а* — ракета, головной разработчик США, *б* — конструкция I ступени, головной разработчик ГП «КБ «Южное», производитель ГП ПО ЮМЗ) и ее энергетические возможности (*в*) для четырех различных модификаций маршевого твердотопливного двигателя второй ступени типа «Кастор» (*М* — масса полезного груза, *h* — высота круговой орбиты при ее наклонении 38°)

изучения отдельных сторон, так и РКК в целом. Декомпозиция проводится, исходя из условия обеспечения минимизации связей между составляющими элементами с учетом особенностей функционирования составляющих систем.

При синтезе определяются структура, основные характеристики РКК и его составляющих, которые бы удовлетворяли предъявляемым к ним требованиям.

ВНУТРЕННЯЯ ЗАДАЧА

Задача технического проектирования и разработки РКК решается с использованием существующей фундаментальной методической базы и применением новых (модернизированных) методов. Разработка и применение последних обуславливается, как правило, необходимостью учета особенностей структуры РКК, его составных элементов и организационно-техническими особенностями международной кооперации.

Внутренняя задача включает в себя задачи различной размерности, решаемые на этапах разработки технических предложений, эскизного проекта, конструкторской документации и экспериментальной отработки.

Методическое обеспечение может содержать как методы решения многомерных задач оптимизации более полной совокупности характеристик, так и методы расчета характеристик и параметров входящих в РКК систем.

Границы между указанными этапами работ устанавливаются, как и при традиционном подходе, таким образом, чтобы сохранить целостность отдельных видов работ и относительную автономность их выполнения. Каждый этап завершается разработкой исходных данных (технических заданий) для проведения работ на последующем этапе.

Решение общей задачи может сопровождаться работами, носящими итерационный характер. Например, если на этапе разработки эскизного проекта выясняется, что на этапе разработки технического предложения (ТП) допущен просчет или проведено недостаточное обоснование одной из основных характеристик комплекса, проводится разработка соответствующего дополнения к ТП. (Следует отметить, что на эта-

пе разработки ТП принимается порядка 70 % основных проектных и проектно-конструкторских решений по комплексу при ограниченных исходных данных. Как следствие, материалы ТП могут содержать скрытые просчеты и недостаточность обоснования некоторых характеристик комплекса. Вследствие этого вопросу углубления технической проработки облика РКК на этапе разработки ТП уделяется серьезное внимание).

Аналогичный подход может применяться и к другим этапам разработки.

Каждая сторона-участница разработки РКК выполняет работы по своим направлениям индивидуально, на основании утвержденных распределения работ и ответственности. По ходу проектирования и разработки комплекса стороны обмениваются промежуточными данными и решениями. Утверждение исходных данных (технических заданий) на разработку каждого этапа также проводится уполномоченным совместным органом.

МОДЕРНИЗАЦИЯ МЕТОДИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

К настоящему времени создана фундаментальная методическая база для проектирования и разработки ракетно-космических комплексов различного назначения и их составных элементов. Ее использование позволяет решать самые разнообразные и сложные задачи проектирования и разработки РКК.

Правильность и обоснованность методов подтверждена успешным созданием и эксплуатацией нескольких поколений стратегической боевой ракетной техники и ракетно-космических комплексов, предназначенных для мирного исследования и использования космоса. Вместе с тем каждый из вновь разрабатываемых РКК имеет ряд особенностей, связанных как с его структурой, так и с назначением. Их учет требует в ряде случаев как модернизации используемых методик, так и разработки новых. Приведем несколько примеров.

В отличие от традиционного подхода проектирование коммерческих РКК связано с необходимостью решения многокритериальной задачи по выбору предпочтительных вариантов РКК,

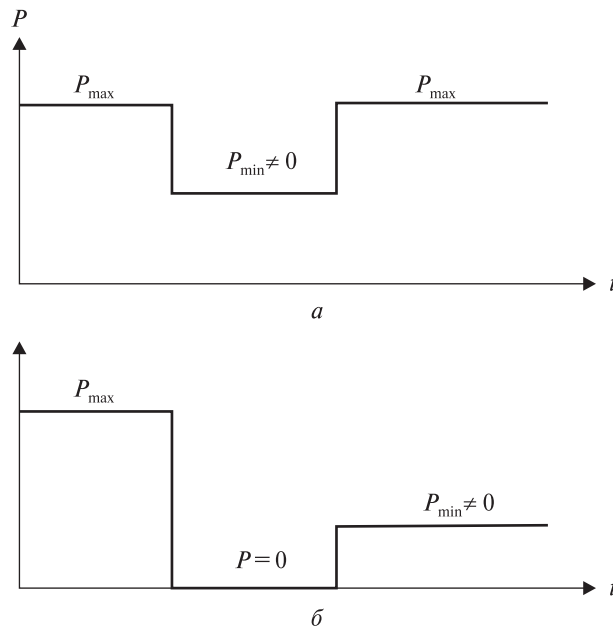


Рис. 3. Оптимальные программы двигателей при движении ракеты-носителя на безатмосферном участке траектории: а — классический случай, б — для ракеты-носителя рассматриваемого типа

конкурентоспособных на мировом рынке пусковых услуг. Решение этой задачи требует использования обобщенных интегральных критериев, включающих в себя ряд локальных как количественных, так и качественных характеристик РКК преимущественно первой группы, и разработки инженерных методик с использованием методов многокритериальной теории полезности и вербального анализа [3, 6, 7].

Включение в состав ракет-носителей отработанных ракетных блоков (ступеней), прошедших ранее наземную и летную отработку, требует при определении энергетических возможностей РН (рис. 2) учета ряда ограничений, связанных с использованием определенных классов траектории выведения, ограничений на количество участков полета РН с выключенным маршевым двигателем, ограничений на время работы двигателя второй ступени и радиальную составляющую скорости по траектории выведения. Учет этих ограничений требует доработки известных методов определения оптимальных режимов полета ракеты-носителя. Использование модифи-

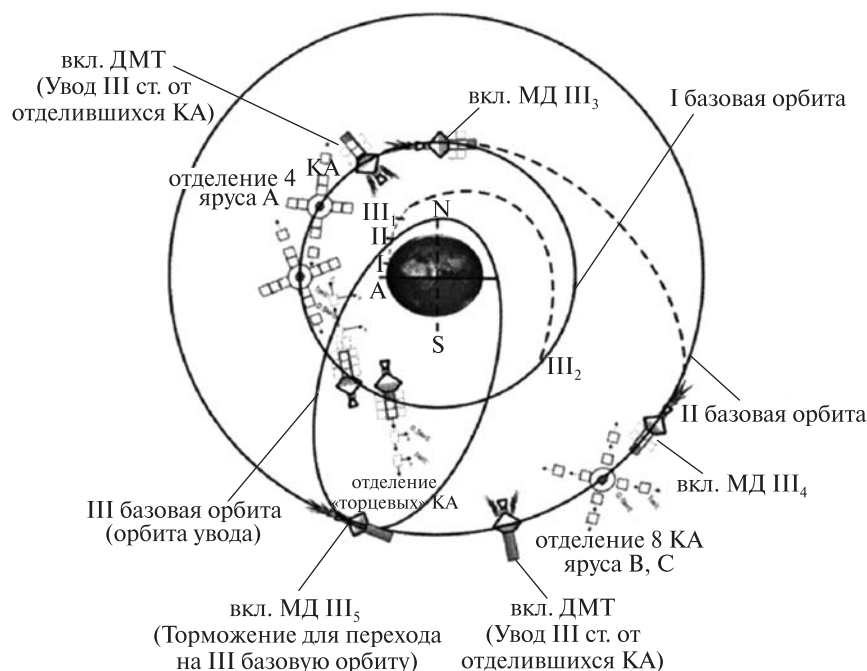


Рис. 4. Типовая схема выведения групп КА на разные орбиты одним пуском РН (МД, ДМТ — маршевый двигатель и двигатель малой тяги)

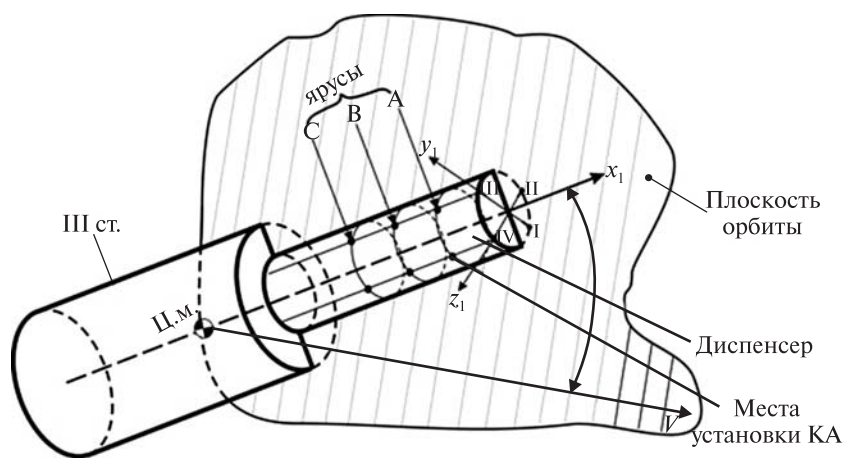


Рис. 5. Типовая трехъярусная схема размещения КА на диспенсере

цированного метода определения этих режимов при учете указанных ограничений [5] приводит к изменению оптимальной программы тяги двигателей РН в сравнении с классическим случаем (рис. 3) и новым правилам определения временных точек переключения тяги двигателя с режима на режим. Использование этих правил

позволяет свести численное решение задачи по определению параметров оптимальной траектории к последовательному решению однопараметрических краевых задач.

Запуск нескольких групп КА на разные орбиты одним пуском РН (рис. 4) требует обеспечения многократного включения двигателя

верхней ступени ракеты-носителя (например, на РН «Циклон-4» предусмотрена возможность пятикратного включения двигателя), последовательного выведения верхней ступени на каждую из орбит назначения, разработки оптимальной конструктивно-компоновочной схемы диспенсера (дозатора) для размещения космических аппаратов (рис. 5), определенной ориентации одной из осей КА в момент их отделения (например, в сторону Солнца, как это требовалось при запуске КА «Иридиум») и другое. Основной задачей при выведении групп КА является определение условий их отделения по скорости и направлению [8], обеспечивающих несовпадение и несближение при полете аппаратов на первом витке заданной орбиты и в дальнейшем при их отделении как от торца диспенсера, так и с его боковой поверхности. Выбор основных характеристик системы отделения КА требует разработки специальной методики определения проектно-баллистических параметров при выведении КА на орбиты назначения [4].

Использование морской платформы для запуска РН проводится с учетом параметров движения и нагрузки на ракету-носитель, вызываемых воздействием морской качки, ветра и технологических операций с платформой. В общем случае волнение моря является случайным процессом, который приводит к перемещению стартовой платформы (СП) в продольном, поперечном и вертикальном направлениях, а также к вращению относительно продольной оси (бортовая качка), поперечной оси (килевая качка) и вертикальной оси (рыскание). Точное решение задачи расчета параметров движения и нагрузок на РН при этом требуют учета таких факторов, как упругость элементов конструкции РН, подвижность компонентов в топливных баках ракеты-носителя и других. Учет этих факторов приводит к схеме расчета системы с бесконечным числом степеней свободы, описываемой дифференциальными уравнениями в частных производных. При реальном проектировании для решения задачи вводятся некоторые упрощающие допущения, позволяющие свести общую задачу к задаче с конечным числом степеней свободы, и таким образом получить искомое

решение при приемлемых затратах времени и с достаточной для практических целей точностью. Такой подход позволяет проводить оценку критических нагрузок в корневом сечении РН при проведении ответственных операций, таких как транспортировка РН из ангара, установка ее на стартовую платформу, при стоянке ракеты-носителя, запуске программы стартовой подготовки, заправки РН топливом, отвода установщика от ракеты-носителя и его пуске [2].

Перечень примеров можно продолжить и далее, однако из уже приведенных материалов следует, что модернизация методического обеспечения является необходимой составляющей работ при проектировании и разработке РКК рассматриваемого типа.

Использование предлагаемых методологических подходов и модернизированных методик позволило провести успешную разработку проектной и проектно-расчетной документации при создании известных РКК в международной кооперации.

ВЫВОДЫ

1. Методология проектирования ракетно-космических комплексов в международной кооперации в условиях рыночной экономики отличается от традиционной, когда РКК разрабатывается по государственному заказу в условиях плановой экономики как по способам организации, так и по последовательности проведения проектных работ.

2. Отличия вызваны особенностями разработки РКК, связанными с необходимостью расширения функциональных возможностей комплекса, обеспечения новой целевой функции — проведение коммерческих запусков КА, изменения структуры РКК, учета взаимодействия отечественных предприятий и компаний с компаниями других стран при разработке проектно-конструкторских решений, а также выбора характеристик комплекса, обеспечивающих конкурентоспособность РКК на мировом рынке пусковых услуг.

3. Выбор структуры РКК рассматриваемого типа проводится во многих случаях, исходя из условий максимального использования ранее

созданных участниками проекта ракетных блоков, систем и подсистем, надежность которых подтверждена экспериментальной и натурной отработкой. Пусковая установка РКК разрабатывается совместно с одной или двумя сторонами с размещением, по возможности, в энергетически выгодной точке планеты.

4. К особенностям проведения организационных работ следует отнести подготовку участниками проектов международных соглашений и договоров о долгосрочном сотрудничестве в сфере космических исследований, совместной разработке РКК, защите технологий, объемах финансирования каждой стороной, распределении финансовых средств, а также протоколов согласования объемов работ, областей взаимодействия и ответственности за выполняемые работы.

5. Общая задача проектирования и разработки РКК подразделяется на внешнюю и внутреннюю. Первая является ключевой и содержит ряд составляющих нестандартных задач, решение которых во многом влияет на процесс последующей разработки и эксплуатации комплекса.

6. К числу нестандартных задач относятся системный маркетинг рынка пусковых услуг, выбор и обоснование перечня характеристик РКК, предопределяющих его конкурентоспособность на рынке, определение структуры комплекса и его составляющих, выбор компаний (компаний) для совместной разработки проекта, отбор предпочтительных вариантов РКК, проработка альтернативных вариантов РКК с использованием процедур синтеза и анализа, выбор технического облика комплекса, подготовка исходных данных на разработку технических предложений.

7. В качестве потребительских характеристик РК, определяющих его конкурентоспособность на мировом рынке, используются в основном, стоимость выведения одного килограмма полезного груза на орбиту, надежность РКК, способность выведения РН группы КА на одну орбиту одним пуском РН, способность выведения одним пуском РН групп КА на разные целевые орбиты, диапазон основных характеристик групп КА, габариты отсека полезной нагрузки, степень унификации адаптера связи «ракета-носитель — КА» и другие.

8. Учет особенностей РКК рассматриваемого типа при решении проектных задач обуславливает необходимость модернизации существующего методического обеспечения. Это относится как к задачам выбора потребительских характеристик РКК, так и к баллистическому проектированию ракет-носителей, выбору оптимальных проектных параметров РН, определению основных характеристик и параметров систем наземного (морского) обеспечения и другим задачам.

Приведенные методологические аспекты и модернизированные методики внедрены на ГП «КБ «Южное» в практику проектирования РКК рассматриваемого типа. Их использование содействовало успешной разработке проектной, проектно-расчетной и проектно-конструкторской документации при создании известных комплексов «Морской старт», «Наземный старт», американо-украинской ракеты «Антарес», а также при разработке проекта украинско-бразильского РКК «Алкантара-Циклон-Спейс».

1. Дегтярев А. В. Научные и методологические основы модернизации ракетных комплексов: Дис. ... д-ра техн. наук. — Днепропетровск: КБ «Южное», 2012. — 245 с. — Машинопись.
2. Дегтярев А. В., Василенко А. А. Определение нагрузок в опорном сечении РН при стоянке на пусковом столе морской стартовой платформы в условиях действия ветра и качки // Системне проектування та аналіз характеристик аерокосмічної техніки: Зб. наук. праць. — Дніпропетровськ: ДНУ ім. О. Гончара, 2011. — Т. 11. — С. 16—28.
3. Дегтярев А. В., Кашанов А. Э., Сюткина С. В. К выбору приоритетных вариантов модернизации ракетно-космических комплексов // Техническая механика. — 2012. — Вып. 2. — С. 94—105.
4. Дегтярев А. В., Шептун А. Д. Проектно-баллистические решения по групповым запускам космических аппаратов в район нескольких базовых орбит // Космич. техн. Ракет. вооружение: Сб. науч.-техн. ст. — 2011. — Вып. 2. — С. 37—51.
5. Дегтярев А. В., Шеховцов В. С. Оценка энергетических характеристик ракет-носителей при однократном и двукратном включении двигателя дополнительной ступени // Системи озброєння і військова техніка. — 2011. — № 2 (26). — С. 42—48.
6. Кини Р. Л., Ройфа Х. Принятие решения при многих критериях предпочтения и замещения / Пер. с англ. под ред. И. Ф. Шахнова. — М.: Радио и связь, 1981. — 560 с.

7. Ларичев О. И. Вербальный анализ решений. — М.: Наука, 2006. — 181 с.
8. Эльясберг П. Э. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 540 с.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

О. В. Дегтярев, М. О. Дегтярев

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

МЕТОДОЛОГІЧНІ АСПЕКТИ ПРОЕКТУВАННЯ І РОЗРОБКИ РАКЕТНО-КОСМІЧНИХ КОМПЛЕКСІВ У МІЖНАРОДНІЙ КООПЕРАЦІЇ

Наведено результати аналізу методології проектування і розробки РКК у міжнародній кооперації. Показано, що реалізація комплексом нової цільової функції — забезпечення комерційних запусків КА — вимагає розширення функціональних можливостей РКК і, як наслідок, пов'язана з певними змінами в способах організації і послідовності проведення проектних робіт. Відмічено особливості вирішення зовнішньої і внутрішньої задач, пов'язаних з вибором характеристик і технічною розробкою комплексу. Показано, що результати рішення зовнішньої задачі значною мірою впливають на вирішення внутрішньої. Викладені особливості вибору споживчих характеристик РКК, що визначають його конкурентоспроможність. Показано, що проектування і розробка комплексу даного типу пов'язані з необхідністю певної модернізації методичного забезпечення.

Ключові слова: ракетно-космічний комплекс, міжнародна кооперація, комерційні пуски, внутрішня і зовнішня задачі проектування.

A. V. Degtyarov, M. A. Degtyarov

Yuzhnoye State Design Office,
Dnipropetrovsk

METHODOLOGICAL ASPECTS OF DESIGN AND DEVELOPMENT OF SPACE LAUNCH SYSTEMS UNDER INTERNATIONAL COOPERATION

Dwell on analysis of space launch systems (SLS) designs and development techniques under international cooperation is given. It is shown that the realization of its new objective, namely, commercial launches of the spacecraft, will require enhancement of SLS capabilities and, consequently, entail certain changes in both, ways of organization of design work and procedure of its implementation. Features of solution are mentioned for outer and inner problems related to the selection of characteristics and engineering development of the SLS. It is shown that solution of the outer problem has a significant impact on the solution of the inner problem. Selection specifics of SLS consumer characteristics, which determine its competitiveness, are stated. It is noted that design and development of the considered system entails a specific upgrading of the existing techniques.

Key words: Space Launch System, International cooperation, commercial launches, internal and external designing tasks.

А. А. Макаренко, А. Н. Машенко, Е. И. Шевцов

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

СОЗДАНИЕ СОВРЕМЕННЫХ СРЕДСТВ ИНТЕГРАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С РАКЕТОЙ-НОСИТЕЛЕМ

О разработке в ГП «КБ «Южное» современных средств интеграции, а именно устройств крепления и отделения космических аппаратов от ракеты-носителя, которые удовлетворяют высоким требованиям современного рынка космических услуг и обеспечивают высоконадежное отделение КА с минимальными возмущениями.

Ключевые слова: средства интеграции, космический аппарат, устройства крепления и отделения, минимальные возмущения.

Комплекс пусковых услуг, предлагаемый предприятием на космическом рынке, не может быть полным без предложения средств интеграции космических аппаратов (КА) к ракете-носителю (РН). Устройства интеграции должны обеспечивать надежное крепление КА к элементам конструкции РН — адаптеру, диспенсеру, раме — и его отделение в завершающей стадии выведения КА на целевую орбиту с минимальными возмущениями.

Возможность компании разрабатывать и применять собственные устройства крепления и отделения КА является показателем ее высокого научно-технического уровня. Это объясняется высочайшими требованиями к качеству и надежности, предъявляемым к системам отделения КА. Весь самый сложный дорогостоящий комплекс работ по выведению КА в требуемую точку орбиты может закончиться неудачей из-за несрабатывания одного лишь устройства отделения. Неотделение КА может привести к огромным финансовым потерям, потере имиджа и контрактов компанией-поставщиком пусковых услуг.

Сложность создания таких устройств обуславливается необходимостью выполнения комплекса жестких, зачастую противоречивых технических требований:

- высочайшая надежность срабатывания устройств ($P = 0.9995$);
- обеспечение высокой степени чистоты околоспутникового пространства в течение полета РН и после отделения КА — класса 1000 000 (в объеме воздуха 1 дм³ должно быть не более 29 частиц размером 5 мкм);
- малый вес и габариты;
- стабильные механические свойства материалов при высокой удельной прочности;
- стойкость к внешним воздействующим факторам, таким как большие вибродинамические, статические нагрузки в процессе полета РН, условия космического полета, включающие воздействие перепадов высокой и низкой температур, вакуума, рентгеновского излучения;
- минимальный механический импульс, сообщаемый КА при отделении, позволяющий обеспечить минимальные возмущения;
- минимальное виброударное воздействие на КА и установленные на нем приборы;

- безопасность и удобство работ при интеграции КА с РН, возможность осуществить тройной контроль правильности сборочных операций;
- универсальность и возможность применения для разных по габаритам, массам и функциональному назначению КА.

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» (КБЮ) занималось созданием средств крепления и отделения КА с момента разработки первых спутников. В качестве основного элемента устройств использовались пироболты, при срабатывании которых образовывалось большое количество механических частиц и копоти, и КА получал существенное возмущение. Тем не менее, по своим характеристикам они удовлетворяли требованиям условий применения, имели высокую надежность срабатывания и являлись образцами передовых технологий того времени.

Выход на международный рынок космических услуг показал, что в один ряд с работоспособностью устройств отделения стало требование обеспечения комфортных условий для космического аппарата, таких как малые возмущения при отделении, высокая степень чистоты околоспутникового пространства, низкие виброударные воздействия.

В соответствии с такими требованиями в КБЮ было разработано семейство современных устройств крепления космических аппаратов массой от 10 кг до 5 т.

При помощи этих устройств было выведено свыше 100 спутников различных иностранных заказчиков.

Работа по созданию устройств отделения проводилась с 1995 по 2014 гг. в три этапа.

I этап. Разработка семейства малогабаритных малоимпульсных герметичных пирозамков и пиромеханизмов с несущей способностью от 3 до 16 т (табл. 1). Основной объем работ выполнен с 1995 по 2009 гг. Совершенствование конструкции пирозамков продолжается по настоящее время.

II этап включал разработку базового варианта устройства крепления и отделения КА типа Clamp Band, которое де факто является стандартом крепления средне- и крупногабаритных

КА. В период с 2002 по 2006 гг. разработано три оригинальных варианта устройств — с кантовым запирающим узлом, крепление при помощи сегментов и при помощи бандажных полуколец (табл. 2).

Проведенный комплекс работ, включающий наземную отработку устройств, анализ возможностей изготовления на имеющейся производственной базе ГП ПО ЮМЗ и технологичности работ при сборке и установке КА, весовой анализ, сравнение надежности функционирования и живучести устройств позволил выбрать один, базовый вариант устройства — устройство крепления бандажного типа.

III этап заключался в разработке устройств крепления стандартизованных типоразмеров 937 и 1184 мм на основе выбранного на II этапе работ базового варианта для решения задач выведения конкретных КА — выведения макета полезного груза РН «Циклон-4» и для выполнения контрактов по теме «Днепр». Разработаны и успешно применены при пусках бандажные устройства крепления и отделения КА «Компсат-3А» и ASNARO по заказам южнокорейского института KARI и японской корпорации NEC (табл. 3).

В процессе создания устройств крепления и отделения был проведен большой комплекс расчетных, проектно-конструкторских работ, наземной экспериментальной отработки, комплекс работ по адаптации устройств к требованиям конкретного заказчика и отработки технологии сборки и стыковки КА.

Комплекс расчетных работ. Разработана инженерная методология проектирования пиромеханических, бандажных устройств крепления, включающая аналитические и численные методы. Созданы методики и программы расчета динамики отделения упругих полуколец, внутренней баллистики и динамики срабатывания пиромеханизмов, оценки энергетических запасов и определения уровня надежности устройств.

Комплекс проектно-конструкторских работ. На основе требований заказчиков пусковых услуг, требований к конструкции и результатов расчетов разработаны трехмерные модели устройств, проведена их увязка с адаптерами и другими

Таблица 1. Пиромеханизмы крепления космических аппаратов

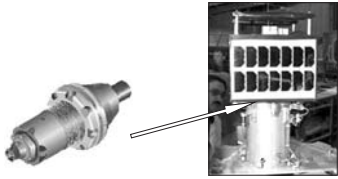
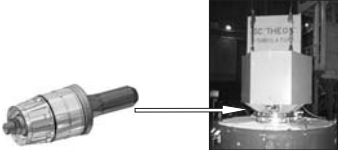
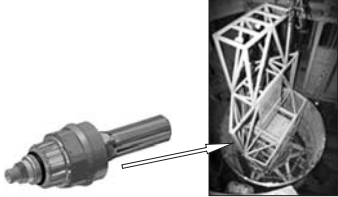
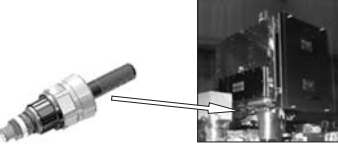
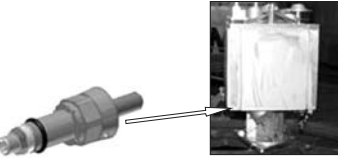
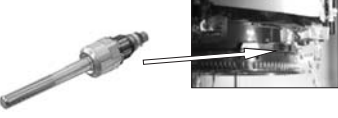
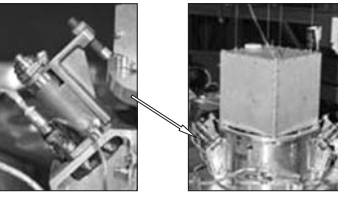
Устройство крепления КА УС2001 — 00.2601.2001.0000.05.0 с допустимым осевым усилием до 12 кН, рассчитанное на воздействие как осевых, так и перерезывающих нагрузок, масса выводимого КА от 100 до 700 кг, механический импульс 3.5 Н·с. Успешно использовалось для отделения КА «Глобалстар», «Бауманец», «UniSat», EDUSAT, «BugSat», «SaudiSat»	 Крепление макета КА EDUSAT
Пирозамок П0005 - 00.2617.0006.0000. 02.0, допустимое осевое усилие до 160 кН, масса выводимого КА от 1000 до 5000 кг. Механический импульс 9 Н·с. Успешно использовался для крепления и отделения КА TRX, TEOS, платформ космической головной части «Днепр», головного обтекателя РН «Зенит-2»	 Крепление макета КА TEOS
Пирозамок П11 — 94.7955.0005.0000.53.0, масса выводимого КА от 1000 до 5000 кг. Механический импульс 9 Н·с. Применен для крепления специального макета КА в первом демонстрационном пуске РН «Циклон-4», для крепления обтекателя РН «Циклон-4». Успешно применялся для выведения КА «CryoSat-2», для разделения платформ космической головной части РН «Днепр»	 Крепление макета КА «CryoSat-2»
Пирозамок П5 — 00.5436.0008.0000.19.0, масса выводимого КА от 500 до 2000 кг. Механический импульс 3.5 Н·с. Успешно применялся для выведения КА «Picard», «Prisma», «NigeriaSat-2», STSAT, «DubaiSat-2», «Deimos», предусмотрен для крепления КА IRIDIUM-NEXT	 Крепление макета КА STSAT
Пирозамок П3 — 00.5436.0005.0000.06.0, масса выводимого КА от 100 до 500 кг. Механический импульс 2.2 Н·с. Успешно применялся для выведения КА «RapidEye», RASAT, «Сич-2», «SkySat-1», MRES, «Hodooyoshi», для крепления газодинамического экрана космической головной части РН «Днепр»	 Крепление макета КА «Сич-2»
Пирозамок-толкатель — 94.7300.0007.0000.00.0, предназначен для отделения КА с созданием необходимой осевой скорости, для стягивания и разбрасывания бандажных устройств стыковки, допустимое осевое усилие до 40 кН. Успешно применялся для выведения на РН «Днепр» КА ASNARO, «Компсат-3А»	
Пиромеханизм крепления малых КА массой от 10 до 50 кг, усилие поджатия КА до 2 кН. Успешно применялся для выведения КА семейства «ApriseSat» (10 видов), «TabletSat-Aurora»	 Крепление макета КА «ApriseSat»

Таблица 2. Варианты устройства крепления и отделения КА типа «Clamp Band»

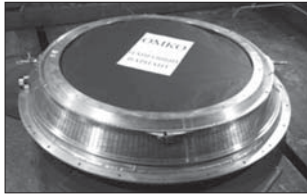
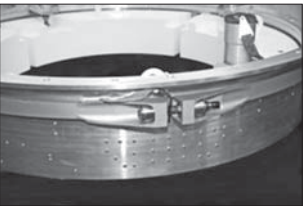
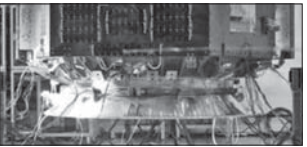
<i>Первый вариант.</i> Устройство с крепления с использованием цангового запирающего узла и стальной стягивающей ленты. Имеет наибольший из всех рассмотренных вариантов вес, малую жесткость, чувствителен к температурным воздействиям	
<i>Второй вариант.</i> Устройство крепления при помощи сегментов («сухарей»), которые обжаты стальной лентой. Имеет вес в 1.5 больший, чем в базовом варианте, меньшую жесткость, чувствителен к температурным воздействиям	
<i>Третий вариант.</i> Устройство крепления при помощи бандажных полуколец, стянутых пирозамками-толкателями. Имеет минимальный вес, максимальную жесткость, нечувствителен к температурным воздействиям. По результатам наземной экспериментальной отработки вариант принят за базовый для дальнейшей разработки	

Таблица 3. Бандажные устройства крепления КА разработки ГП КБ «Южное»

Бандажное устройство крепления составного макета КА РН «Циклон-4» размера 1194 мм: масса системы 6.5 кг, максимальная масса КА — 2500 кг, максимальный габарит КА — 3 м, получило полную наземную квалификацию в 2014 г.	
Бандажное устройство крепления размера 937 мм КА ASNARO, разработано по заказу японской компании NEC: масса системы 5 кг, максимальная масса КА — 1500 кг, максимальный габарит КА — 2.5 м, получило полную наземную квалификацию в 2013 г., успешный пуск осуществлен в декабре 2014 г. на РН «Днепр»	
Бандажное устройство крепления размера 1194 мм для КА «Компсат-3А», разработано по заказу южнокорейской компании KARI: масса системы 6.5 кг, максимальная масса КА — 2500 кг, максимальный габарит КА — 3 м, получило полную наземную квалификацию в 2014 г., успешный пуск осуществлен в марте 2015 г. на РН «Днепр»	

конструктивными элементами интерфейса. На базе созданных 3D-моделей выпущена конструкторская документация для производства в виде чертежей на бумаге, что позволило ускорить процесс создания непосредственно чертежей узлов и деталей, исключить ошибки несогласованности деталей и узлов сборочных единиц.

Комплекс наземной экспериментальной отработки. При разработке устройств отделения КА была разработана специальная методология наземных испытаний и проведена квалификация устройств и систем отделения космических аппаратов, позволяющая в наземных условиях с высокой гарантией подтвердить их работоспособность в условиях полета.

Комплекс наземной экспериментальной отработки включает в себя этапы:

- разработки программ и методик испытаний, в том числе с определением режимов и объема испытаний, необходимого количества измеряемых параметров;
- создание специальных стендов и рабочих мест;
- непосредственное проведение испытаний с измерением требуемого комплекса параметров;
- анализ полученных экспериментальных данных;
- корректировка конструкторской документации с учетом результатов наземной экспериментальной отработки.

Комплекс работ по адаптации разработанных устройств отделения к требованиям конкретного заказчика пусковых услуг. На этом этапе происходила разработка конкретных элементов конструкции, позволяющих осуществить непосредственно крепление КА к РН при помощи устройств, адаптеров, диспенсеров, рам, специальных кронштейнов. Сложность и трудоемкость этого этапа определяется степенью взаимодействия между разработчиками системы отделения и космического аппарата. Процесс адаптации устройств отделения был ускорен за счет применения совместимых международных систем разработки таких, как CATIA и INVENTOR.

Комплекс работ по отработке технологии сборки устройства стыковки с КА. Разработана специальная технология монтажа бандажного уст-

ройства стыковки, обеспечивающая равномерное распределение запирающих стык усилий и удобство работы в условиях как цеховой сборки, так и сборки в условиях монтажно испытательного комплекса на космодроме. Для точной и эффективной сборки спроектировано и изготовлено специальное устройство обжатия, особенностью которого является обеспечение при помощи простых винтовых механизмов максимально равномерного распределения усилия обжатия интерфейсных узлов КА и РН. Технология обжатия была отработана при помощи специально разработанных методик.

Результаты работ. Весь этот комплекс работ позволил создать и предложить на рынке пусковых услуг семейство устройств крепления и отделения КА, состоящее из пяти видов пиромеханизмов и двух видов бандажных устройств крепления, что позволяет охватить более 90 % рынка малых КА, выводимых групповыми пусками на низкие околоземные орбиты, и успешно бороться за заказы выведения КА массой до 5 т.

Научно-технический уровень устройств соответствует, а по многим параметрам, таким как простота, технологичность и надежность, превышает лучшие иностранные аналоги. Их новизна защищена тремя авторскими свидетельствами и четырьмя патентами Украины.

Устройства внедрены на РН «Зенит-2», «Протон», «Циклон-3», «Циклон-4», «Днепр». С их использованием на РН «Днепр» выведено на околоземную орбиту более 100 космических аппаратов широкого класса — весом от 10 до 2000 кгс различных иностранных заказчиков: английских («UniSat», «RapidEye», «Deimos»), итальянских («NanoSat», «PicPot», «EduSat»), французских (THEOS, «Picard»), испанских («Deimos»), американских («Genesis», «ApriseSat», «P-Pod»), немецких («TerraSAR-X», «CryoSat»), российских («Коронас-Фотон», «TabletSat-Aurora»), Казахстана («KazEOSat»), турецких (RASAT), Арабских Эмиратов («DubaiSat», «SaudiSat»), нигерийских («NigeriaSat»), Швеции («Prisma»), корейских («KorompSat»), японских («Hodoyoshi»), голландских («Cubsat», «BugSat»), канадских («XPOD WNISat», «Brite-PL», GOMX). При этом за один пуск выводились от одного КА («TerraSAR-X»,

«CryoSat», «Genesis») до группы из нескольких КА. Пуск 2014 г. был рекордным, одной ракетой было выведено 33 космических аппарата 17 иностранных заказчиков.

Использование созданных устройств крепления и отделения запланировано в новых разработках на ракетах-носителях «Днепр», «Циклон-4», «Зенит», «Маяк».

Стаття надійшла до редакції 09.09.15

А. О. Макаренко, О. М. Мащенко, Є. І. Шевцов

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

РОЗРОБКА СУЧАСНИХ ЗАСОБІВ ІНТЕГРАЦІЇ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ З РАКЕТОЮ-НОСІЄМ

Про розробку в ДП «КБ «Південне» сучасних засобів інтеграції, а саме пристроїв закріплення та відділення космічних апаратів, які відповідають високим вимо-

гам сучасного ринку пускових послуг та забезпечують високонадійне відокремлення КА з мінімальними збуреннями.

Ключові слова: засоби інтеграції, космічний апарат, пристрої закріплення та відділення, мінімальні збурення.

A. A. Makarenko, A. N. Mashchenko, E. I. Shevtsov

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

THE DEVELOPMENT OF MODERN MEANS OF SPACECRAFT INTEGRATION WITH A LAUNCH VEHICLE

The article overviews experience of the SDO “Yuzhnoye” in the development of modern means of spacecraft integration with a launch vehicle, namely the spacecraft attachment-detachment devices that meet the requirements of present-day launch services market and provide a high-reliability spacecraft separation with minimal disturbances.

Key words: means of spacecraft integration, spacecraft, attachment-detachment devices, minimal disturbances.

А. Ю. Зайцева, В. Н. Маслей, Д. А. Галабурда,
К. Г. Белоусов, С. И. Москалев, С. С. Зайцев, Ю. А. Шовкопляс

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

ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫЙ БУКСИР ДЛЯ МЕЖОРБИТАЛЬНОЙ ТРАНСПОРТИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Рассматривается космическая система, предназначенная для длительного маневрирования в околоземном космическом пространстве для решения различных задач.

Ключевые слова: космический аппарат, космическая система, буксир, орбита, полезная нагрузка, двигательная установка.

ВВЕДЕНИЕ

На фоне развития новых тенденций освоения человеком космоса возникает потребность в создании многоцелевых систем, позволяющих осуществлять продолжительное маневрирование в космосе и выполнять различные функции. Для решения подобных задач требуются высокоэффективные двигательные установки. К сожалению, традиционные двигательные установки на химическом топливе мало подходят для длительного маневрирования, так как имеют сравнительно небольшой удельный импульс и поэтому требуют больших запасов топлива. В последнее время существенно возрос интерес к применению электрореактивных двигательных установок (ЭРДУ), обладающих высоким удельным импульсом. Однако малая тяга таких двигателей (порядка нескольких грамм-силы) приводит к большой длительности проведения маневра. Однако новые разработки показывают возможность существенного увеличения тяги

ЭРДУ (до нескольких сотен грамм-сил), что даст возможность эффективно выполнять подобные миссии.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

В настоящее время формируется новое перспективное направление использования космической техники, которое сможет обеспечивать обслуживание космических аппаратов на орбите. Создание космических систем для такого обслуживания находится сегодня в сфере научных и практических интересов ведущих мировых космических держав. Появляются проекты специальных сервисных космических аппаратов (КА), предназначенных для решения широкого круга задач в космическом пространстве, в основном по доставке и обеспечению функционирования полезного груза на рабочей орбите.

Цель статьи — отобразить работы, проводимые на ГП «КБ «Южное» по проекту космической системы «Буксир», и представить возможности практической реализации проекта для осуществления обслуживания различных космических аппаратов.

ОПИСАНИЕ МИССИИ

Электрореактивный буксир предназначен для доставки полезного груза на рабочие орбиты, в том числе и на геостационарную орбиту (ГСО), а также обеспечение полезной нагрузки необходимыми для работы ресурсами в течение срока активной жизни. Посредством буксира могут решаться следующие задачи:

- многократное выведение спутников с низкой околоземной на высокоэнергетические орбиты (геостационарную, переходную к геостационарной, отлетные траектории и т. д.);
- продление срока активного функционирования геостационарного спутника за счет поддержания его в требуемой точке стояния после окончания у него запаса топлива;
- удаление космического мусора;
- доставка грузов в точки Лагранжа;
- межпланетные миссии;
- инспекция спутников;
- использование в качестве платформы для спутников и автоматических межпланетных станций.

Ввиду решения широкого круга задач в космическом пространстве по доставке и обеспечению функционирования полезного груза, электрореактивный буксир должен обеспечивать возможность установки полезной нагрузки и комплектов аппаратуры различного назначения. Для обеспечения поставленных задач, таким образом, в базовый состав буксира должны входить следующие системы:

- система сближения и стыковки;
- система управления и спутниковой навигации;
- связная система;
- электрореактивная двигательная установка;
- система электроснабжения;
- система терморегулирования;
- межсистемная кабельная сеть;
- конструкция.

Внешний вид электрореактивного буксира представлен на рис. 1.

Для решения вышеперечисленных задач буксир дополнительно может оснащаться различными специальными устройствами и системами:

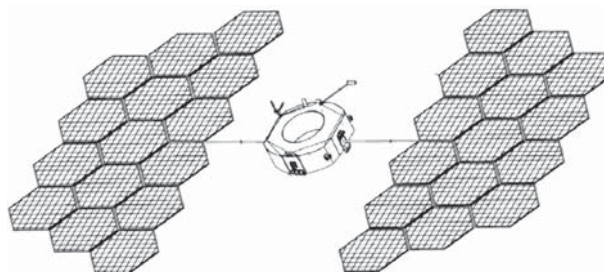


Рис. 1. Внешний вид электрореактивного буксира

- устройство сближения и стыковки со спутниками, выводимыми на низкую орбиту (для многократного выведения спутников на ГСО и орбиту, переходную к ГСО);
- специальная система стыковки к стандартному устройству крепления спутника на ракетеносителе или к двигателю спутника (для продления срока активного функционирования геостационарного спутника);
- комплект специальных устройств увода, которые прикрепляются к объектам космического мусора и разворачивают конструкцию для их торможения и удаления;
- другими устройствами.

РЕШАЕМАЯ ЗАДАЧА

Создание электрореактивного буксира, способного совершать перелет с низкой опорной орбиты на геостационарную, требует решения ряда задач по оптимизации его проектных параметров и проведения анализа различных вариантов в зависимости от типа ЭРДУ.

В качестве примера рассмотрена схема выведения ракетой-носителем полезного груза (электрореактивного буксира и спутника) общей массой 5000 кг с начальной орбиты высотой 500 км на ГСО. На начальной орбите (рис. 2, а) происходит отделение буксира от ракеты-носителя (РН) [3] и приведение его в рабочее состояние. После этого производится включение ЭРДУ, и по траектории многовитковой спирали буксир доставляет космический аппарат на рабочую орбиту (рис. 2, б).

Результаты проектно-баллистических исследований эффективности [1, 2, 4] электрореактивного буксира с выбранными двигательными

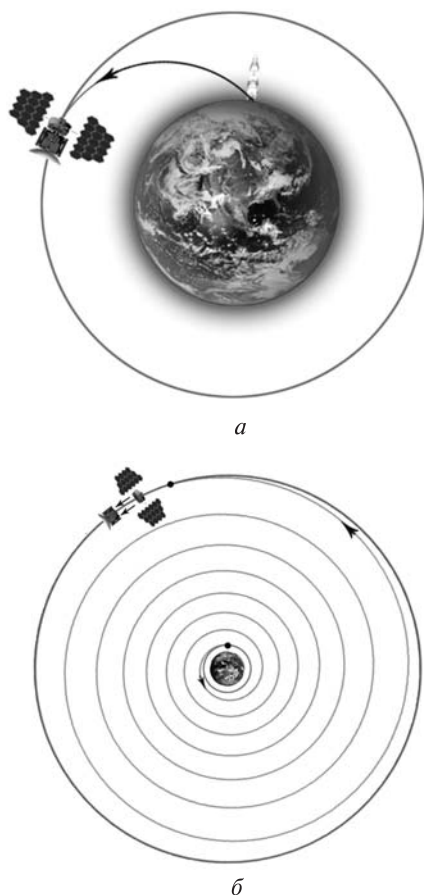


Рис. 2. Схема выведения электрореактивного буксира со спутником на ГСО: а — начальная орбита, б — рабочая орбита

установками при выведении спутника на ГСО представлены в таблице.

В результате были сформированы основные характеристики электрореактивного буксира, а также проведен предварительный расчет его массовых характеристик.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ

При проектировании предлагаемого межорбитального буксира предусматривается в течение его жизненного цикла реализация ряда технических мероприятий различной сложности, которые обеспечивали бы расширение направлений его применения и дальнейшее совершенствование технических характеристик и экономических показателей.

Расширение направлений применения возможно за счет предложения к использованию буксира для доставки в требуемые области пространства научной аппаратуры и других грузов при выполнении различных межпланетных миссий, также буксир может использоваться в качестве платформы для автоматических станций.

ВЫВОДЫ

Предварительная проработка показала принципиальную возможность создания такого электрореактивного буксира кооперацией украинских предприятий, а проведенный анализ показывает эффективность его использования вместо одно-

Основные характеристики электрореактивного буксира

Характеристика	Значение	
Высота начальной орбиты, км	500	
Масса полезного груза выводимого РН, кг	5000	
Тип двигателей ЭРДУ	Разработанный	Перспективный
Количество маршевых двигателей ЭРДУ	16	1
Тяга одного маршевого двигателя, гс	4.6	400
Суммарная тяга маршевых двигателей, гс	73.6	400
Удельный импульс двигателя, с	4800	4000
Масса рабочего тела, кг	517	614
Масса буксира, кг	3662	3022
Габариты буксира в рабочей конфигурации, м	$19.7 \times 12.1 \times 4.6$	$15.7 \times 9.6 \times 3.7$
Масса выводимого спутника, кг	1338	1978
Время выведения, сут	340	62

разовых систем в миссиях, требующих длительного маневрирования в космосе.

1. *Иванов Н. М., Лысенко Л. Н.* Баллистика и навигация космических аппаратов. — М., 2004.
2. *Кринецкий Е. И., Александровская Л. Н. и др.* Основы испытаний летательных: Учеб. для вузов. — М.: Машиностроение, 1989. — 312 с.
3. *Ракеты и космические аппараты* Конструкторского бюро «Южное» / Под общей ред. С. Н. Конюхова. — Днепропетровск, 2001. — 240 с.
4. *Эльясберг П. Е.* Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. — М.: Наука, 1965. — 540 с.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

*А. Ю. Зайцева, В. М. Маслей,
Д. А. Галабурда, К. Г. Білоусов,
С. І. Москальов, С. С. Зайцев, Ю. А. Шовкопляс*

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

ЕЛЕКТРОРЕАКТИВНИЙ БУКСИР ДЛЯ МІЖОРБІТАЛЬНОГО ТРАНСПОРТУВАННЯ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Розглядається космічна система, призначена здійснювати тривалі маневрування у навколоземному космічному просторі для виконання різноманітних задач.

Ключові слова: космічний апарат, космічна система, буксир, орбіта, корисне навантаження, рушійна установка.

*A. Yu. Zaitseva, V. M. Masley,
D. A. Halaburda, K. G. Belousov,
S. I. Moskalev, S. S. Zaitsev, Yu. A. Shovkoplias*
Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

ELECTROJET TUGS FOR SPACECRAFTS INTERORBITAL TRANSPORTATION

The space system intended for a longtime maneuvering in a near-Earth space for solving different tasks is considered.

Key-words: spacecraft, space system, tug, orbit, payload, propulsion systems.

А. А. Прокопчук, В. А. Шульга

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

ЛИНЕЙКА ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ГП «КБ «ЮЖНОЕ» ДЛЯ СОЗДАНИЯ НОВЫХ СЕМЕЙСТВ РАКЕТО-НОСИТЕЛЕЙ

Специалисты Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» ведут работы по созданию линейки перспективных жидкостных ракетных двигателей, которые позволят удовлетворить, прежде всего, собственные потребности в современных двигателях при создании новых семейств ракетно-носителей, а также потребности рынка. Создание этой линейки позволит обеспечить независимость ракетной отрасли Украины от внешних поставок современных жидкостных ракетных двигателей при решении такого актуального для всех технически развитых экономик вопроса, как независимый доступ в космическое пространство.

Ключевые слова: кислородно-керосиновый ЖРД, замкнутая схема, маршевый ЖРД, тяга, удельный импульс тяги.

ВВЕДЕНИЕ

В составе Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» имеется специализированное конструкторское бюро (КБ-4) по разработке жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), специалисты которого имеют более чем пятидесятилетний опыт создания ЖРД различного назначения. На всех межконтинентальных баллистических ракетах (МБР), разработанных ГП «КБ «Южное», используются в качестве рулевых, на первых и вторых ступенях, а также маршевых, на верхних ступенях, двигатели собственной разработки, перечень которых, с привязкой к МБР, приводится на рис. 1.

На рис. 2 приводится перечень ЖРД, разработанных ГП КБ «Южное» для космических носителей.

Специалисты «Южного» освоили технологию разработки ЖРД, работающих по замкнутому

циклу, — с дожиганием генераторного газа в камере сгорания, реализация которого позволяет получить максимальную эффективность топливной пары. С реализацией замкнутого цикла специалистами «Южного» были разработаны маршевые двигатели вторых ступеней РД857 и РД862, работающие на топливе АТ+НДМТ, и рулевой двигатель второй ступени РН «Зенит» РД-8, работающий на топливе жидкий кислород и керосин. Обогащать имеющийся опыт отработки и эксплуатации двигателей замкнутой схемы с дожиганием генераторного газа специалистам «Южного» позволило многолетнее конструкторское сопровождение изготовления и испытаний на ПО ЮМЗ маршевого двигателя второй ступени РН «Зенит» РД120, разработанного специалистами НПО «Энергомаш» (Российская Федерация). Использование богатого опыта по разработке и отработке ЖРД различного назначения позволяет специалистам «Южного» прогнозировать существенное снижение затрат, как времени, так и финансовых, на создание новых современных ЖРД.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Чтобы обеспечить вновь разрабатываемые перспективные РН двигателями собственной разработки специалисты ГП «КБ «Южное» решают задачу создания линейки перспективных ЖРД, которые могут быть востребованы не только в интересах выполнения космических программ Украины, но и зарубежными заказчиками. При этом для маршевых двигателей в качестве топ-

ливной пары выбраны жидкий кислород и керосин. Это топливо, обладая достаточно высокими энергетическими возможностями, позволяет минимизировать на этапах отработки и эксплуатации двигателей ущерб окружающей среде.

Все двигатели этого ряда (работающие на топливе жидкий кислород + керосин) выполнены с турбонасосной системой подачи по замкнутой схеме с дожиганием окислительного генераторного газа.

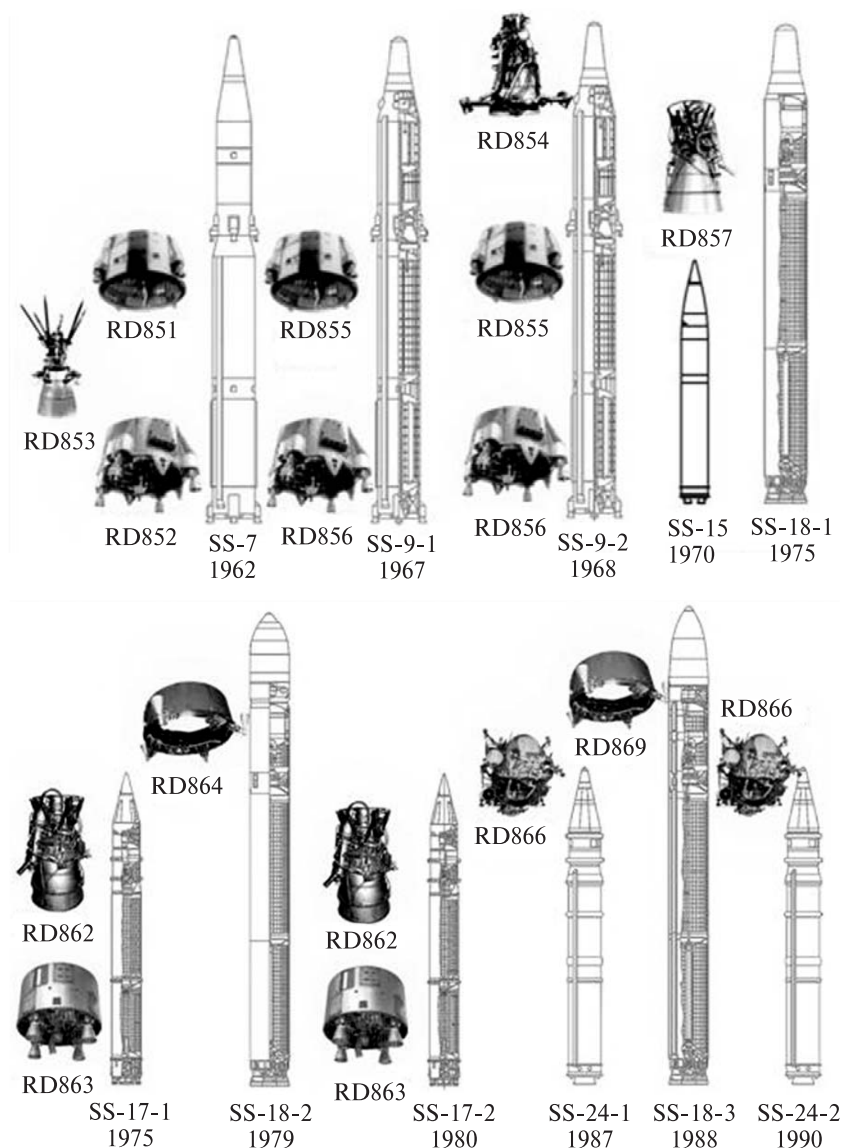


Рис. 1. Двигатели межконтинентальных баллистических ракет, разработанные специалистами Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

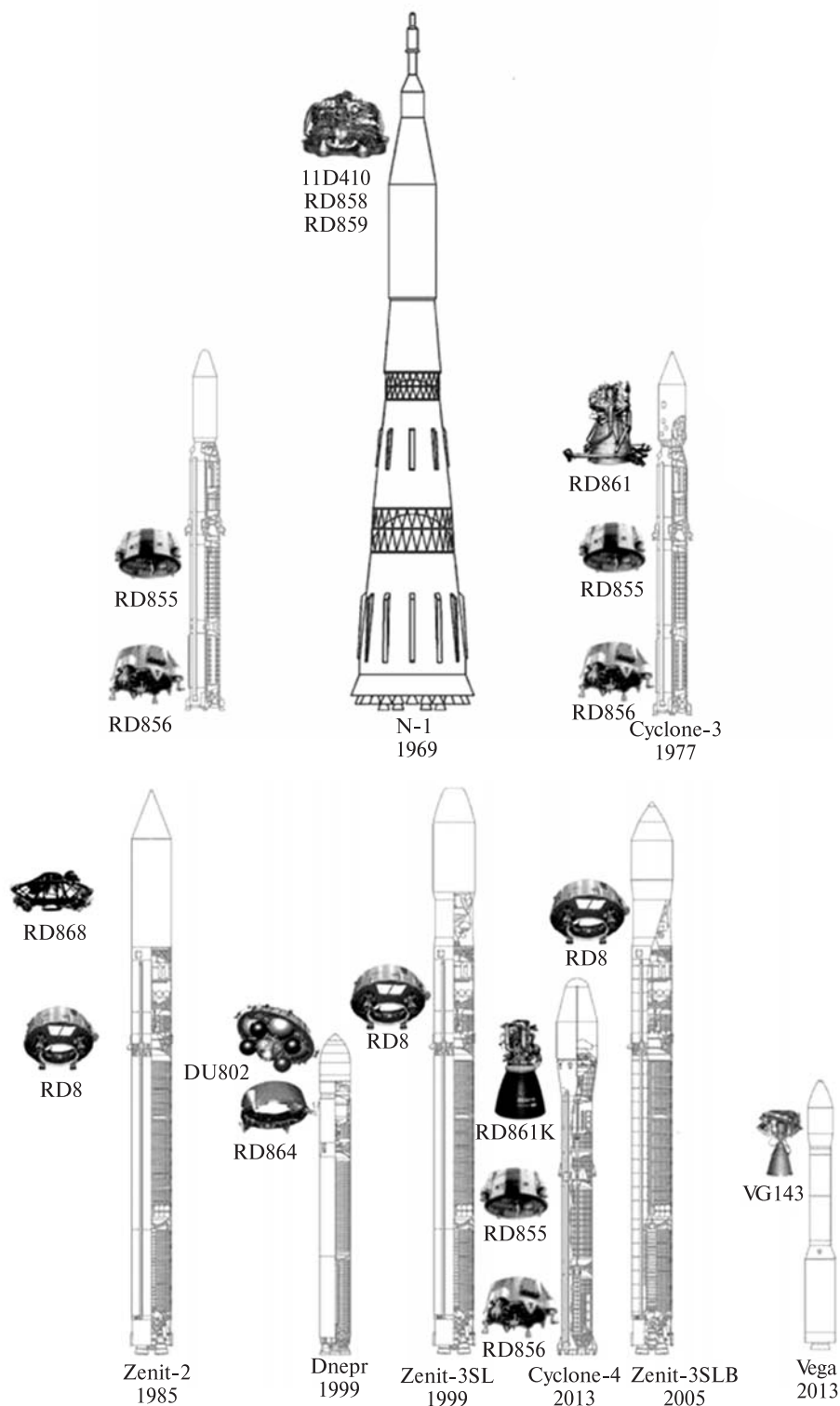


Рис. 2. Двигатели космических ракет-носителей, разработанные специалистами Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля»

Для космических буксиров и взлетно-посадочных модулей с длительной продолжительностью функционирования в космосе в качестве топливной пары применяются высококипящие компоненты топлива.

При выборе размерностей двигателей по уровням тяг, формирующих «линейку», исходили из того, что для первых ступеней, разрабатываемых в настоящее время и прогнозируемых на ближайшее будущее космических носителей от легкого до тяжелого классов, наиболее востребованными являются двигатели с тягами примерно от 50 до 500 тс. Для вторых и третьих ступеней, а также разгонных блоков наиболее востребованными могут быть ЖРД с тягами примерно от 2 до 140 тс.

Для решения задач по исследованию дальнего космоса необходимы двигатели с уровнем тяг от нескольких килограммов до нескольких тонн, но с большой продолжительностью функционирования в условиях космоса, обеспечением возможности многократного включения в полете и широким диапазоном регулирования тяг.

Формируя линейку перспективных ЖРД специалисты «Южного» руководствовались следующими соображениями, которые направлены на сокращение затрат:

- по возможности максимально использовать имеющийся опыт, в том числе за счет заимст

новения узлов, агрегатов, технических решений в новые разработки из ранее отработанных двигателей;

- наращивание размерности двигателей по тяге предусматривает максимальное заимствование ключевых узлов для выбранного ряда;

- выбираемые основные параметры двигателей должны позволять при минимальных дополнительных затратах модификацию параметров в случае необходимости. С этой целью номинальные характеристики двигателей выбираются с учетом возможности форсирования режима в процессе их эксплуатации, если в этом возникнет необходимость.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ

На рис. 3 представлена линейка ЖРД, создание которых является приоритетной задачей специалистов ГП «КБ «Южное».

Для первых ступеней перспективных РН разработаны проекты ЖРД с тягами 120, 200 и 250 тс.

Облик этих двигателей приведен на рис. 3, а, а характеристики — в табл. 1 [2].

Для создания двигателей больших тяг, которые могут найти применение в РН тяжелого и сверхтяжелого классов, в качестве базового будет использоваться РД815 с земной тягой 250 тс.

Мы планируем двигатель тягой 500 тс (РД880) на первом этапе выполнить двухкамерным, что потребует разработки нового турбонасосного аг

Таблица 1. Характеристики жидкостных ракетных двигателей для I—III ступеней

Параметр	Двигатели I ступеней			Двигатели II и III ступеней				
Индекс двигателя	РД801	РД810	РД815	РД805	РД809М	РД809К	РД835	РД801В
Тяга двигателя, тс				2	9	10	50	140
на Земле	122.2	194.2	251.3					
в пустоте	136.6	211.3	274.5					
Удельный импульс тяги двигателя, с					345	352	355	350
на Земле	300.7	303.6	306.7					
в пустоте	336	330.3	335					
Давление в камере двигателя, кгс/см ²	183.5	192.7	200	78	88	100	170	184
Соотношение компонентов топлива	2.65	2.65	2.7	2.5	2.5	2.62	2.6	2.6
Количество плоскостей качания	2	1	2	2	1 (каждая камера)	2	2	2
Количество камер	1	1	1	1	4	1	1	1
Масса сухая с учетом массы рамы, кг	1630	2310	3200	150	340	330	(в разработке)	1800

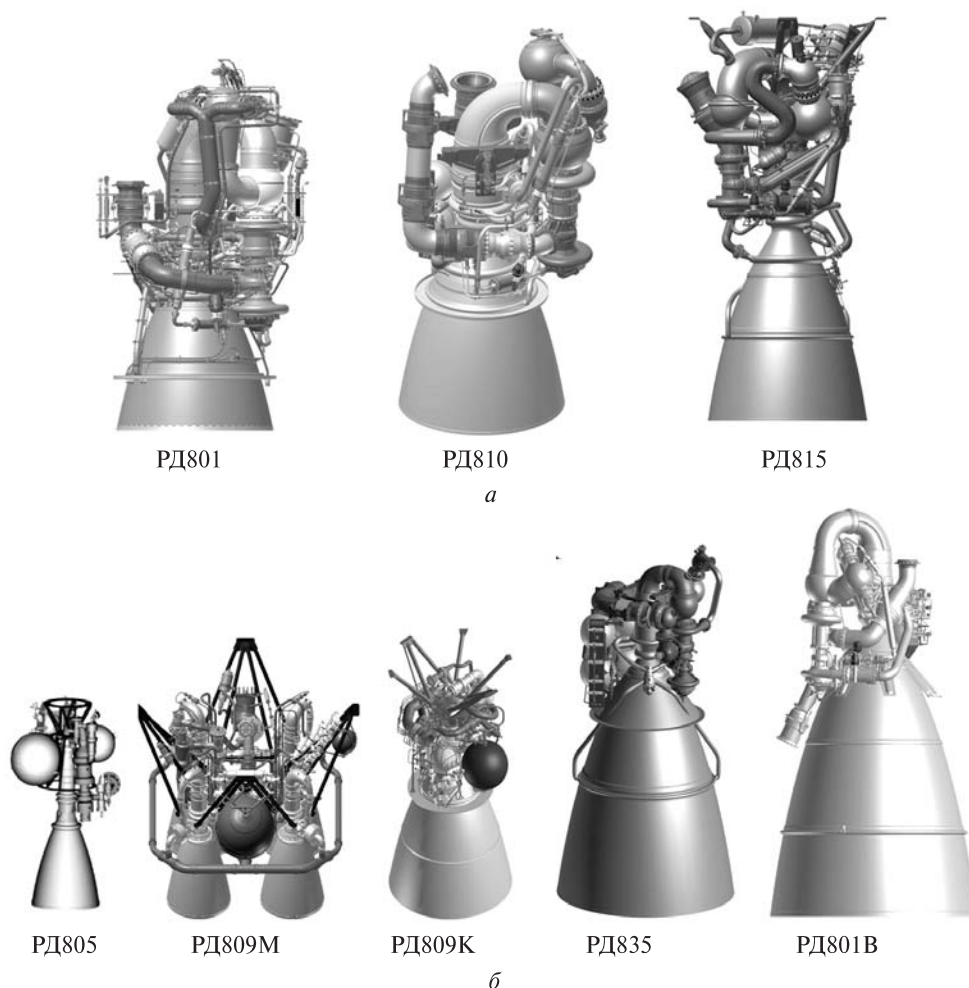


Рис. 3. Маршевые жидкостные ракетные двигатели на компонентах топлива кислород + керосин: а — первых ступеней, б — верхних ступеней

регата (ТНА), а камеру сгорания и газогенератор можно заимствовать из РД815. В дальнейшем не исключаем возможности модернизации двигателя этой размерности с переходом на однокамерную конструкцию, что позволит уменьшить вес и диаметральный габарит двигателя. Необходимость такой модернизации будет диктоваться потребностями будущего рынка. Облики двигателя с земной тягой 500 тс в двухкамерном и однокамерном исполнении приведены на рис. 4.

Двигатели тягой 1000 тс мы сегодня видим как кластерные из четырех 250 тонных, либо двух пятисот тонных (РД880х2) в двухкамерном либо однокамерном исполнении.

Над проектами этих двигателей специалисты «Южного» в настоящее время работают.

Для вторых и третьих ступеней разрабатываются проекты двигателей с тягой 10 тс (РД809К), 50 тс (РД835), примерно 140 тс (РД801В), 9 тс (РД809М), 2 тс (РД805).

Облик этих двигателей приведен на рис. 3, б, а характеристики — в табл. 1.

Двигатели РД809К, РД809М и РД805 разработаны на базе агрегатов серийного двигателя РД8, который используется в качестве рулевого на РН «Зенит». В РД809К заимствованы из РД8 ТНА, газогенератор и некоторые другие агрегаты. РД809К однокамерный, а РД8 четырехкамерный

[1]. Поэтому для РД809К разработана вновь камера сгорания, а также некоторые агрегаты автоматики и общей сборки. Кроме того, РД809К будет обеспечивать многократный запуск в полете. Проект и конструкторская документация по этому двигателю разработаны. В настоящее время ведется освоение изготовления этого двигателя и в ближайшее время специалисты «Южного» приступят к отработке вновь разработанных узлов и агрегатов.

Проект двигателя РД809М разрабатывался для использования в качестве маршевого на второй ступени РН «Антарес» [3]. Схемные решения для этого двигателя, состав агрегатов полностью заимствованы из РД8. Под новые задачи потребовалось изменить компоновку двигателя в обеспечение минимальных диаметральных габаритов. По нашим оценкам отработка и сертификация такого двигателя может быть проведена на 5—7 экземплярах. Все агрегаты двигателя в состоянии производства. На базе камеры двигателя РД8 создается проект маршевого двигателя РД805 тягой 2 тс для верхних ступеней. Разрабатываемые нами на базе двигателя РД8 три новых современных ЖРД могут быть с минимальными затратами отработаны и применены в качестве маршевых для верхних ступеней РН.

По двигателю РД835 с тягой в пустоте 50 тс в настоящее время ведутся проектные работы. В наших планах завершить разработку эскизного проекта этого двигателя до конца текущего года.

Двигатель РД801В, с тягой в пустоте около 140 тс, разрабатывается на базе агрегатов двигателя РД801, который нами разработан в качестве маршевого для первых ступеней с земной тягой 120 тс. Мы планируем модифицировать этот двигатель путем перепрофилирования сопла для изменения его высотности.

Для верхних ступеней и разгонных блоков в течение последних 10 лет специалистами «Южного» разработаны проекты ряда ЖРД, работающих на высококипящих компонентах топлива.

Для третьей ступени РН «Циклон-4» практически завершена отработка двигателя РД861К, внешний вид которого приведен на рис. 5, а, характеристики приведены в табл. 2. Имея высокие энергомассовые характеристики, этот двига-

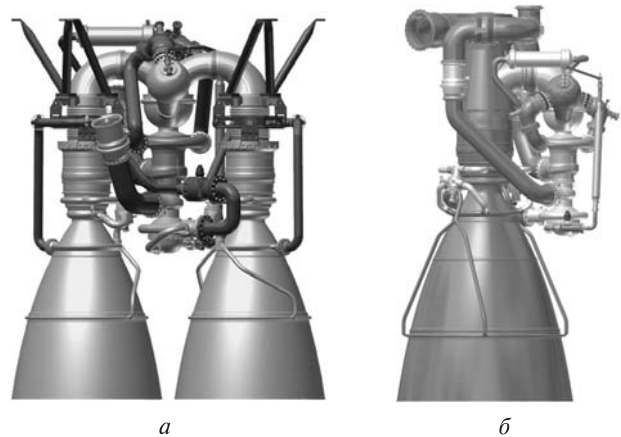


Рис. 4. Варианты двигателя РД880 с земной тягой 500 тс: а — двухкамерный, б — однокамерный

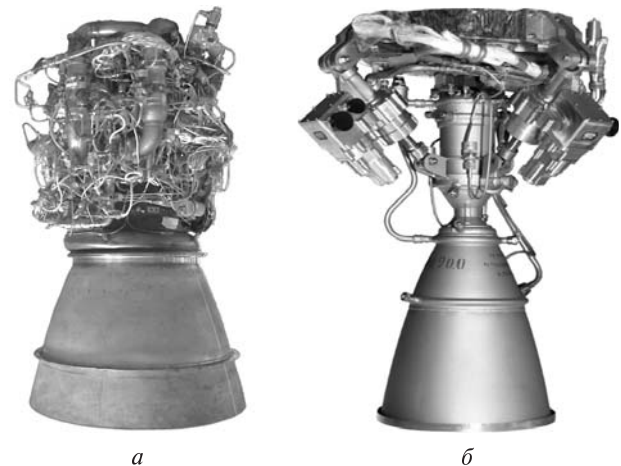


Рис. 5. Жидкостные ракетные двигатели: а — РД861К, б — РД843

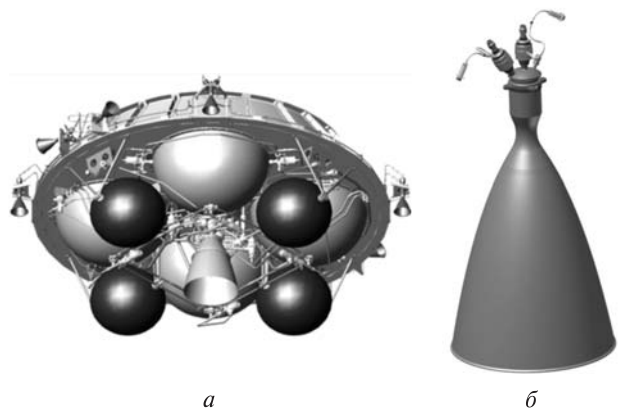


Рис. 6. Двигательная установка ДУ802 (а) и апогейный двигатель РД840 (б)

Таблица 2. Характеристики двигателей РД861К, РД843, ДУ802, РД840

Параметр	Двигатель			
Индекс двигателя	РД861К	РД843	ДУ802	РД840
Компоненты топлива	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ	АТ+НДМГ
Тяга двигателя в пустоте, кг·с	7916	250	450	40.7
Удельный импульс тяги двигателя в пустоте, с	330	315.5	322.5	315
Давление в камере двигателя, кгс/см ²	90.5	20.4	36.5	10
Соотношение компонентов топлива	2.42	2,0	2.25	1.85
Количество плоскостей качания	2	2		
Количество камер	1	1	1	1
Масса сухая, кг	207	16	165.4	4.3

тель может обеспечивать многократный запуск в полете и продолжительное функционирование в условиях космического пространства.

Аналог двигателя РД843 (см. рис. 5, б) эксплуатируется в качестве маршевого в составе 4 ступени европейской РН «Вега».

Характеристики этого двигателя также приведены в табл. 2.

Для автономного космического буксира «Креchet», эксплуатация которого планировалась в составе РН «Днепр», создана двигательная установка ДУ802 (см. рис. 6, а), позволяющая осуществлять многократные включения в полете. Оработка этой двигательной установки приостановлена на этапе комплексных испытаний из-за отсутствия финансирования.

На базе ранее разработанных двигателей, работающих на высококипящих долгохранимых компонентах топлива, разработаны проекты двигателей РД860 и РД860L [4], которые могут быть использованы в космических программах по освоению Луны и других космических объектов. Имея опыт создания двигателей для советской лунной программы, позволявших обеспечить мягкую посадку пилотируемого корабля на лунную поверхность и доставку корабля на окололунную орбиту после взлета с поверхности Луны, специалисты «Южного» готовы решать вопросы создания ЖРД с многократным регулированием тяги. Для этого класса двигателей имеются производственная для изготовления и стендовая для испытаний базы на ГП ПО ЮМЗ и ГП КБ «Южное». Такие двигатели могут быть

созданы с минимальными финансовыми затратами и в очень сжатые сроки.

Специалистами «Южного» разрабатывается также апогейный двигатель тягой 40 кгс, работающий на долгохранимых высококипящих компонентах топлива (рис. 6, б). По этому двигателю разработана документация на опытный образец и ведутся экспериментальные работы. Основные характеристики ДУ 802 и РД 840 приведены в табл. 2.

ВЫВОДЫ

В обеспечение создания новых семейств РН специалисты ГП КБ «Южное» ведут разработки современных маршевых ЖРД для первых и вторых ступеней, работающих на экологически чистом топливе жидкий кислород и керосин, а так же ЖРД, работающих на долгохранимых высококипящих компонентах топлива, которые найдут применение для космических программ по исследованию дальнего космоса.

Использование имеющегося богатого опыта по разработке и отработке ЖРД позволяет прогнозировать существенное сокращение затрат на создание всей линейки двигателей, представленных в настоящей статье.

1. Дегтярев А. В., Прокопчук А. А., Шульга В. А. и др. Маршевый двигатель РД809К: Эскизный проект. Выбор параметров, конструкции двигателя и основных агрегатов. Пояснительная записка. Ч.1 М22 YZH ANL 036 01. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2014. — 272 с.

2. Дегтярев А. В., Шульга В. А., Животов А. И., Дибривный А. В. Создание семейства кислородно-керосиновых жидкостных ракетных двигателей на базе отработанных технологий для перспективных ракет-носителей ГП «КБ «Южное». — Харьков: ХАИ, 2013. — 44 с.
3. Конюхов С. Н., Шнякин В. Н., Шульга В. А. и др. Маршевый двигатель РД809 второй ступени РН «Таурус-2»: Эскизный проект. Пояснительная записка 00.1506.0000.0000.09.0 ПЗ. — Днепропетровск: ГП «КБ «Южное», 2010. — 50 с.
4. Шнякин В. Н., Шульга В. А., Животов А. И., Дибривный А. В. Космические жидкостные ракетные двигатели с многократным запуском в полете и регулированием тяги // ИАС-11.С4.1.9. — 2011.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

О. О. Прокопчук, В. А. Шульга

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

ЛІНІЙКА ПЕРСПЕКТИВНИХ
РРД ДП «КБ «ПІВДЕННЕ»
ДЛЯ СТВОРЕННЯ НОВИХ СІМЕЙСТВ РН

Спеціалісти ДП «КБ «Південне» працюють над створенням лінійки перспективних рідинних ракетних двигунів (РРД), які дозволяють задовольнити, насамперед, власні

потреби в сучасних двигунах при створенні сучасних сімейств РН, а також потреби ринку. Створення цієї лінійки дозволить забезпечити незалежність ракетної галузі України від зовнішніх поставок сучасних РРД при вирішенні такого актуального для всіх технічно розвинених економік питання, як незалежний доступ в космічний простір.

Ключові слова: киснево-газовий РРД, замкнена схема, маршовий РРД, тяга, питомий імпульс тяги.

A. A. Prokopchuk, V. A. Shulga

Yuzhnoye State Design Office, Dnepropetrovsk

THE ADVANCED LIQUID ROCKET ENGINE LINE
OF SDO “YUZHNOYE” FOR THE CREATION OF NEW
FAMILIES OF LAUNCH VEHICLES

SDO “Yuzhnoye” specialists are working on the creation of advanced liquid rocket engine (LRE) line that first of all, allows satisfying our own needs in modern engines due to creation of new families of launch vehicles (LV) as well as satisfying requirements of the market. The creation of this LRE line allows us to be sure in the independence of Ukrainian rocket industry from foreign shipment of modern LRE for the solving of an independent access to space market that is actual for all the technically developed economics.

Key words: LOX-kerosene LRE, stage combustion cycle, main LRE, thrust, specific thrust impulse.

УДК: 621.454.2.043

В. И. Конох, И. Н. Гордиец

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

ПНЕВМОНАСОСНАЯ ПОДАЧА КОМПОНЕНТОВ ТОПЛИВА В ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЯХ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ

В настоящее время в жидкостных ракетных двигательных установках ракет-носителей и космических аппаратов применяются две классические системы подачи компонентов топлива: вытеснительная и турбонасосная. В Государственном предприятии «КБ «Южное» разработана новая система подачи топлива — пневмонасосная. Она является более простой и надежной по сравнению с турбонасосной, и в сравнении с вытеснительной системой подачи позволяет обеспечить более высокое давление в камере двигателя при низких давлениях на входе в двигатель, а также обеспечивает высокую точность поддержания тяги и соотношения компонентов топлива. Представлен обзор работ, ведущихся в ГП «КБ «Южное», по созданию современных жидкостных двигательных установок с пневмонасосной системой подачи для космических аппаратов.

Ключевые слова: жидкостный ракетный двигатель, система подачи, пневмонасосный агрегат, уплотнение.

В последнее время в ГП «КБ «Южное» проводятся исследования по созданию двигательной установки с маршевым двигателем тягой 400 Н с запасом топлива 3000 кг, работоспособностью в составе космического аппарата в течение пяти лет и количеством включений не менее 100. Давление в камере двигателя равно 1 МПа, а суммарное время работы — около 8500 с, компоненты топлива — азотный тетраоксид (АТ) и несимметричный диметилгидразин (НДМГ).

В разработке этой двигательной установки учтен большой опыт ГП «КБ Южное» по созданию жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива в камеру двигателя.

В настоящее время в ракетостроении доминирующими являются вытеснительная и турбонасосная системы подачи компонентов топлива в камеру двигателя и газогенератор. Недостатки обеих систем общеизвестны: для вытесни-

тельной — это ограничение по запасу топлива, связанное с высоким давлением в баках и значительным расходом газа на наддув, а для турбонасосной — сложность конструкции и более низкая надежность, обусловленная значительным количеством элементов конструкции, включая турбонасосный агрегат (ТНА) с газогенератором (ТНА является элементом, определяющим надежность и ресурс работы ЖРД) [2].

Пневмонасосная подача топлива занимает промежуточное положение между турбонасосной и вытеснительной системами и однозначно превосходит по массовому совершенству вытеснительную. Применение турбонасосной системы подачи топлива наиболее рационально при больших импульсах тяги (более 5 МН·с).

В разработках ГП «КБ «Южное» прототип пневмонасоса — однокомпонентный жидкостный аккумулятор давления поршневого типа (питатель) — был впервые применен в двигателе РД866. Однокомпонентные питатели осуществляли автоматическое включение турбонасосных агрегатов

окислителя (Ок) и горючего (Г), для чего имели встроенные переключатели подачи и сброса управляющего давления компонентов топлива в перекрывающие топливные клапаны соответствующих газогенераторов. Турбонасосы осуществляли дозаправку рабочих полостей питателей компонентами топлива, когда поршни питателей достигали позиций опорожненного состояния, и выключались, когда питатели были заправлены.

Основные характеристики питателей окислителей и горючего представлены в табл. 1.

Разработка двигателя РД866 была начата в 1979 г. В 1983 г. была закончена наземная экспериментальная отработка. Двигатель успешно прошел лётные испытания и серийно изготавливался на ГП ПО ЮМЗ (Украина), эксплуатировался в составе межконтинентальной баллистической ракеты типа SS-24 шахтного и мобильного базирования.

Благодаря использованию однокомпонентных поршневых пневмонасосов (питателей) двигатель РД866 обеспечивал 14 включений в полете (при наземной отработке проверено 30).

Следующим успешным шагом по применению пневмонасосных агрегатов (ПНА) и совершенствованию его конструкции стал бортовой источник мощности (БИМ) малой ракеты.

Однокомпонентный ПНА БИМ (его характеристики приведены в табл. 2) предназначался для питания системы бортовых приводов маслом высокого давления. Пневмонасосный агрегат приводился в действие редуцированным газом от бортового пневмоблока ракеты. Пневмонасосный агрегат включал в себя объёмный насос, систему клапанов, демпфер, пневматический привод.

Агрегат обеспечивал высокое давление в масляном контуре приводов при невысоком давлении редуцированного газа, имел небольшие габариты и вес.

Пневмонасосный агрегат прошел полный цикл наземной экспериментальной отработки и успешное лётное испытание.

В 2004 г. для автономного космического буксира (АКБ) «Кречет» конверсионного носителя «Днепр» ГП «КБ «Южное» разработало двигательную установку ДУ802. Основные характеристики двигательной установки ДУ802 приведены в табл. 3.

На рис. 1 представлена упрощенная принципиальная схема ДУ802.

Основными составляющими ДУ802 являются камера двигателя, заимствованная из двигателя РД866, и двухкомпонентный ПНА, предназначенный для подачи топлива в камеру двигателя. При разработке ПНА были использованы конструктивные решения и положительный опыт отработки ПНА БИМ малой ракеты.

Гелий на привод ПНА подавался через электропневмоклапан ЭК1 после редуктора РД1. Редуктор обеспечивал настройку по тяге на требуемый режим. Клапаны К1—К4 обеспечивали совместно с электропневмоклапанами ЭК1 и ЭК2 запуск и остановку двигателя [8].

Таблица 1. Основные характеристики питателей окислителей и горючего

Параметр	Окислитель	Горючее
Расход из питателя, кг/с	0.016...1.656	0.017...1.6
Давление гелия в пневмополости, МПа	23...30	23...30
Давление в жидкостной полости, МПа	7.6...9.8	21.3...16.3
Количество циклов заправок (сливов)	130	150
Продолжительность работы, с	1300	—
Объем рабочей полости, дм ³	1.98	2.68

Таблица 2. Основные характеристики ПНА БИМ

Расход масла, дм ³ /мин	3...12.6
Давление масла на выходе ПНА, МПа	17...21
Давление газа, МПа	2.2
Масса, кг	3.6

Таблица 3. Основные характеристики двигательной установки ДУ802

Тяга, кН	4.364
Удельный импульс тяги, м/с	3225
Давление в камере, МПа	3.58
Массовое соотношение компонентов	2.25
Время работы, с	350
Количество включений	10

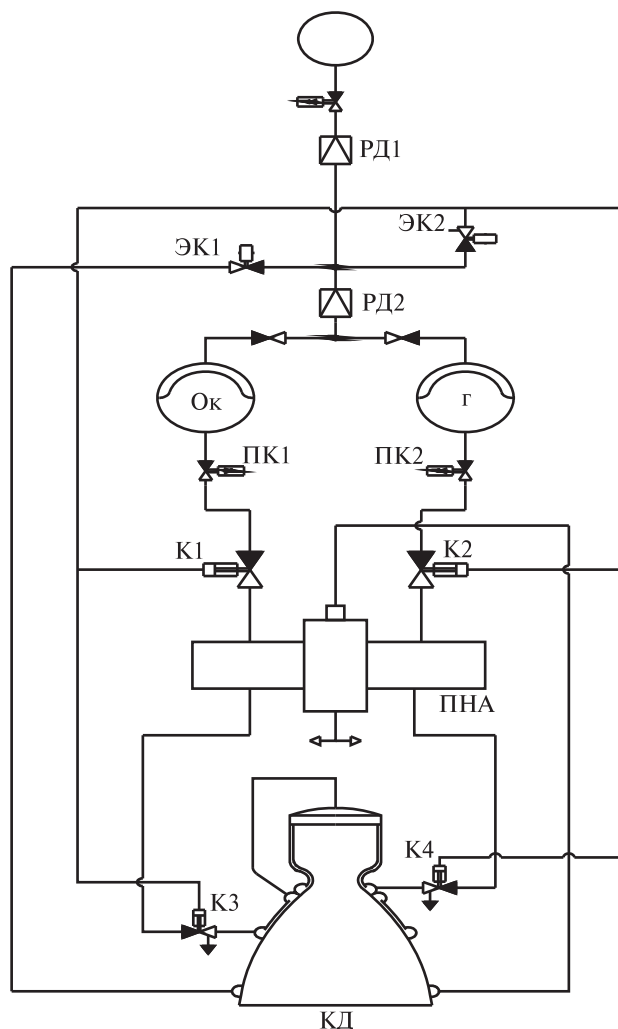


Рис. 1. Упрощённая принципиальная схема ДУ802: К1–К4 — клапаны, ПК1, ПК2 — пироклапаны, ПНА — пневмонасосный агрегат, РД1, РД2 — редукторы, ЭК1, ЭК2 — электропневмоклапаны

По сути, ПНА — это связка двух объемных поршневых насосов с пневматическим командным блоком и системой всасывания и нагнетания [4]. На рис. 2 представлена схема ПНА [7].

Принцип действия ПНА следующий. Сжатый гелий после регулятора давления подводится к командному блоку и далее поочередно в соответствующие полости газовых поршней. Газовые поршни блока пневмопривода жестко связаны с поршнями блоков насосов окислителя и горючего. При перемещении жидкостные поршни со-

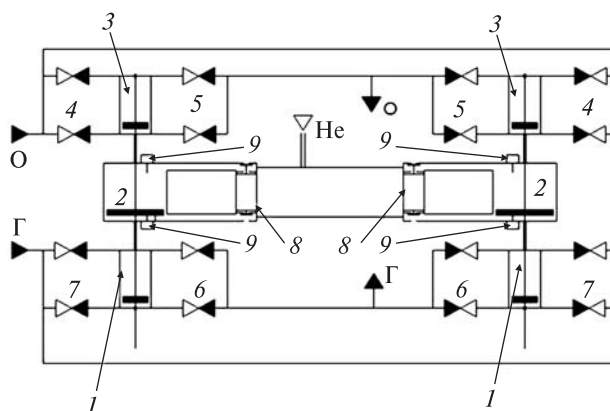


Рис. 2. Пневмогидравлическая схема ПНА: 1 — блок насоса горючего, 2 — блок пневмопривода, 3 — блок насоса окислителя, 4 — входной обратный клапан насоса окислителя, 5 — выходной обратный клапан насоса окислителя, 6 — выходной обратный клапан насоса горючего, 7 — входной обратный клапан насоса горючего, 8 — командный блок, 9 — концевой переключатель

Таблица 4. Основные характеристики пневмонасосного агрегата

Объёмный расход окислителя, дм ³ /с	0.663
Объёмный расход горючего, дм ³ /с	0.539
Давление на входе/выходе в насосы окислителя и горючего, МПа	1.3/5.7
Давление гелия на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	2.28
Масса пневмонасосного агрегата, кг	5

здают напор в выходной сети. Поочерёдное подключение поршней осуществляется с помощью специальных концевых переключателей. Весь ПНА состоит только из пневмогидравлических элементов и узлов. ПНА запускается и отключается автоматически при подаче и отключении гелия. Жесткая связь между поршнями окислителя и горючего обеспечивает высокую точность поддержания соотношения компонентов. Точность обеспечения требуемых напоров насосов определяется точностью редуцирования давления.

Гелий, идущий на привод ПНА, подогревается в теплообменнике. Подогрев гелия в теплообменнике позволяет компенсировать потери гелия, связанные с работой ПНА.

Основные характеристики ПНА представлены в табл. 4.

На стационарных режимах из-за импульсной подачи компонентов топлива с помощью ПНА в камере двигателя имели место колебания давления на частотах работы ПНА (~ 10 Гц) со средней амплитудой 0.138 МПа ($\sim 4\%$ от давления в камере p_k). Хотя колебания давления с данной амплитудой не оказывали ощутимого влияния на рабочие процессы в камере, были реализованы мероприятия по снижению амплитуды указанных колебаний, а именно: на выходе из ПНА по обоим магистралям были установлены демпферы, позволившие снизить величину средней амплитуды колебаний с 0.138 до 0.064 МПа ($\sim 1.8\%$ от p_k).

Двигательный блок настраивался на номинальную тягу путём настройки редуктора на определённое давление гелия, подаваемого в ПНА. По результатам огневых испытаний (ОИ) абсолютное давление газа в камере двигателя находилось в пределах от 3.246 до 3.628 МПа. Соотношение компонентов не подлежит настройке и обеспечивалось точным соблюдением диаметров жидкостных поршней ПНА. По результатам ОИ массовое соотношение компонентов, определенное по результатам измерения расходов, находилось в пределах от 2.21 до 2.3, что соответствует требованиям технического задания и практически зависит только от разности входных температур компонентов топлива [8].

Так, на международных astronautических конгрессах в докладах IAF-00-S.1.04 (51-й конгресс, Рио-де-Жанейро, Бразилия, 2000 г.), IAS-04-S.1.10 (55-й конгресс г. Ванкувер, Канада, 2004 г.) и IAS-05-S.4.1.04 (56-й конгресс, г. Фукуока, Япония, 2005 г.) ГП «КБ «Южное» представило результаты испытаний двигателя и двигательной установки ДУ802 автономного космического буксира «Кречет».

Жидкостные ракетные установки с пневмонасосной подачей компонентов топлива позволяют регулировать тягу. Регулирование тяги возможно двумя способами.

Способ 1. Путём изменения гидравлического сопротивления выходных топливных магистралей. При этом требуется установка гидравлического дросселя хотя бы по линии одного из компонентов. Недостатком этого способа регулирования является повышенное гидравлическое сопротив-

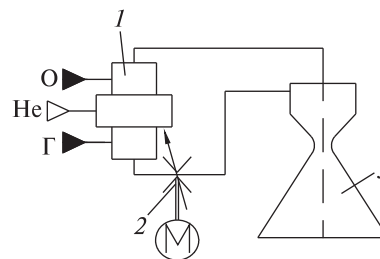


Рис. 3. Фрагмент схемы ЖРД с регулируемой магистралью горючего: 1 — пневмонасосный агрегат, 2 — дроссель с электроприводом, 3 — камера двигателя

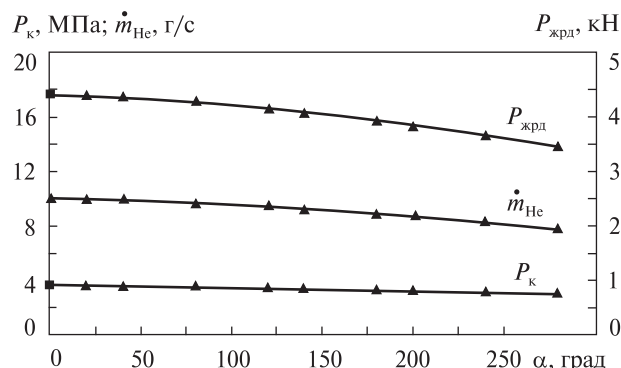


Рис. 4. Зависимость тяги $P_{жрд}$ ЖРД, давления p_k в камере двигателя и расхода гелия $\dot{m}_{He}$ на привод ПНА от угла α поворота вала дросселя

ление жидкостных трактов и, как следствие, повышенный расход гелия на привод ПНА.

На рис. 3 представлен фрагмент схемы ЖРД с регулируемой магистралью горючего.

На рис. 4 приведены расчётные зависимости тяги, давления в камере двигателя и расхода гелия на привод ПНА от угла поворота вала гидравлического дросселя. При полностью открытом дросселе ($\alpha = 0$) гидросопротивление выходной магистрали насоса горючего такое же, как и в нерегулируемом ЖРД [6]. Эти зависимости описываются следующими уравнениями, полученными путем аппроксимации расчетных данных (коэффициент корреляции $\rho = 0.9989$):

$$p_k(\alpha) = -6 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^2 - 0.0013 \cdot \alpha + 3.7402,$$

$$P_{жрд}(\alpha) = -7 \cdot 10^{-6} \cdot \alpha^2 - 0.0016 \cdot \alpha + 4.4362, \quad (1)$$

$$\dot{m}_{He}(\alpha) = -2 \cdot 10^{-5} \cdot \alpha^2 - 0.0032 \cdot \alpha + 9.9998.$$

Способ 2. Путём перенастройки газового редуктора, питающего ПНА. Этот способ регули-

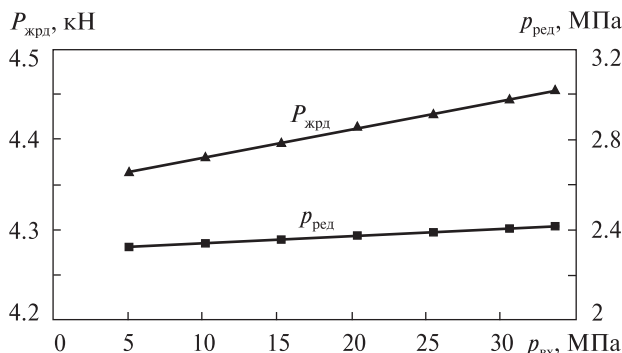


Рис. 5. Зависимость давления за газовым редуктором и тяги двигателя от давления на входе в редуктор

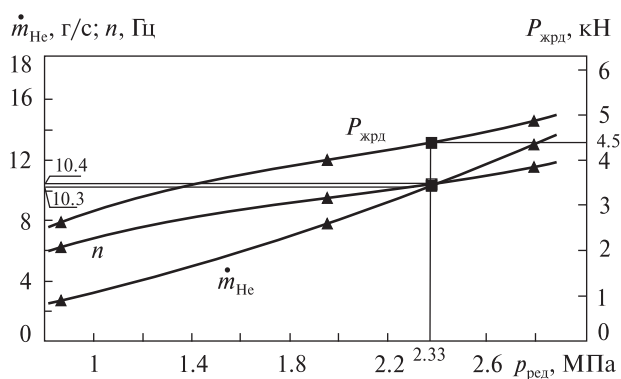


Рис. 6. Зависимость тяги ЖРД, расхода гелия на привод ПНА, частоты работы ПНА от давления $p_{ред}$ настройки редуктора, квадратики — экспериментальная точка

рования тяги наиболее предпочтительный, так как является экономичным с точки зрения расходования гелия.

Регулирование соотношения расходов компонентов топлива в ЖРД с ПНА возможно путём перелива одного из компонентов с выхода насоса на вход. Использование перелива приводит к повышенным частотам работы ПНА и снижению его КПД.

На рис. 5 приведена расчетная зависимость тяги нерегулируемого ЖРД с пневмонасосной системой подачи от давления гелия на входе в редуктор, т. е. влияние статической характеристики газового редуктора на величину тяги.

На рис. 6 представлены расчетные зависимости тяги двигателя, расхода гелия на привод ПНА и частоты работы ПНА от давления настройки газового редуктора (давления подачи гелия

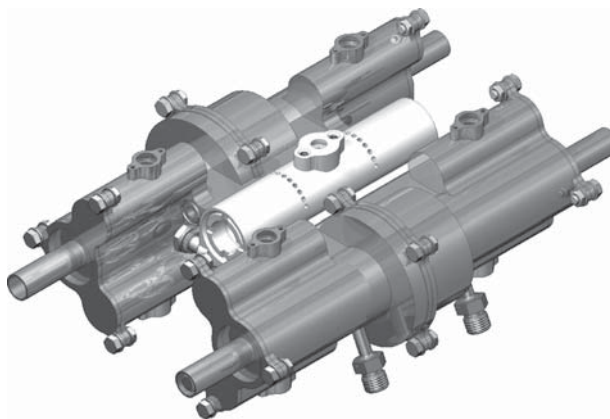


Рис. 7. ПНА для двигательной установки космического аппарата

Таблица 5. Основные характеристики пневмонасосных агрегатов

Компоненты топлива:	АТ
окислитель	НДМГ
горючее	гелий
Рабочий газ	
Давление компонентов топлива на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	0.7
Давление компонентов топлива на выходе из пневмонасосного агрегата, МПа	1.7
Давление гелия на входе в пневмонасосный агрегат, МПа	0.7
Суммарный расход компонентов топлива, кг/с:	
максимальный	0.24
минимальный	0.1
Объемное соотношение компонентов топлива	1

в ПНА). Также приведена экспериментальная точка, полученная при ОИ двигательного блока ДУ802, при этом погрешность определения расхода гелия составляет 2 %, тяги — 3 %, частоты работы ПНА — 1 %.

Эти зависимости описываются следующими уравнениями, полученными путем аппроксимации расчетных данных (коэффициент корреляции $\rho = 0.9989$):

$$\begin{aligned}
 P_{жрд}(p_{ред}) &= 0.0022 + 4.2936 \cdot p_{ред} - \\
 &\quad - 1.6938 \cdot p_{ред}^2 + 0.2794 \cdot p_{ред}^3, \\
 n(p_{ред}) &= 0.0053 + 10.187 \cdot p_{ред} - \\
 &\quad - 4.0193 \cdot p_{ред}^2 + 0.6631 \cdot p_{ред}^3,
 \end{aligned} \quad (2)$$

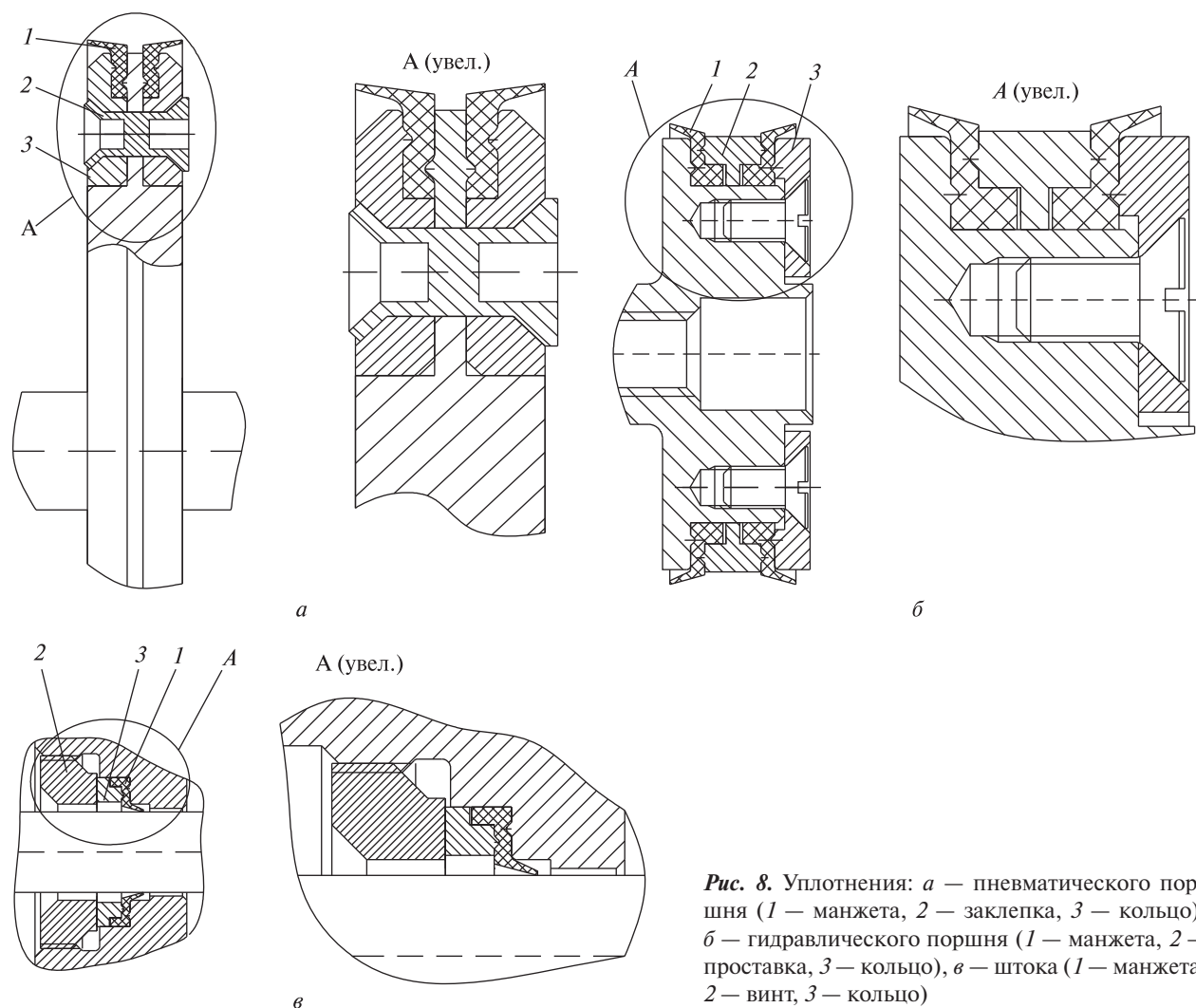


Рис. 8. Уплотнения: *а* — пневматического поршня (1 — манжета, 2 — заклепка, 3 — кольцо), *б* — гидравлического поршня (1 — манжета, 2 — проставка, 3 — кольцо), *в* — штока (1 — манжета, 2 — винт, 3 — кольцо)

$$\dot{m}_{\text{He}}(p_{\text{ред}}) = 0.0008 + 2.4492 \cdot p_{\text{ред}} + 0.7951 \cdot p_{\text{ред}}^2.$$

Проведенные исследования подтвердили возможность регулирования тяги двигателя с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива АКБ «Кречет» в интервале от -40 до $+15$ % от номинального значения [6].

Для разрабатываемой двигательной установки космического аппарата спроектирован ПНА, изображенный на рис. 7. Основные характеристики ПНА приведены в табл. 5.

Основными трудностями обеспечения большого ресурса работы ПНА являются следующие требования к подвижным уплотнительным элементам:

- обеспечение высокой герметичности с учетом условий работы ПНА,
- минимальные силы трения в подвижных элементах,
- большой пробег уплотнительных элементов и количество срабатываний,
- минимальные габаритные размеры,
- длительная стойкость в агрессивных компонентах топлива.

Для решения этой задачи требуются новые конструктивные решения и большой объем экспериментальной отработки подвижных уплотнений в газовых и гидравлических линиях.

В качестве материала уплотнительных элементов был выбран фторопласт-4, который хорошо

себя зарекомендовал и широко применяется в разработках ГП «КБ «Южное». Фторопласт-4 обладает высокой эластичностью, может работать без смазки и имеет низкий коэффициент трения (0.03...0.05).

Из известных типов уплотнений наиболее предпочтительной в данном случае является манжета, так как она компактна и обеспечивает требуемые герметичность подвижных соединений и ресурс работы [1, 5].

На рис. 8 приведены конструкции манжетных уплотнений, применяемых в гидравлических и газовых полостях ПНА. Как видно, это одноусые малогабаритные манжеты.

ВЫВОДЫ

По результатам экспериментальных исследований выбрана геометрия уплотнительных элементов, которые позволяют обеспечить высокую герметичность с суммарным временем работы 8500 с при 33000 циклов нагружений и длиной пробега около 1000 м.

1. Абрамов Е. И., Колесниченко К. А., Маслов В. Т. Элементы гидропривода. (Справочник). — К.: Техніка, 1977. — 320 с.
2. Добровольский М. В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования: Учеб. для вузов. — М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2005. — 488 с.
3. Кукса И. Ю., Конох В. И., Калиниченко И. И. Исследование регулирования ЖРД с пневмонасосной системой подачи компонентов топлива // Вісник Дніпропетровського ун-ту. — 2007. — № 912. — С. 56—60.
4. Схиртладзе А. Г., Иванов В. И., Кареев В. Н. Гидравлика в машиностроении: В 2 ч. — Старый Оскол: ТНТ, 2008. — Ч. 2. — 496 с.
5. Чупраков Ю. И. Гидропривод и средства гидроавтоматики: Учеб. пособ. для вузов. — М.: Машиностроение, 1979. — 232 с.
6. Шнякин В. Н., Конох В. И., Калиниченко И. И. Перспективы дросселирования жидкостного ракетного двигателя тягой 450 кгс с пневмонасосным агрегатом // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2008. — № 10 (57). — С. 45—50.
7. Шнякин В. Н., Шульга В. А., Конох В. И. и др. Двухкомпонентная жидкостная двигательная установка космического аппарата с пневмонасосной системой подачи // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2010. — № 9 (76). — С. 159 — 162.
8. Шульга В. А., Конох В. И., Животов А. И., Дибровный А. В. Создание космических ЖРД на базе пневмонасосной

системы подачи топлива // Авиационно-космич. техн. и технол. — 2012. — № 7 (94). — С. 141—146.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

В. І. Конох, І. М. Гордієць

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

ПНЕВМОНАСОСНА ПОДАЧА КОМПОНЕНТІВ ПАЛИВА В РІДИННИХ РАКЕТНИХ ДВИГУНАХ ТА ЕНЕРГЕТИЧНИХ УСТАНОВКАХ

В нинішній час в рідинних ракетних двигунних установках (РРДУ) ракет-носіїв і космічних апаратів використовуються дві класичні системи подачі компонентів палива: витискувальна і турбонасосна. В ДП «КБ «Південне» розроблена нова система подачі палива — пневмонасосна. Пневмонасосна система подачі компонентів палива є більш простою та надійною в порівнянні з турбонасосною. У порівнянні з витискувальною системою подачі пневмонасосна система дозволяє забезпечити більш високий тиск в камері двигуна при низьких тисках на вході в двигун, а також забезпечує високу точність підтримання тяги та співвідношення компонентів палива. У статті представлено огляд робіт, що проводяться в ДП «КБ «Південне», зі створення сучасних рідинних двигунних установок з пневмонасосною системою подачі для космічних апаратів.

Ключові слова: рідинний ракетний двигун, система подачі, пневмонасосний агрегат, ущільнення

V. I. Konokh, I. M. Gordiets

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

PNEUMOPUMP FEED SYSTEM OF PROPELLANT COMPONENTS IN LIQUID ROCKET ENGINES AND POWER INSTALLATIONS

Nowadays two classical feed systems of propellant components are applied in liquid rocket propulsion systems of launch vehicles and space vehicles: positive-displacement and turbopump. SDO "Yuzhnoye" has developed the new feed system of propellant components — pneumopump. The pneumopump feed system of propellant components is more simple and reliable as compare with turbopump system. In comparison to the positive-displacement feed system, the pneumopump system allows supplying a higher pressure in the combustion chamber at low inlet pressures in the engine, and also supplies a higher accuracy in the maintaining of thrust and fuel components ratio. The review of the activities conducted at the SDO "Yuzhnoye" on the creation of modern liquid propulsion systems with the pneumopump feed system for space vehicles is presented.

Key words: liquid propellant engine, feed system, pneumopump unit, sealing.

УДК 629.7.036.5

Ю. А. Митиков

Днепропетровский национальный университет имени Олеся Гончара

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СВЕРХХОЛОДНОЙ СИСТЕМЫ НАДДУВА ТОПЛИВНОГО БАКА С КЕРОСИНОМ

Исследуется гелиевая газобаллонная сверххолодная система наддува бака углеводородным горючим ракеты-носителя. Разработана методика математического моделирования ее параметров с учетом сжимаемости гелия, увеличения площади проходного сечения дозирующих расход элементов, теплообменных процессов в баллонах, топливном баке. Определены основные влияющие факторы на параметры давления газа в баке — расход гелия, начальные температуры конструкции бака и топлива в нем, величины аэродинамического теплового потока в стенки бака.

Ключевые слова: гелиевая сверххолодная система наддува, математическое моделирование.

ВВЕДЕНИЕ

В настоящее время, когда на мировом рынке оказания пусковых услуг идет коммерческая борьба за каждый пуск, происходит пересмотр подходов к проектированию как всего ракетно-космического комплекса, так и его составляющих. В полной мере это касается и гелиевых пневмогидравлических систем подачи (ПГСП) компонентов топлива, которые после ЖРД являются самой дорогой частью космического носителя [2]. Как никогда остро сегодня стоит двуединый вопрос о требуемой надежности и об экономической эффективности принимаемых решений.

Специалисты Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» провели глубокую модернизацию систем наддува (СН) баков с углеводородным горючим I и II ступени РН «Зенит» [4]. Эти системы по-

лучили название сверххолодных СН. Как известно [1], холодными принято называть системы, у которых температура газа наддува на входе в бак приблизительно соответствует температуре топлива в нем. В предложенной системе используется гелий, температура которого на входе в бак в среднем по времени пуска на 200 К холоднее топлива. Назвать такую систему иначе, чем сверххолодная, достаточно сложно. Она конструктивно существенно проще, легче, дешевле по сравнению с повсеместно применяемыми горячими СН. Она не имеет теплообменника ЖРД с его уникальным теплоносителем — окислительным генераторным газом. Именно это позволяет проводить в полном объеме максимально приближенную к полетным условиям наземную отработку.

ПОСТАНОВКА ПРОБЛЕМЫ

Рассмотрим дизайн модернизированной системы наддува (см. рис. 1). Как видно, предложен-

© Ю. А. МИТИКОВ, 2015

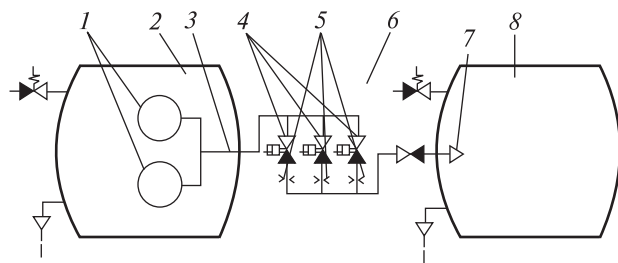


Рис. 1. Принципиальная схема системы сверххолодного наддува бака с углеводородным горючим (см. текст)

ная система достаточно проста. Она состоит из баллонов 1 с гелием, размещенных в баке 2 с жидким кислородом. По магистрали наддува 3 гелий через межбаковый отсек 6 и последовательно открывающиеся агрегаты автоматики 4 с дозирующими расход элементами (жиклерами) 5 наикратчайшим путем через специальное устройство ввода 7 поступает в свободный объем бака 8 с углеводородным горючим. Гелий с криогенной температурой в количестве нескольких десятков килограммов, попав вовнутрь многотонного бака нормальной температуры, совершает термодинамическую работу выдавливания топлива. Одновременно он в результате теплообмена с конструкцией и компонентом топлива, масса которого измеряется десятками тонн, нагревается и создает потребное давление газа в баке.

Учитывая важную особенность предложенной системы, а именно короткие магистрали наддува, в данном случае предоставляется возможность обеспечить критическое истечение гелия из баллонов в бак практически на протяжении всей работы СН. Именно этот важный момент позволяет рассматривать возможность создания методики математического моделирования параметров предложенной сверххолодной СН — и в баллонах с гелием, и в свободном объеме бака горючего по времени работы.

Цели работы:

- создание методики математического моделирования параметров новейшей сверххолодной СН гелием бака с углеводородным горючим типа керосин с учетом теплообменных процессов в баллонах с гелием и баке с горючим;

- определение основных влияющих факторов на параметры предложенной СН и возможности на них воздействия.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ НАДДУВА

В результате расчетов должны определяться по времени работы СН давление газа в баллонах, его температура, температура конструкции баллонов, расход гелия на наддув, давление гелия в баке, его среднemasовая температура, температура конструкции бака.

Примем традиционные для такого класса задач допущения:

- начальные температуры гелия в баллоне, его конструкции и окружающего баллон жидкого кислорода равны;
- предпусковой наддув бака с горючим производился гелием;
- теплообмен между газом и конструкцией коротких магистралей наддува равен нулю, т. е. температура гелия в баллоне и на входе в бак одинакова;
- испарением и конденсацией паров керосина в баке пренебрегаем, так как наддув производится переохлажденным относительно топлива газом;
- истечение гелия из баллонов в бак критическое, т. е. давление газа в баке не оказывает влияния на расход гелия из баллонов.

В качестве исходных данных должны быть известны начальное давление гелия в баллонах, начальное давление гелия в баке, поверхности горючего в баке, температура конструкции бака, начальный свободный объем газа в баке. Также должны быть заданы расход горючего из бака по времени, массивы зависимостей теплофизических свойств гелия, материалов баллонов, бака от температуры.

Создаваемая методика должна учитывать сжимаемость гелия при криогенных температурах, теплообмен между гелием, стенкой баллона и жидким кислородом, а также между газом в баке, его стенками с учетом аэродинамического нагрева в полете и поверхностью горючего в баке.

Дифференцируя по времени работы СН уравнение для внутренней энергии газа в баллоне и

применяя первое начало термодинамики с учетом $V_6 = \text{const}$ и $k = \text{const}$ (V_6 — внутренний объем баллонов, k — показатель адиабаты гелия) можно получить величину изменения давления газа в баллонах:

$$\dot{P}_6 = \frac{z(k-1)}{V_6} \cdot \left[\dot{Q}_6 + \frac{k\dot{m}_6 RT_6}{k-1} \right] + \frac{\dot{z}}{z} P_6,$$

где z — коэффициент сжимаемости гелия, $\dot{Q}_6$ — тепловой поток от конструкции баллона к газу, $\dot{m}_6$ — расход гелия из баллонов, R — газовая постоянная гелия, T_6 — температура гелия в баллонах, P_6 — абсолютное давление гелия в баллонах, в Па.

Воспользуемся для определения коэффициента сжимаемости гелия z апробированной зависимостью [5] (погрешность 1 % в диапазоне температур гелия 50—323 К и давлений 1—200 бар):

$$z = (0.14 \cdot 10^{-5} / T_6 + 5 \cdot 10^{-10}) \cdot P_6 + 0.97.$$

Тепловой поток от конструкции баллонов к газу внутри них равен

$$\dot{Q}_6 = F_6 \alpha_6 (T_{w6} - T_6) = \frac{\text{Nu} \cdot \lambda(T_6) \cdot F_6}{d_6} (T_{w6} - T_6),$$

где F_6 — внутренняя поверхность приведенного баллона, α_6 — коэффициент теплоотдачи от газа в баллоне к его конструкции, T_{w6} — средняя температура конструкции баллона, Nu — число Нуссельта для газа внутри баллона, $\lambda(T_6)$ — коэффициент теплопроводности газа, d_6 — приведенный диаметр баллонов.

Зависимость для определения числа Нуссельта получена в работе [5] для различных газов (гелий, азот, воздух, аргон) в широком диапазоне изменения давлений 1—300 Па и температуры газа 100—420 К:

$$\text{Nu} = 0.1(\text{Gr} \cdot \text{Pr})^{0.33}.$$

Здесь Gr, Pr — числа Грасгофа и Прандтля соответственно.

Тепловой поток от жидкого кислорода в баке к конструкции баллона представим в виде

$$\dot{Q}_{6н} = \text{Nu}_h \lambda_h F_6 (T_h - T_{w6}) / d_6,$$

где Nu_h — число Нуссельта для кислорода с наружной стороны баллона, λ_h — коэффициент

теплопроводности жидкого кислорода, T_h — температура жидкого кислорода.

Для определения Nu_h воспользуемся зависимостью для условий теплоотдачи при свободной конвекции [3]:

$$\text{Nu}_h = 0.135(\text{Gr} \cdot \text{Pr})_h^{0.33}.$$

Здесь $(\text{Gr} \cdot \text{Pr})$ — произведение чисел Грасгофа и Прандтля для жидкого кислорода — среды, окружающей баллоны и отдающей им тепло.

Из уравнения теплового баланса для стенки баллона можно получить

$$T_{w6} = (\dot{Q}_{6н} - \dot{Q}_6) / [c_6(t)m_{w6}],$$

где $c_6(t)$ — удельная теплоемкость материала баллона, m_{w6} масса баллонов.

Для критического истечения секундный расход гелия из баллонов равен [5]

$$\dot{m}_6 = \frac{2.28 P_6 f_{ж}}{(z R T_6 [1 + 5.2 \xi_{ж}])^{0.5}},$$

где $f_{ж}$ — площадь проходного сечения жиклера, $\xi_{ж}$ — коэффициент гидравлического сопротивления жиклера.

Далее начинаем математическое моделирование параметров газа в баке. Изменение давления газа в топливном баке имеет вид

$$\dot{P} = \frac{k-1}{V} \cdot \left[\dot{Q}_\Sigma + \frac{k}{k-1} R T \dot{m}_6 - \frac{k}{k-1} P \dot{V} \right],$$

где V — текущий свободный объем газа в баке, $\dot{Q}_\Sigma$ — суммарный тепловой поток к газу от граничных поверхностей в баке, T — текущая среднemasовая температура газа в баке, $\dot{V}$ — секундный расход топлива из бака (или увеличение свободного объема газа в баке).

Баланс тепловых потоков к газу наддува в баке при отсутствии испарения и конденсации паров топлива, а также химических реакций в свободном объеме бака имеет вид

$$\dot{Q}_\Sigma = \dot{Q}_ж + \dot{Q}_w,$$

где $\dot{Q}_ж$ — тепловой поток от компонента топлива к газу наддува, $\dot{Q}_w$ — тепловой поток от стенок бака к газу наддува.

Тепловые потоки от стенки бака и от свободной поверхности топлива в баке к газу наддува

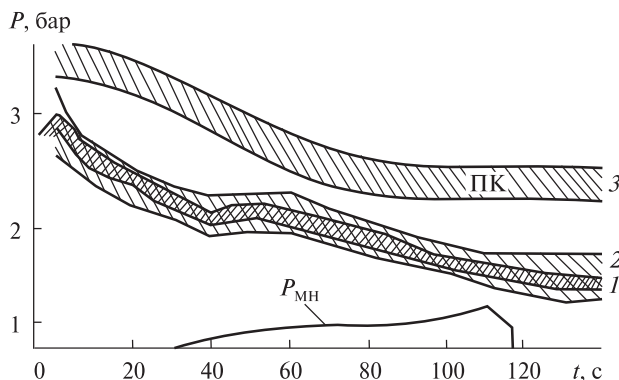


Рис. 2. Диапазоны изменения давления в баках горючего с момента старта: 1 — эксперимент, 2 — расчет, 3 — давление настройки предохранительного клапана бака горючего (ПК)

определяются из известных зависимостей теплоотдачи при естественной конвекции [3].

Из уравнения теплового баланса для стенки бака можно получить ее текущую температуру

$$T_{wi} = \frac{\alpha_w T \Delta\tau + q_{\text{аэр}} \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w T_{w(i-1)}}{\alpha_w \Delta\tau + c_w \rho_w \delta_w},$$

где α_w — коэффициент теплоотдачи от стенки бака к газу наддува, $\Delta\tau$ — шаг интегрирования, $q_{\text{аэр}}$ — удельный аэродинамический поток в стенку бака в полете, c_w, ρ_w, δ_w — удельная теплоемкость, плотность и толщина стенки бака.

Текущая среднemasовая температура газа в баке определяется из уравнения состояния идеального газа:

$$T = PV / Rm,$$

где m — текущая масса газа в баке.

Приведенная система уравнений решается любым методом приближенных вычислений, например методом Эйлера с шагом интегрирования 0.1 с.

Разработанная методика расчета параметров СН позволяет выявить основные влияющие факторы на величину давления газа в баке. В первую очередь это расход гелия на наддув. Далее нужно отметить начальные значения температур конструкции бака и верхнего слоя топлива в нем, величину внешнего теплового потока в стенки бака. Последний фактор помимо повышения температуры стенки бака способствует (с уче-

том действия продольной перегрузки в полете) выносу на поверхность топлива его подогретых слоев из теплового пристеночного пограничного слоя.

Сравнение результатов моделирования параметров СН по разработанной методике с экспериментальными данными показывает следующее. Без экспериментального уточнения коэффициентов теплоотдачи от газа в граничные поверхности (учет влияния конкретного устройства ввода газа в бак) расхождение по величине давления газа в баке не превышает 7 % в начальный момент времени работы СН и 5 % в конце. С уточненными указанными коэффициентами и экспериментально определенными коэффициентами гидросопротивления жиклеров расхождения снижаются до 5 % в начале и 3 % в конце работы СН.

На рис. 2 приведено сравнение результатов моделирования по предложенной методике с экспериментальными данными по шести натурным испытаниям РН «Зенит» по интегральной характеристике — давлению газа в свободном объеме бака горючего I ступени носителя.

Как видно, сходимость результатов расчетов с экспериментом более чем удовлетворительная на протяжении всего времени работы ДУ. Особо необходимо отметить, что математическое моделирование параметров сверххолодной СН проводилось еще на этапе проектирования РН.

ВЫВОДЫ

Разработана методика математического моделирования параметров внедренной на РН «Зенит» гелиевой газобаллонной сверххолодной системы наддува баков с углеводородным горючим. Выявлены основные влияющие факторы на параметры СН — расход на наддув, начальные температуры конструкции бака и топлива в нем, величина аэродинамического теплового потока в стенки бака. Сходимость результатов расчетов с натурными данными вполне удовлетворительная на протяжении всего времени работы ДУ.

1. Беляев Н. М. Системы наддува топливных баков ракет. — М.: Машиностроение, 1976. — 335 с.
2. Дегтярев А. В., Кушнарев А. П. Ракета космического назначения сверхмалого класса // Космич. техн. Ра-

- кет. вооружение: сб. науч.-техн. ст. — 2014. — № 1. — С. 14—20.
3. Кутателадзе С. С. Основы теории теплообмена. — М.: Наука, 1970. — 338 с.
4. Пат. 51806 Україна, МПК В64D 37/00. Спосіб наддування паливного баку ракети / Б. О. Шевченко, Ю. О. Мітіков, А. І. Логвиненко. — Власник ДП «КБ «Південне» — № 200203979; Заявл. 29.04.02; Опубл. 15.08.02. — 5 с.
5. Присяжков В. Ф., Галась М. И., Мосейко В. А. и др. Определение параметров газа при опорожнении емкости с учетом сжимаемости и сопротивления магистрали // Проблемы высокотемпературной техники: Сб. науч. тр. — Днепропетровск: Днепропетровский нац. ун-т им. Олеся Гончара, 1981.

Стаття надійшла до редакції 13.08.15

Ю. О. Мітіков

Дніпропетровський національний університет
імені Олеся Гончара

МАТЕМАТИЧНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ПАРАМЕТРІВ НАДХОЛОДНОЇ СИСТЕМИ НАДДУВАННЯ ПАЛИВНОГО БАКА З ГАСОМ

Досліджується гелієва газобалонна надхолодна система наддування бака вуглеводневим паливом ракети-носія. Розроблено методику математичного моделювання її параметрів з урахуванням стискуваності гелію, збільшення

площі прохідного перерізу елементів, що дозують розхід, теплообмінних процесів у балонах, паливному баку. Визначено основні фактори, що впливають на параметри тиску газу у баку — розхід гелію, початкові температури конструкції бака і палива в ньому, величини аеродинамічного теплового потоку у стінки бака.

Ключові слова: гелієва надхолодна система наддування, математичне моделювання.

Yu. A. Mitikov

Oles Honchar Dnipropetrovsk National University,
Dnipropetrovsk

KEROSENE FUEL TANK SUPER-COLD PRESSURIZATION SYSTEM PARAMETERS MATHEMATICAL MODELING

The subject studies is helium gas-cylinders super-cold fuel tank pressurization system with rocket hydrocarbon fuel. A mathematical modeling methodology which takes into account both compressibility of helium, flow dosing elements flow section square enlargement, and heat transfer processes inside gas cylinders and fuel tanks has been developed. Main influencing factors on helium pressure inside fuel tank were determined — helium consumption, initial temperatures of tank and its fuel, the values of aero dynamic heat flow into tank walls.

Key words: super-cold helium pressurization system, mathematical modeling methodology.

УДК 681.518.5

Н. В. Ефименко¹, Н. В. Луценко², Т. А. Паромова²

¹Научно-производственное предприятие «Хартрон-ЮКОМ», Запорожье

²Запорожский национальный технический университет

БЫСТРЫЕ ВРАЩЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПОСРЕДСТВОМ МИНИМАЛЬНО-ИЗБЫТОЧНОЙ СИСТЕМЫ ГИРОДИНОВ

Рассмотрена задача пространственной переориентации космического аппарата при помощи минимально-избыточной системы гироскопов. Предложен алгоритм переориентации, обеспечивающий заданную ориентацию космического аппарата и оптимальную конфигурацию гироскопов. Приведены результаты численного моделирования предложенного алгоритма.

Ключевые слова: космический аппарат, гироскоп, управление ориентацией.

ВВЕДЕНИЕ

Задачи переориентации КА представляют собой задачи управления угловым движением корпуса КА вокруг центра масс. Эти задачи в настоящее время очень актуальны в связи со все возрастающими требованиями к динамическим характеристикам пространственных маневров КА. Разворот должен происходить из любого текущего положения в любое заданное. При этом точность ориентации в развернутом положении должна составлять единицы дуговых минут, а угловые скорости разворота могут достигать величины 2—3 °/с. Для примера, французский КА «Spot-7», выведенный на орбиту 30 июня 2014 г., для получения снимков земной поверхности высокого разрешения обеспечивает следующие динамические характеристики пространственных маневров:

- точность ориентации — 1.7';
- максимальная скорость разворота — 2.1 °/с.

Обеспечение таких высоких динамических характеристик осложняется тем, что для спутни-

ков дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) высокого разрешения прослеживается тенденция увеличения массы. Если масса более ранних спутников «Ikonos», «OrbView-3» составляла 720 и 304 кг соответственно, то масса последующих «QuickBird-2», «WorldView-1», «Geoeye-1», «WorldView-2» превышает две тонны. Известно, что при значительной массе КА наиболее эффективными исполнительными органами системы ориентации являются гиросиловые системы [6, 7, 12], построенные на основе трехступенных или двухступенных силовых гироскопов — гироскопов. В качестве примера такого использования следует упомянуть орбитальную станцию «Skylab», космический телескоп «Hubble», орбитальные станции «Мир» и «Альфа», искусственные спутники дистанционного зондирования Земли «Арсон», спутники серии «Ресурс-ДК», научные астрофизические аппараты «Гамма» и «Спектр». Основным достоинством гироскопов является то, что они обладают наилучшим среди прочих типов исполнительных устройств отношением «создаваемый управляющий момент / собственная масса» и при этом позволяют осу-

существлять сложные вращательные движения аппарата, необходимые для решения многих практически важных задач управления ориентацией.

Задачи гиросилового управления угловым движением являются одними из наиболее сложных среди задач управления переориентацией КА. Центральным вопросом при решении этих задач является вопрос синтеза законов управления отдельными гироскопами в условиях избыточности их количества. Его смысл состоит в том, чтобы определить скорости прецессии гироскопов, реализующие требуемый динамический момент, прикладываемый к корпусу КА. С математической точки зрения отыскание скоростей прецессии гироскопов представляет собой решение системы трех линейных уравнений вида

$$\mathbf{B}(\alpha) \cdot \mathbf{u} = \frac{-\mathbf{M}(t)}{h_0}, \quad \mathbf{B}(\alpha) \in R^{3 \times N}, \quad (1)$$

где $\mathbf{M}(t)$ — требуемый динамический момент, $\alpha = (\alpha_1, \dots, \alpha_N)^T$ — вектор углов прецессии гироскопов, $\mathbf{u} = (u_1, \dots, u_N)$ — вектор искомого управления гироскопами (вектор скоростей прецессии гироскопов), $\mathbf{B}(\alpha) = \left(\frac{\partial h_1}{\partial \alpha_1}, \dots, \frac{\partial h_N}{\partial \alpha_N} \right)$ — матрица

управляемости системы. Для того чтобы эта система имела единственное решение, ранг матрицы $\mathbf{B}(\alpha)$ должен быть равен 3. Для обеспечения этого требования вводят так называемый критерий настройки $\Psi(\alpha)$, представляющий собой некоторую целевую функцию, зависящую от углов прецессии и являющуюся характеристикой линейной независимости строк матрицы $\mathbf{B}(\alpha)$. При этом задача нахождения вектора $\mathbf{u}$ формулируется как задача оптимизации: найти максимум целевой функции $\Psi(\alpha)$ по вектору α при ограничении (1). Так как целевая функция, как правило, является нелинейной функцией N аргументов и может иметь несколько точек экстремумов, то задача нахождения управления $\mathbf{u}$ является нетривиальной. Есть различные подходы к выбору критерия настройки. Так, в работе [16] в качестве регуляризирующего параметра для минимально-избыточной компланарной системы гироскопов предлагается использовать степень насыщения коллинеарных пар гироскопов по независимым осям. Как отмечено в работе

[11], такой подход нашел широкое практическое применение. Усовершенствованию этого метода посвящены работы [8—10], в которых описаны алгоритмы, исключающие возможность реализации установившихся особых состояний силового гироскопического комплекса, а также гарантирующие в любой момент времени возможность создания вектора управляющего момента в любом пространственном направлении.

В настоящее время одной из наиболее распространенных функций настройки является функция $\Psi(\alpha) = \det[\mathbf{B}(\alpha)\mathbf{B}^T(\alpha)]$, предложенная в работах [13, 14]. Вопросам построения алгоритмов управления с этой функцией настройки посвящена работа [3]. Современные подходы к построению алгоритмов управления ориентацией КА с помощью силовых гироскопов нашли отражение в работах [15, 17].

Несмотря на то что задаче управления ориентацией КА с помощью гироскопов было уделено большое внимание, она актуальна и сейчас. Ее решению и посвящена данная статья.

УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

Космический аппарат (КА) рассматривается как твердое тело, содержащее N произвольно расположенных на КА гироскопов. Положение центра масс КА предполагается неизменным при любых поворотах гироскопов относительно осей прецессии, т. е. принимается гипотеза гиростата [2]. Управление скоростью прецессии $\dot{\alpha}_i$ i -го гироскопа осуществляется при помощи датчиков моментов (ДМ), представляющих собой электродвигатели с реверсируемой величиной создаваемых ими управляющих моментов. Предполагается, что все гироскопы имеют одинаковые собственные кинетические моменты $h_0 = \text{const}$ и известны их тензоры инерции $\mathbf{J}_G$ в базисе $\mathbf{R}_i$.

Согласно теореме об изменении момента количества движения (кинетического момента системы КА+гироскопы) относительно ее центра масс [2] вращательное движение системы относительно центра масс описывается уравнением

$$\mathbf{J}\dot{\omega}_E^{EI} + \omega_E^{EI} \times (\mathbf{J}\omega_E^{EI} + \mathbf{H}_E) = -\dot{\mathbf{H}}_E, \quad (2)$$

где $\mathbf{H}_E = \sum_{i=1}^N \mathbf{h}_{iE}$ — суммарный кинетический мо-

мент всех гиридинов в их движении относительно корпуса КА. Для вектора $\mathbf{h}_{iE}$ имеем следующие соотношения:

$$\mathbf{h}_{iE} = \mathbf{C}_E^{G_i} \mathbf{h}_{iG},$$

$$h_{iG} = C_{G_i}^{R_i} (h_{iR} + J_G \omega_{R_i}^{R_i G_i}), \quad (3)$$

$$\mathbf{h}_{iR} = \mathbf{h}_0 = \begin{pmatrix} 0 \\ h_0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \omega_{R_i}^{R_i G_i} = \begin{pmatrix} \dot{\alpha}_i \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{C}_{G_i}^{R_i} = (\mathbf{c}_1^{G_i R_i}, \mathbf{c}_2^{G_i R_i}, \mathbf{c}_3^{G_i R_i}). \quad (4)$$

$$\mathbf{c}_1^{G_i R_i} = \begin{pmatrix} 1 \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{c}_2^{G_i R_i} = \begin{pmatrix} 0 \\ \cos \alpha_i \\ \sin \alpha_i \end{pmatrix}, \quad \mathbf{c}_3^{G_i R_i} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\sin \alpha_i \\ \cos \alpha_i \end{pmatrix}. \quad (5)$$

После подстановки соотношений (3)–(5) в выражение для вектора $\mathbf{H}_E$ получим

$$\mathbf{H}_E = \sum_{i=1}^N \mathbf{C}_E^{G_i} (h_0 \mathbf{c}_2^{G_i R_i} + J_{gx} \dot{\alpha}_i \mathbf{c}_1^{G_i R_i}).$$

Будем полагать, что составляющая кинетического момента $J_{gx} \dot{\alpha}_i \mathbf{c}_1^{G_i R_i}$, обусловленная прецессией гиридинов, значительно меньше собственного кинетического момента гиридина $h_0 \mathbf{c}_2^{G_i R_i}$, и этой составляющей можно пренебречь. В этом случае для вектора $\mathbf{H}_E$ можно записать выражение

$$\mathbf{H}_E = \sum_{i=1}^N \mathbf{C}_E^{G_i} h_0 \mathbf{c}_2^{G_i R_i}. \quad (6)$$

Дифференцируя (6) и учитывая, что

$$\dot{\mathbf{c}}_2^{G_i R_i} = \dot{\alpha}_i \mathbf{c}_3^{G_i R_i},$$

имеем

$$\dot{\mathbf{H}}_E = \sum_{i=1}^N h_0 \dot{\alpha}_i \mathbf{C}_E^{G_i} \mathbf{c}_3^{G_i R_i}. \quad (7)$$

Подставив (7) в (2), получим уравнение движения КА с произвольной системой гиридинов

$$\mathbf{J} \dot{\omega}_E^{EI} + \omega_E^{EI} \times (\mathbf{J} \omega_E^{EI} + \sum_{i=1}^N h_0 \mathbf{C}_E^{G_i} \mathbf{c}_2^{G_i R_i}) = - \sum_{i=1}^N h_0 \dot{\alpha}_i \mathbf{C}_E^{G_i} \mathbf{c}_3^{G_i R_i}. \quad (8)$$

Введем в рассмотрение вектор $\alpha = (\alpha_1, \dots, \alpha_N)^T$ и матрицы

$$\mathbf{B}(\alpha) = (\mathbf{C}_E^{G_1} \mathbf{c}_3^{G_1 R_1}(\alpha_1) \quad \dots \quad \mathbf{C}_E^{G_N} \mathbf{c}_3^{G_N R_N}(\alpha_N)),$$

$$\mathbf{G} = (\mathbf{c}_1^{EG_1} \quad \dots \quad \mathbf{c}_1^{EG_N}),$$

$$\Omega_E^{EI} = \begin{pmatrix} 0 & -\omega_{Ez}^{EI} & \omega_{Ey}^{EI} \\ \omega_{Ez}^{EI} & 0 & -\omega_{Ex}^{EI} \\ -\omega_{Ey}^{EI} & \omega_{Ex}^{EI} & 0 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{F}(\alpha) = \sum_{i=1}^N \mathbf{C}_E^{G_i} \mathbf{c}_2^{G_i R_i}(\alpha_i).$$

Тогда уравнение (8) можно представить в виде

$$\mathbf{J} \dot{\omega}_E^{EI} + \Omega_E^{EI} \cdot \mathbf{J} \omega_E^{EI} + h_0 \Omega_E^{EI} \cdot \mathbf{F}(\alpha) = -\mathbf{h}_0 \mathbf{B}(\alpha) \dot{\alpha}_p. \quad (9)$$

К уравнению (9) необходимо добавить уравнение прецессии, которое описывает динамику углов прецессии α_i гиридинов под действием управляющих моментов, приложенных к осям рамок, относительно корпуса КА:

$$\dot{\alpha} = \mathbf{u},$$

$$\alpha = (\alpha_1, \dots, \alpha_N)^T,$$

$$\mathbf{u} = (J_g^{-1} m_1, \dots, J_g^{-1} m_N)^T,$$

где m_i ($i = 1, 2, \dots, N$) — управляющий механический момент, создаваемый датчиком моментов i -го гироскопа.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНФИГУРАЦИИ ГИРОДИНОВ

Будем полагать, что на КА установлено четыре гиридина с попарно-параллельными осями прецессии (минимально-избыточная компланарная схема расположения гиридинов на КА). Гиридины образуют две группы. Оси прецессии гиридинов первой группы совпадают с осью x_E , оси прецессии второй группы совпадают с осью y_E . Для такой схемы расположения гиридинов матрицы установки $\mathbf{C}^{EG_i}$ и направляющие косинусы векторов кинетических моментов гиридинов в относительных единицах $\mathbf{g}_i = \mathbf{h}_{iE} / h_0$ имеют вид

$$\mathbf{C}^{EG_1} = \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -1 \\ 0 & 1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{C}^{EG_2} = \mathbf{C}^{EG_1},$$

$$\mathbf{C}^{EG_3} = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -1 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & -1 & 0 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{C}^{EG_4} = \mathbf{C}^{EG_3},$$

$$\mathbf{g}_1 = \begin{pmatrix} 0 \\ y_1 \\ z_1 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\sin \alpha_1 \\ \cos \alpha_1 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{g}_2 = \begin{pmatrix} 0 \\ y_2 \\ z_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} 0 \\ -\sin \alpha_2 \\ \cos \alpha_2 \end{pmatrix}, \quad (10)$$

$$\mathbf{g}_3 = \begin{pmatrix} x_3 \\ 0 \\ z_3 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin\alpha_3 \\ 0 \\ -\cos\alpha_3 \end{pmatrix}, \quad \mathbf{g}_4 = \begin{pmatrix} x_4 \\ 0 \\ z_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\sin\alpha_4 \\ 0 \\ -\cos\alpha_4 \end{pmatrix}. \quad (11)$$

При этом

$$\mathbf{H}_E = h_0 \begin{pmatrix} x_3 + x_4 \\ y_1 + y_2 \\ z_1 + z_2 + z_3 + z_4 \end{pmatrix}.$$

Обозначим через $h_{12} = z_1 + z_2$ и $h_{34} = z_3 + z_4$ кинетические моменты первой и второй группы гиродин по оси z , а через $\Delta = h_{12} - h_{34}$ — их разность. Если вектор $\mathbf{H}_E = (h_{Ex}, h_{Ey}, h_{Ez})^T$ известен и задана разность Δ , то можно записать следующую систему тригонометрических уравнений для определения проекций векторов $\mathbf{g}_i$ на оси связанной системы координат [1]

$$x_3 + x_4 = \frac{h_{Ex}}{h_0}, \quad y_1 + y_2 = \frac{h_{Ey}}{h_0},$$

$$z_1 + z_2 = h_{12}, \quad z_3 + z_4 = h_{34},$$

$$h_{12} = \frac{1}{2} \left(\frac{h_{Ez}}{h_0} + \Delta \right), \quad h_{34} = \frac{1}{2} \left(\frac{h_{Ez}}{h_0} - \Delta \right).$$

Решая эту систему уравнений и учитывая уравнения связей между проекциями векторов $\mathbf{g}_i$

$$y_1^2 + z_1^2 = 1, \quad y_2^2 + z_2^2 = 1,$$

$$x_3^2 + z_3^2 = 1, \quad x_4^2 + z_4^2 = 1,$$

получим

$$a_1 = \sqrt{4 - h_{Ey}^2 / h_0^2 - h_{12}^2} / \sqrt{h_{Ey}^2 / h_0^2 + h_{12}^2}, \quad (12)$$

$$a_2 = \sqrt{4 - h_{Ex}^2 / h_0^2 - h_{34}^2} / \sqrt{h_{Ex}^2 / h_0^2 + h_{34}^2},$$

$$y_1 = \frac{h_{Ey} / h_0 + h_{12} \cdot a_1}{2}, \quad y_2 = \frac{h_{Ey} / h_0 - h_{12} \cdot a_1}{2},$$

$$z_1 = \frac{h_{12} - (h_{Ey} / h_0) \cdot a_1}{2}, \quad z_2 = \frac{h_{12} + (h_{Ey} / h_0) \cdot a_1}{2}, \quad (13)$$

$$x_3 = \frac{h_{Ex} / h_0 + h_{34} \cdot a_2}{2}, \quad x_4 = \frac{h_{Ex} / h_0 - h_{34} \cdot a_2}{2},$$

$$z_3 = \frac{h_{34} - (h_{Ex} / h_0) \cdot a_2}{2}, \quad z_4 = \frac{h_{34} + (h_{Ex} / h_0) \cdot a_2}{2}.$$

Найдем условие, которому должна удовлетворять разность Δ , при котором существует решение (13). Из формул (12) видно, что решение существует, если выполняются неравенства

$$4 - h_{Ey}^2 / h_0^2 - h_{12}^2 \geq 0, \quad 4 - h_{Ex}^2 / h_0^2 - h_{34}^2 \geq 0.$$

Решая эти неравенства относительно параметра Δ , получим следующие условия существования решения (13):

$$a \leq \Delta \leq b,$$

где

$$a = \max(p_2, p_4), \quad b = \min(p_1, p_3),$$

$$p_1 = -\frac{h_{Ez}}{h_0} + 2\sqrt{4 - \left(\frac{h_{Ey}}{h_0}\right)^2}, \quad p_2 = -\frac{h_{Ez}}{h_0} - 2\sqrt{4 - \left(\frac{h_{Ey}}{h_0}\right)^2},$$

$$p_3 = \frac{h_{Ez}}{h_0} + 2\sqrt{4 - \left(\frac{h_{Ex}}{h_0}\right)^2}, \quad p_4 = \frac{h_{Ez}}{h_0} - 2\sqrt{4 - \left(\frac{h_{Ex}}{h_0}\right)^2},$$

$$p_1 \geq p_2, \quad p_3 \geq p_4.$$

Таким образом, если известен кинетический момент гиродин и задана разность Δ , то по формулам (12), (13) всегда можно найти распределение кинетического момента между гиродинами. При этом значение разности Δ должно находиться в диапазоне $a \leq \Delta \leq b$. Если условие $a \leq \Delta \leq b$ не выполняется, то невозможно получить заданное распределение кинетического момента между гиродинами по известному кинетическому моменту $\mathbf{H}_E$.

Для исключения особых состояний в работе гиродин и максимального расширения области управляемости системы введем в рассмотрение функцию настройки $\Psi(\alpha) = \det[\mathbf{B}(\alpha)\mathbf{B}^T(\alpha)]$ и рассмотрим задачу нахождения максимума этой функции по параметру Δ . Для заданной схемы установки гиродин матрица $\mathbf{B}(\alpha)$ имеет вид

$$\mathbf{B}(\alpha) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & -\cos\alpha_3 & -\cos\alpha_4 \\ -\cos\alpha_1 & -\cos\alpha_2 & 0 & 0 \\ -\sin\alpha_1 & -\sin\alpha_2 & \sin\alpha_3 & \sin\alpha_4 \end{pmatrix},$$

или с учетом выражений (10), (11) для проекций векторов $\mathbf{g}_i$

$$\mathbf{B}(\alpha) = \begin{pmatrix} 0 & 0 & z_3 & z_4 \\ -z_1 & -z_2 & 0 & 0 \\ y_1 & y_2 & -x_3 & -x_4 \end{pmatrix}.$$

Перемножив матрицу $\mathbf{B}(\alpha)$ на матрицу $\mathbf{B}^T(\alpha)$ и найдя детерминант этой матрицы, получим

$$\det[\mathbf{B}(\alpha) \cdot \mathbf{B}^T(\alpha)] =$$

$$(z_3^2 + z_4^2)(z_1 y_2 - y_1 z_2)^2 + (z_1^2 + z_2^2)(z_3 x_4 - x_3 z_4)^2, \quad (14)$$

Если в (14) подставить соотношения (12), (13), то можно получить выражение для определителя в виде функции $\Psi(\Delta)$. В явном виде решить оптимизационную задачу $\max \Psi(\Delta)$ невозможно. Решить ее можно только каким-либо численным методом. При этом необходимо учитывать, что $\Psi(\Delta)$ не является выпуклой и имеет несколько точек экстремума. В этих точках $\Psi(\Delta)$ может принимать как минимальное, так и максимальное значение. В связи с этим возникает задача определения начальной точки $\Delta_{\text{нач}}$, в окрестности которой необходимо искать максимум $\Psi(\Delta)$. Сделать это можно следующим образом. На отрезке $[a, b]$ вычислим значение функции $\Psi(\Delta)$ в точках $\Delta_{i+1} = \Delta_i + h_\Delta$, ($i = 0, 1, \dots, N$), $\Delta_0 = a$, $\Delta_N = b$, где h_Δ — заданный шаг изменения Δ . Найдем значение параметра Δ , при котором получается максимальный элемент полученной последовательности. Это значение принимаем за точку $\Delta_{\text{нач}}$, в окрестности которой необходимо искать максимум. В первом приближении найденное значение $\Delta_{\text{нач}}$ можно принять за оптимальное значение разности Δ_0 .

СИНТЕЗ ЗАКОНА УПРАВЛЕНИЯ, ОБЕСПЕЧИВАЮЩЕГО ТРЕБУЕМУЮ ОРИЕНТАЦИЮ И ТРЕБУЕМУЮ КОНФИГУРАЦИЮ ГИРОДИНОВ

Предположим, что известен закон управления $\mathbf{M}(t) = (M_x, M_y, M_z)^T$, обеспечивающий требуемую ориентацию КА. Это управление может быть найдено различными способами, например можно воспользоваться подходом, изложенным в работах [4, 5]. Вектор управления гироскопами $\mathbf{u}$ и управление $\mathbf{M}(t)$ связаны зависимостью (1).

Если матрица $\mathbf{B}(\alpha)$ не вырождена, то система (1) имеет единственное решение относительно вектора управления $\mathbf{u}$, обеспечивающего заданную ориентацию КА:

$$\mathbf{u} = (\mathbf{B}^T(\alpha)\mathbf{B}(\alpha))^{-1} \cdot \mathbf{B}^T(\alpha) \frac{-\mathbf{M}(t)}{h_0}.$$

Но найденное таким образом управление $\mathbf{u}$ не обеспечивает требуемую конфигурацию гироскопов. Как было сказано выше, для нахождения $\mathbf{u}$, обеспечивающего заданную ориентацию КА и требуемую конфигурацию гироскопов, решение уравнения (1) необходимо находить как реше-

ние оптимизационной задачи: найти $\max \Psi(\alpha)$ при ограничении (1). Так как $\Psi(\alpha)$ является функцией N аргументов, то оптимизационная задача является не тривиальной. Для избежания всех трудностей связанных с решением оптимизационной задачи поступим следующим образом. Рассмотрим разность Δ . По определению $\Delta = z_1 + z_2 - z_3 - z_4$. Дифференцируя это выражение, получим

$$(y_1, y_2, x_3, x_4)\mathbf{u} = \dot{\Delta}. \quad (15)$$

Введем обозначение $\dot{\Delta} = u_\Delta$ и дополним систему уравнений (1) уравнением (15). В результате для определения $\mathbf{u}$ получим систему

$$\Omega \cdot \mathbf{u} = \mathbf{b}, \quad (16)$$

где

$$\Omega = \begin{pmatrix} \mathbf{B}(\alpha) \\ y_1, y_2, x_3, x_4 \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{b} = \begin{pmatrix} -\mathbf{M}(t)/h_0 \\ u_\Delta \end{pmatrix}.$$

Если матрица Ω не вырождена, то система имеет единственное решение, которое определяется выражением $\mathbf{u} = \Omega^{-1}\mathbf{b}$. Для случая, когда матрица Ω не вырождена, найдем закон управления u_Δ , обеспечивающий заданное значение определителя $\Psi(\Delta)$ как функции Δ .

Введем в рассмотрение ошибку

$$e = \Delta - \Delta_0,$$

где Δ_0 — оптимальное значение разности Δ . С учетом уравнения (15) переменная e описывается следующим дифференциальным уравнением:

$$\dot{e} = u_\Delta.$$

Определим u_Δ следующим образом:

$$u_\Delta = -k \cdot e, \quad k > 0$$

Несложно показать, что выбранный закон управления u_Δ обеспечивает асимптотическую устойчивость положению $e = 0$, и следовательно, разность Δ стремится к значению Δ_0 . При этом определитель $\Psi(\Delta)$ стремится к заданному значению $\Psi_0 = \Psi(\Delta_0)$, т. е. обеспечивается требуемая конфигурация гироскопов.

В случае, когда матрица Ω вырождена, система (16) может быть совместной и иметь множество решений, или несовместной и не иметь ре-

шения. Найдем условия, при которых существует решение системы (16) в случае, когда матрица Ω вырождена. Представим матрицу Ω в виде

$$\Omega = \begin{pmatrix} B(\alpha) \\ \xi^T \end{pmatrix},$$

где

$$\xi = (y_1, y_2, x_3, x_4)^T.$$

Матрица Ω будет вырожденной лишь в том случае, если вектор ξ можно представить следующим образом:

$$\xi = \mathbf{B}^T(\alpha)\lambda. \quad (17)$$

В развернутом виде соотношение (17) имеет вид

$$\begin{aligned} y_1\lambda_3 - z_1\lambda_2 &= y_1, & y_2\lambda_3 - z_2\lambda_2 &= y_2, \\ z_3\lambda_1 - x_3\lambda_3 &= x_3, & z_4\lambda_1 - x_4\lambda_3 &= x_4. \end{aligned} \quad (18)$$

Рассмотрим соотношения (18) как систему алгебраических уравнений относительно вектора λ и исследуем условия существования решения этой системы. Преобразуем эту систему следующим образом: а) вычтем первое уравнение, умноженное на y_2 , из второго уравнения, умноженного на y_1 ; б) вычтем третье уравнение, умноженное на x_4 , из четвертого уравнения, умноженного на x_3 . В результате получим

$$\begin{aligned} y_1\lambda_3 - z_1\lambda_2 &= y_1, & (z_1y_2 - y_1z_2)\lambda_2 &= 0, \\ z_3\lambda_1 - x_3\lambda_3 &= x_3, & (z_3x_4 - x_3z_4)\lambda_1 &= 0. \end{aligned} \quad (19)$$

Из выражений (19) следует, что система (18) имеет решение только в тех случаях, когда выполняется одно из условий:

$$\text{а) } z_1y_2 - y_1z_2 = 0, \quad z_3x_4 - x_3z_4 = 0, \quad (20)$$

$$\text{б) } z_1y_2 - y_1z_2 = 0, \quad z_3x_4 - x_3z_4 \neq 0, \quad (21)$$

$$\text{в) } z_1y_2 - y_1z_2 \neq 0, \quad z_3x_4 - x_3z_4 = 0. \quad (22)$$

При выполнении условия (20) согласно (14) $\det(\mathbf{B}(\alpha)\mathbf{B}^T(\alpha)) = 0$, т. е. система не управляемая и, следовательно, невозможно создать управления $\mathbf{M}(t)$, позволяющее получить требуемую ориентацию КА, т. е. управление $\mathbf{u}$ не существует. В случаях (21) и (22) $\det(\mathbf{B}(\alpha)\mathbf{B}^T(\alpha)) \neq 0$, система управляемая, и управление $\mathbf{u}$ существует. Найдем управление $\mathbf{u}$ в этих случаях. Рассмотрим вначале алгоритм вычисления управления $\mathbf{u}$

для случая (21). Перепишем условия (21) в следующем виде:

$$|\mathbf{g}_1 \times \mathbf{g}_2| = 0, \quad |\mathbf{g}_3 \times \mathbf{g}_4| \neq 0. \quad (23)$$

Из выражения (23) следует, что векторы $\mathbf{g}_1$ и $\mathbf{g}_2$ коллинеарны, и для их координат справедливы соотношения

$$y_2 = \rho y_1, \quad z_2 = \rho z_1, \quad (24)$$

где $\rho = \pm 1$ в зависимости от того, совпадают по направлению $\mathbf{g}_1$ и $\mathbf{g}_2$ или нет. Рассмотрим систему (16) при соотношении (24). Запишем ее в развернутом виде:

$$\begin{aligned} z_3u_3 + z_4u_4 &= -\frac{M_x}{h_0}, \\ -z_1u_1 - \rho z_1u_2 &= -\frac{M_y}{h_0}, \\ y_1u_1 + \rho y_1u_2 - x_3u_3 - x_4u_4 &= -\frac{M_z}{h_0}, \\ y_1u_1 + \rho y_1u_2 + x_3u_3 + x_4u_4 &= u_\Delta. \end{aligned}$$

Вычитая из четвертого уравнения третье, получим

$$z_3u_3 + z_4u_4 = -\frac{M_x}{h_0}, \quad 2(x_3u_3 - x_4u_4) = u_\Delta + \frac{M_z}{h_0}. \quad (25)$$

Решение системы (25) имеет вид

$$\begin{pmatrix} u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_3 & x_4 \\ z_3 & z_4 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \frac{u_\Delta}{2} + \frac{M_z}{2h_0} \\ -\frac{M_x}{h_0} \end{pmatrix}.$$

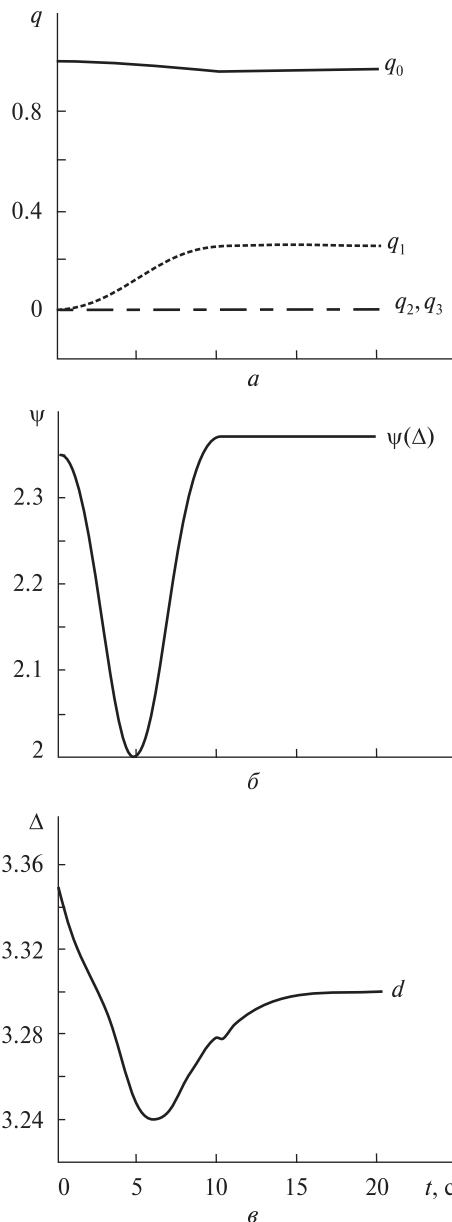
Аналогично, складывая четвертое и третье уравнение, имеем

$$u_1 + \rho u_2 = \frac{1}{z_1} \frac{M_y}{h_0}, \quad u_1 + \rho u_2 = \frac{1}{2y_1} \left(u_\Delta - \frac{M_y}{h_0} \right) \quad (26)$$

Для того чтобы система (26) была совместной, необходимо, чтобы выполнялось соотношение

$$u_\Delta = 2 \frac{y_1}{z_1} \frac{M_y}{h_0} + \frac{M_z}{h_0}.$$

Из выражений (26) следует, что одна из переменных u_1 , u_2 является свободной, и ее значение можно задать произвольно. Выберем в качестве такой переменной u_2 и положим ее равной нулю. Тогда с учетом уравнения связи $z_1^2 + y_1^2 = 1$ будем



Изменение во времени: a — элементов q_i кватерниона при развороте КА, b — определителя $\Psi(\Delta)$, c — разности Δ

иметь следующие выражения для определения вектора управления $\mathbf{u}$:

$$u_{\Delta} = 2 \frac{y_1}{z_1} \frac{M_y}{h_0} + \frac{M_z}{h_0},$$

$$u_1 = \frac{M_y}{h_0} z_1 + \frac{1}{2} \left(u_{\Delta} - \frac{M_z}{h_0} \right) y_1, \quad u_2 = 0,$$

$$\begin{pmatrix} u_3 \\ u_4 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} x_3 & x_4 \\ z_3 & z_4 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \frac{u_{\Delta}}{2} + \frac{M_z}{2h_0} \\ -\frac{M_x}{h_0} \end{pmatrix}.$$

Проведя аналогичные преобразования для случая (22), получим следующие формулы для вычисления управления $\mathbf{u}$:

$$u_{\Delta} = -2 \frac{x_3}{z_3} \frac{M_x}{h_0} - \frac{M_z}{h_0},$$

$$\begin{pmatrix} u_1 \\ u_2 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} y_1 & y_2 \\ z_1 & z_2 \end{pmatrix}^{-1} \begin{pmatrix} \frac{u_{\Delta}}{2} + \frac{M_z}{2h_0} \\ \frac{M_y}{h_0} \end{pmatrix},$$

$$u_3 = \frac{M_x}{h_0} z_3 + \frac{1}{2} \left(u_{\Delta} + \frac{M_z}{h_0} \right) x_3,$$

$$u_4 = 0.$$

РЕЗУЛЬТАТЫ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Для проверки полученных теоретических результатов было проведено численное моделирование управляемого движения КА с тензором инерции

$$J = \begin{pmatrix} 52 & 0 & 0 \\ 0 & 67 & 0 \\ 0 & 0 & 64 \end{pmatrix}.$$

Размерность тензора инерции — $\text{Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}^2$. Все гири имели одинаковые собственные кинетические моменты $h_0 = 5 \text{ Н} \cdot \text{м} \cdot \text{с}$. Моделировался разворот спутника по крену на угол 30° длительностью 10 с. Начальные условия были следующие: $\mathbf{Q} = \{1, 0, 0, 0\}$, $\boldsymbol{\omega} = \{0, 0.001, 0\}$. После разворота параметры углового движения аппарата должны быть равны $\mathbf{Q} = \{0.9659, 0.2588, 0, 0\}$, что соответствует развороту спутника по крену на угол 30° . Здесь $\mathbf{Q} = \{q_0, \mathbf{q}\}$ — нормированный кватернион, определяющий ориентацию орбитальной и связанной систем координат, переменные q_0 и $\mathbf{q}$ соответственно скалярная и векторная части кватерниона $\mathbf{Q}$.

Для расчета управления $\mathbf{M}(t)$, обеспечивающего требуемую ориентацию КА, использовался подход, изложенный в работе [4]. Оптимальная

конфигурация гироскопов определялась следующими значениями определителя Ψ и разности Δ : $\Psi_0 = 2.367$, $\Delta_0 = 3.3$.

На рисунке изображены графики изменения элементов кватерниона при движении КА из начального в конечное положение (фрагмент *a*). На фрагменте *b* изображен график изменения во времени определителя $\Psi(\Delta)$. Соответствующее изменение разности Δ показано на фрагменте *в*. Как видно из рисунка *a*, параметры углового движения КА в конце разворота соответствуют заданным. При этом определитель $\Psi(\Delta)$ и разность Δ достигли заданных значений. Это подтверждает работоспособность разработанных алгоритмов.

ВЫВОДЫ

Предложена методика синтеза алгоритмов пространственной переориентации КА с помощью минимально избыточной системы гироскопов. Предлагаемый подход позволяет получать законы управления угловой ориентацией спутника, обеспечивающие высокие точностные и динамические характеристики процесса ориентации, и оптимальную конфигурацию гироскопов. Приведены результаты численного моделирования предложенных алгоритмов. Методика может быть полезной разработчикам систем ориентации КА.

ПРИНЯТЫЕ ОБОЗНАЧЕНИЯ И СИСТЕМЫ КООРДИНАТ

E — связанная с космическим аппаратом (КА) система координат (ССК). Оси этой системы совпадают с главными центральными осями инерции КА,

I — инерциальная система координат,

G_i — приборная система координат i -го гироскопа,

R_i — система координат, связанная с ротором i -го гироскопа. Ось x_R этой системы совпадает с осью прецессии i -го гироскопа, ось y_R этой системы совпадает с осью вращения ротора i -го гироскопа, ось z_R дополняет систему координат до правой,

$x_A \subset R^3$ — вектор, заданный проекциями на оси базиса A ,

ω_B^{BA} — угловая скорость вращения базиса B относительно базиса A , заданная проекциями на оси базиса B ,

$C_B^A \in R^{3 \times 3}$ — матрица перехода от базиса A к базису B ,

$c_i^{BA}, i=1,2,3$ — столбцы матрицы C_B^A ,

$q_i^{BA}, i=1,2,3$ — строки матрицы C_B^A ,

h_i — вектор кинетического момента i -го гироскопа,

$J_G = \text{diag}(J_{gx}, J_{gy}, J_{gz})$ — тензор инерции i -го гироскопа,

J — тензор инерции КА,

α_i — угол прецессии i -го гироскопа,

N — количество гироскопов, установленных на космическом аппарате,

I_N — единичная матрица размерности $N \times N$.

1. Васильев В. Н. Оптимизация настройки минимально избыточной системы гироскопов // Изв. РАН. Механика твердого тела. — 1999. — № 4. — С. 3—10.
2. Виттенбург И. Динамика систем твердых тел. — М.: Мир, 1990. — 292 с.
3. Волосов В. В., Куценко И. А., Попадинец В. И. Математические модели вращательного движения космических аппаратов с избыточными системами гироскопов и маховиков и задачи управления их ориентацией // Пробл. упр. и информ. — 2003. — № 1. — С. 101—115.
4. Ефименко Н. В. Управление переориентацией космического аппарата посредством маховиков // Пробл. упр. и информ. — 2008. — № 5. — С. 121—128.
5. Ефименко Н. В. Синтез алгоритмов управления пространственной переориентацией космического аппарата с использованием динамических уравнений вращательного движения твердого тела в параметрах Родрига — Гамильтона // Пробл. упр. и информ. — 2015. — № 3. — С. 102—115.
6. Легостаев В. П., Токарь Е. Н. Область применения гироскопических систем // Космич. исслед. — 1990. — 28, вып. 3. — С. 352—359.
7. Раушенбах Б. В. Управление ориентацией орбитальных станций // Управление в пространстве: Тр. VI Междунар. Симп. по автомат. упр. в пространстве. — М.: Наука, 1976. — Т. 1. — С. 5—13.
8. Сомов Е. И. Динамика прецизионного гироскопического управления космическими аппаратами землеобзора // Гироскопия и навигация. — 2002. — № 4 (39). — С. 54—55.
9. Сомов Е. И., Бондаренко Е. А., Капитонова Н. Б. Синтез гироскопической системы пространственной стабилизации на основе векторных функций Ляпунова и параметрической оптимизации // Проблемы аналитической механики, устойчивости и управления движением. — Новосибирск: Наука, 1991. — С. 257—264.
10. Сомов Е. И., Бутырин С. А. Явный логико-динамический закон настройки минимально избыточной системы гироскопов для маневрирующего космического аппарата // Управление движением и навигация

- летательных аппаратов. — Самара: СГАУ, 2002. — С. 179—184.
11. Сомов Е. И., Бутырин С. А., Сорокин А. В., Платонов В. Н. Управление силовыми гироскопическими космическими аппаратами // Тр. X Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам 26—28 мая 2003. — СПб., 2003. — С. 278—294.
 12. Сорокин А. В., Бакшеев Н. И. Сравнительный анализ силовых гироскопических комплексов высокочастотных космических аппаратов // Тр. X Санкт-Петербургской междунар. конф. по интегрированным навигационным системам 26—28 мая 2003. — СПб., 2003. — С. 272—277.
 13. Токарь Е. Н. Критерий настройки гиросиловых систем // Космич. исслед. — 1980. — **18**, вып. 3. — С. 77—82.
 14. Токарь Е. Н., Легостаев В. П., Михайлов М. В., Платонов В. Н. Управление избыточными гиросиловыми системами // Космич. исслед. — 1980. — **18**, вып. 2. — С. 147—156.
 15. Bhat Sanjay, Tiwari Pawan K. Controllability of spacecraft attitude using control moment gyroscopes // IEEE Trans. Automat. Contr. — 2009. — **54**, N 3. — P. 585—590.
 16. Crenshaw J. W. 2-Speed, a single gimbal control moment gyro attitude control system // AIAA Paper. — 1973. — N 73-895. — P. 1—10.
 17. Leeghim H., Bang H., Park Jong-Oh. Singularity avoidance of control moment gyros by one-step ahead singularity index // Acta Astronautica. — 2009. — **64**, N 9/10. — P. 935—945.

Стаття надійшла до редакції 20.04.15

М. В. Єфименко¹, Н. В. Луценко², Т. О. Паромова²

¹ Науково-виробниче підприємство «Хартрон-ЮКОМ», Запоріжжя

² Запорізький національний технічний університет

ШВИДКЕ ОБЕРТАННЯ КОСМІЧНОГО АПАРАТА ЗА ДОПОМОГОЮ МІНІМАЛЬНО-НАДЛИШКОВОЇ СИСТЕМИ ГІРОДИНІВ

Розглянуто задачу просторової переорієнтації космічного апарата за допомогою мінімально-надлишкової системи гіродинів. Запропоновано алгоритм переорієнтації, що забезпечує задану орієнтацію космічного апарата і оптимальну конфігурацію гіродинів. Наведено результати чисельного моделювання запропонованого алгоритму.

Ключові слова: космічний апарат, гіродин, керування орієнтацією.

М. V. Yefymenko¹, Н. V. Lutsenko², Т. O. Paromova²

¹ «Hartron-UKOM» scientific manufacturing company, Limited Liability Company, Zaporizhia

² National Technical University, Zaporizhia

ACHIEVING SPACECRAFT RAPID ROTATION USING MINIMALLY REDUNDANT COPLANAR GYRODYNE SYSTEM

The subject of this article is to consider a minimally redundant coplanar gyrodyne structure for the spatial reorientation of the spacecraft. The proposed orientation algorithm provides a required reorientation of the spacecraft and optimal gyrodyne configuration. The results of the computer modeling of proposed algorithm are shown.

Key words: spacecraft, gyrodyne, attitude control.

УДК 533.95

В. А. Шувалов, Н. А. Токмак, Н. П. Резниченко

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

ДЕГРАДАЦИЯ ПОЛИМЕРНЫХ ПЛЕНОК КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ДЛИТЕЛЬНОМ ВОЗДЕЙСТВИИ ПОТОКОВ АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА И ВАКУУМНОГО УЛЬТРАФИОЛЕТОВОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

Разработана процедура исследования деградации массовых и геометрических характеристик полимерных (полиимиды картон-Н, ПМ-1Э, тефлон FEP и полиэтилен) пленок — конструкционных материалов КА при длительном воздействии сверхзвуковых потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения. Определены пороговые значения отношения потока энергии ультрафиолетового излучения к потоку атомарного кислорода при возникновении синергетического эффекта потери массы полимерными пленками картон-Н, ПМ-1Э и полиэтилена, для тефлона FEP синергетический эффект не выявлен.

Ключевые слова: вакуумное ультрафиолетовое излучение, полимер, атомарный кислород, деградация, космический аппарат, синергетический эффект.

ВВЕДЕНИЕ

Полимерные материалы широко используются в качестве конструкционных материалов обшивок солнечных батарей (СБ) и компонентов экранно-вакуумной теплоизоляции (ЭВТИ) — покрытий наружных поверхностей космических аппаратов (КА). Многослойная теплоизоляция ЭВТИ состоит, как правило, из нескольких слоев полимерных пленок (полиимид — картон-Н, ПМ-1Э, тефлон FEP и полиэтилен) толщиной 100—200 мкм с металлизацией поверхностей (серебро или алюминий). Металлизированный слой полимера служит для отражения солнечного излучения и охлаждения КА. Излучательная способность и величина коэффициента поглощения солнечного излучения материала зависит

от физической и химической структуры поверхности полимеров.

Околоспутниковая среда на высотах от 200 до 800 км агрессивна по отношению к полимерным пленкам и покрытиям КА. На околоземных орбитах факторами, определяющими изменение физических, химических, термооптических и механических свойств полимеров, являются потоки атомарного кислорода (ионы и нейтралы) с энергией около 5 эВ, термоциклирование в вакууме, электромагнитное излучение Солнца, проникающая радиация, потоки высокоэнергичных протонов и электронов.

Механизм разрушения материалов наружных поверхностей КА связан как минимум с двумя видами воздействия: физическим (кинетическим) распылением и химическим травлением при воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения.

© В. А. ШУВАЛОВ, Н. А. ТОКМАК, Н. П. РЕЗНИЧЕНКО, 2015

Следствия такого воздействия на материалы наружных поверхностей КА таковы:

- унос массы с поверхности материала;
- изменение термооптических свойств поверхности материалов (коэффициента поглощения солнечного излучения и интегральной излучательной способности);
- снижение электропроводимости металлических контактов солнечных батарей из-за окисления;
- изменение физико-механических свойств материалов в результате эрозии поверхности (снижение долговечности — длительной прочности полимеров).

Воздействие потоков атомарного кислорода приводит к окислительной деструкции полимерных материалов с образованием летучих оксидов CO , CO_2 и H_2O , что и обуславливает унос массы материалов. Атомарный кислород (АК) инициирует поверхностные реакции и модифицирует первый атомный слой (~1 нм). Вакуумный ультрафиолет (ВУФ) вызывает деструкцию ароматических групп ниже слоя поверхности, эродировавшего при бомбардировке АК. Нелетучие оксиды (Ag_2O , SiO_2 и др.) образуют слои и пленки, которые существенно изменяют термооптические свойства материалов и, как следствие, тепловой режим КА.

Экспозиция полиимидных пленок на МКС, орбитальной станции «Мир», КА «Спейс Шаттл» на высотах до 350 км [2, 10, 21, 32, 37] показала, что степень эрозии образцов полимерных материалов (унос массы, уменьшение толщины пленки) пропорциональна флюенсу АК (появился термин «полиимидный эквивалентный флюенс АК».) Стендовые исследования [19, 27, 28, 31, 38, 39, 41] свидетельствуют о том, что ВУФ усиливает действие АК, увеличивает эрозию полиимида в несколько раз. Вакуумный ультрафиолет индуцирует десорбцию молекул CO , CO_2 , H_2O и H_2 с поверхности полиимида: энергии ВУФ излучения солнечного спектра достаточно для разрыва связей $\text{C}-\text{C}$, $\text{C}-\text{O}$ и функциональных групп. В том же время полиимид инертен к воздействию ВУФ в отсутствие АК [28, 31, 38].

Информация об изменении свойств материалов наружных поверхностей КА при длительной

эксплуатации в ионосфере из-за воздействия потоков АК и ВУФ может быть получена только экспериментально — по результатам летных или стендовых испытаний. Одним из путей решения задачи является физическое моделирование (или имитация) воздействия факторов космического пространства на материалы.

Цель данной работы:

- оценка потери массы полимерных пленок при воздействии потока АК ($U_\infty = 8$ км/с) и ВУФ-излучения, моделирующих внешние воздействия в ионосфере Земли;
- определение порогового значения отношения потоков энергии ВУФ к плотности потока АК, характеризующих синергетический эффект воздействия АК+ВУФ на унос массы полимерных пленок наружных покрытий КА.

ФИЗИКО-ХИМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАТЕРИАЛОВ КА С ПОТОКАМИ АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА И ВАКУУМНОГО УЛЬТРАФИОЛЕТА

Физическое моделирование длительного воздействия факторов космического пространства на конструкционные материалы КА реализуется при проведении ускоренных ресурсных испытаний. Длительность испытаний сокращается за счет форсирования нагрузки. Форсирование нагрузки — сложная задача. При испытании технических систем, устройств, материалов ускоренными методами режим форсированных нагрузок должен быть организован таким образом, чтобы по заданному критерию он был эквивалентен эксплуатационному режиму. Выбор критерия эквивалентности эксплуатационного и форсированного режимов, обоснование числа ускоренных испытаний и их длительности — первостепенная задача. Для большинства конструкционных материалов это удастся, когда определены параметры, по изменению которых можно судить о степени деградации и старения. Для режима длительной активной эксплуатации полимерных материалов в ионосфере определяющим параметром является изменение свойств полимеров при воздействии потока АК с энергией 5 эВ (скорость КА $U_\infty = 8$ км/с) и потока ВУФ излучения солнечного спектра.

Длительное воздействие потоков атомарного кислорода на материалы. Условием физического (стендового) моделирования и имитации воздействия потока АК с энергией 5 эВ на материалы наружных поверхностей КА является равенство скоростей и энергий

$$\begin{aligned} U_M &= U_H, \\ M_{AK} U_M^2 / 2 &= M_{AK} U_H^2 / 2 \end{aligned} \quad (1)$$

при идентичности сорта частиц, бомбардирующих поверхность, а также интегральных флюэнсов

$$F_{AK}^{(M)} = F_{AK}^{(H)} \quad (2)$$

или плотностей потоков АК

$$\Phi_{AK}^{(M)} t_M = \Phi_{AK}^{(H)} t_H, \quad (3)$$

где индекс «М» характеризует условия физического (стендового) моделирования, «Н» — условия на орбите, ($U_H = 8$ км/с), $M_{AK} U_H^2 / 2 = 5$ эВ, M_{AK} — масса атома кислорода, $\Phi_{AK} = N_{AK} U_{AK}$, N_{AK} — концентрация атомов кислорода, t — время контакта газ — поверхность (время экспозиции).

Концентрация атомарного кислорода в атмосфере Земли днем при среднем уровне солнечной активности изменяется от $3 \cdot 10^9$ см⁻³ на высоте $h \approx 200$ км до $2 \cdot 10^6$ см⁻³ для $h \approx 800$ км [6].

Атомарный кислород в атмосфере Земли на высотах от 200 до 800 км ионизован, степень ионизации колеблется от 10^{-4} до 10^{-1} [6].

Выполнение условий (1), (2) при бесстолкновительном обтекании поверхностей твердого тела сверхзвуковым потоком частично ионизованного АК обеспечивает моделирование (или имитацию) процессов физико-химического взаимодействия материалов космических аппаратов с АК в атмосфере Земли. Моделирование условий длительной эксплуатации КА предполагает проведение ускоренных ресурсных (стендовых) испытаний с применением более интенсивных, чем на орбите, потоков частиц. Из выражения (3) следует

$$\Phi_{AK}^{(M)} = \Phi_{AK}^{(H)} \frac{t_H}{t_M} = \Phi_{AK}^{(H)} k_y, \quad (4)$$

где коэффициент ускорения $k_y = t_H / t_M > 1$ — отношение длительности эксплуатации КА на орбите к длительности испытаний в форсированном режиме.

С методологической точки зрения при реализации ускоренных испытаний полимерных материалов КА в режиме активной эксплуатации их в ионосфере наиболее эффективным является термодинамический энтропийный критерий эквивалентности [14]. В соответствии с термодинамическим энтропийным критерием эквивалентности два режима воздействия эквивалентны, если они вызывают в материалах одинаковые приращения необратимой составляющей энтропии.

Выполнение условий эквивалентности режимов испытаний на основе энтропийного критерия требует установления верхних значений параметров ускоренного режима, выше которых проводить испытания недопустимо. Главное условие выбора верхних (предельных) значений нагрузок состоит в том, чтобы ускоренные испытания не приводили бы к изменениям в механизмах взаимодействия частиц с поверхностью, возникновению новых (отличных от условий эксплуатации) физико-химических процессов в материалах, изменению механизмов накопления повреждений. Область допустимых нагрузок при форсированных модельных (стендовых) испытаниях может быть определена условием [10]

$$\Phi_{AK}^{(H)} \leq \Phi_{AK}^{(M)} \leq \Phi_{AK}^{(max)}. \quad (5)$$

Для взаимодействия потока АК с поверхностью КА это условие соответствует требованию, чтобы процессы на поверхности, инициированные одним соударением, не перекрывались во времени. Согласно оценкам [4] для концентрации и плотности потока АК такому требованию соответствуют соотношения

$$N_{AK}^{(M)} = 10^{12} \text{ см}^{-3}, \quad \Phi_{AK}^{(M)} = 10^{18} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}. \quad (6)$$

Условия (5), (6) приемлемы для любого материала поверхности КА: для металлов $\Phi_{AK}^{(max)} \approx 10^{27} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$, для полимерных материалов и покрытий — $\Phi_{AK}^{(max)} \approx 10^{20} \text{ см}^{-2} \text{ с}^{-1}$ [4]. Таким образом, для реализации ускоренных испытаний материалов наружных поверхностей КА с целью определения их эрозионной стойкости к воздействию потока атомарного кислорода в атмосфере Земли необходимо обеспечить:

- наличие потока частично ионизованного АК с направленными скоростями, близкими

либо равными орбитальным скоростям КА в ионосфере;

- режим бесстолкновительного обтекания фрагментов элементов конструкций КА или образцов испытуемых материалов газовым потоком;
- выполнение для параметров АК в ионосфере и на стенде соотношений (1), (2), (4) и (6).

Перечисленные условия реализованы на плазмодинамическом стенде ИТМ [18].

Воздействие вакуумного ультрафиолета на материалы. Плотность потока энергии солнечного излучения — солнечная постоянная — составляет $1.4 \cdot 10^3$ Дж/(м²с). Примерно 0.03 % потока излучения (0.4 Дж/(м²с)) приходится на вакуумный ультрафиолет $\lambda_v = 10...225$ нм. Доля солнечного ультрафиолетового излучения в диапазоне от 10 до 400 нм составляет от 8 до 9 %, т. е. 126 Дж/(м²с) [3, 5, 7, 13, 27, 28].

Структуру спектра коротковолновой области солнечного излучения могут воспроизводить водородные и дейтериевые лампы, а также газоструйный имитатор ВУФ [3—5, 12, 17]. Эта область излучения ответственна за поверхностную деструкцию полимеров. Эффект длинноволновой области солнечного спектра воспроизводится в некоторой степени только дейтериевой лампой [39].

ТЕХНИКА ЭКСПЕРИМЕНТА

Экспериментальные исследования проводились на плазмодинамическом стенде ИТМ. Стенд генерирует высокоскоростные потоки разреженной плазмы с широким диапазоном рабочих параметров. Безмасляная откачивающая система производительностью по воздуху около 50 м³/с (вакуумный электроразрядный агрегат и система турбомолекулярных насосов), наличие криопанелей, охлаждаемых жидким азотом (LN₂), дают возможность реализовать в вакуумной камере — цилиндре диаметром 1.2 м и длиной 3.5 м — статическое разрежение 10^{-5} Па, а в рабочих условиях при натекании газа давление $10^{-4}...10^{-3}$ Па.

Сверхзвуковой поток атомарного кислорода. В качестве источника сверхзвуковых потоков разреженного частично ионизованного газа используется газоразрядный ускоритель с ионизацией рабочего тела электронным ударом и ос-

цилляцией электронов во внешнем магнитном поле. Применение ускорителя с «саморазгоном» плазмы позволяет получать в рабочей части вакуумной камеры стенда сверхзвуковые потоки частично ионизованного атомарно-молекулярного кислорода [18].

Для измерения параметров плазменных потоков служит система электрических зондов и СВЧ-интерферометры, работающие в частотном диапазоне от 3 до 37.5 ГГц. Образцы испытуемых материалов, установленные на термостате, и диагностические средства размещены на подвижных платформах. Платформы обеспечивают продольное и поперечное перемещение термостата и диагностических средств 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 испытуемых материалов и диагностические зонды могут перемещаться практически в любую точку струи и объема вакуумной камеры. При измерениях параметров заряженных частиц использовались электрические зонды: цилиндрические (из вольфрама радиусом $r_p \approx 0.2$ мм, длиной $l_p \approx 2.0$ см и из молибдена $r_p \approx 0.045$ мм, $l_p \approx 4.5$ мм), а также сферический диаметром $2r_p \approx 4$ мм и плоский зонд из молибдена с рабочей поверхностью диаметром $2r_p \approx 3.5$ мм. Энергия направленного движения потока ионов контролировалась многоэлектродным зондом-анализатором радиусом $r_p \approx 1.75$ см. Для всех образцов материалов и зондов при рабочих давлениях в вакуумной камере стенда ниже 0.01 Па выполнялись условия бесстолкновительного обтекания. Измерение вольтамперных характеристик (ВАХ) и производных зондового тока проводилось в автоматическом режиме. Погрешность измерения индивидуальной ВАХ не превосходит ± 2 %.

Для контроля ориентации образцов-мишеней относительно вектора скорости набегающего потока использовался одиночный цилиндрический зонд радиусом $r_p \approx 0.2$ мм и длиной $l_p \approx 2$ см. Пик ионного тока, регистрируемый таким зондом при вращении вокруг вертикальной и горизонтальной осей, соответствует ориентации оси

зонда вдоль по потоку, а полуширина пика ионного тока пропорциональна степени неизотермичности разреженной плазмы. Для измерения параметров нейтрального компонента использовался зонд давления, угловая зависимость выходного сигнала датчика, формулы и процедуры обработки сигнала представлены в работе [17].

Для повышения точности определения концентрации заряженных частиц в потоке плазмы параллельно с зондовым использовался метод СВЧ-диагностики.

Осевое (а) и радиальное (б) распределения концентрации заряженных частиц в сверхзвуковом потоке плазмы атомарно-молекулярного кислорода приведены в работе [16].

Соответствие зондовых (электронная ветвь вольтамперной характеристики) и СВЧ-измерений концентрации заряженных частиц позволяет с использованием условия квазинейтральности плазмы оценить:

- долю (или наличие) отрицательных ионов в потоке плазмы атомарно-молекулярного кислорода, $(N_e + N_i^-)_{\text{зонд}} \approx N_{e\text{СВЧ}}$, где N_e — концентрация электронов, N_i^- — концентрация отрицательных ионов;

- суммарную концентрацию положительных атомарных и молекулярных ионов, $N_e \approx N_{\Sigma}^+ = N_{ia}^+ + N_{im}^+$ (индекс «а» соответствует атомарным, «m» — молекулярным ионам кислорода).

Такой подход вполне оправдан, так как методы СВЧ-диагностики основаны на рассеянии электромагнитного излучения на свободных электронах ионизированной среды [17, 20].

Степень диссоциации потока плазмы атомарно-молекулярного кислорода ξ_d контролируется масс-спектрометром MX7303, а непосредственно у поверхности испытываемых образцов — электрическими зондами. Если степень диссоциации плазмы атомарно-молекулярного кислорода представить в виде

$$\frac{N_{ia}}{N_{\Sigma}} = \frac{N_{ia}}{N_{ia} + N_{im}} = \xi_d, \quad (7)$$

то ионный ток насыщения I_{Σ} , ограниченный орбитальным движением частиц на цилиндрический зонд, ориентированный перпендикулярно к вектору скорости набегающего потока, запи-

шется в виде

$$I_{\Sigma} = (1 + 0.4\xi_d) \frac{A_p}{\pi} e N_{\Sigma} U_{im} \sqrt{1 + \frac{2e\phi_w}{M_i U_{im}^2}}, \quad (8)$$

откуда степень диссоциации ионного компонента

$$\xi_d \approx 2.5 \left(\frac{I_{\Sigma}}{I_{0i} \sqrt{1 + 2e\phi_w / (M_i U_{im}^2)}} - 1 \right). \quad (9)$$

Здесь $I_{\Sigma} = I_{ia} + I_{im}$, I_{ia} — ионный ток насыщения атомарных ионов, I_{im} — ионный ток насыщения молекулярных ионов, A_p — площадь зонда, e — заряд электрона, U_{im} , M_i — скорость и масса молекулярных ионов, $\phi_w = \phi_p - \phi_0$ — потенциал зонда ϕ_p относительно потенциала плазмы ϕ_0 , $I_{0i} = (A_p/\pi) e N_{\Sigma} U_{im}$ — ионный ток на зонд при $\phi_w \approx 0$.

Измеренное электрическими зондами значение $0.58 \leq \xi_d \leq 0.65$ согласуется с оценкой, полученной с помощью масс-спектрометра MX 7303 ($\xi_d \approx 0.61$). Разброс полученных значений не превосходит $\pm 7.5\%$. На расстоянии $z \approx 30$ см от среза ускорителя есть область с линейным размером около 12 см с равномерным распределением концентрации ионов атомарно-молекулярного кислорода и степенью диссоциации $\xi_d \approx 0.6$, степенью ионизации $\zeta = N_{O^+ + O_2^+} / N_{O + O_2} \approx 0.1$, направленной скоростью ионов атомарного кислорода $U_{O^+} \approx 8.3 \pm 0.5$ км/с, концентрацией ионов атомарного кислорода $N_{O^+} \approx (2.0 \pm 0.3) \cdot 10^{10}$ см⁻³ и скоростным отношением $S_{O^+} = U_{O^+} / V_{O^+} \approx 3.4$ (V_{O^+} — тепловая скорость ионов АК).

Плотность потока ионов атомарного кислорода $\Phi_{O^+} \approx 1.7 \cdot 10^{16}$ см⁻²с⁻¹. В сечении струи плазмы атомарно-молекулярного кислорода $z \approx 30$ см при давлениях $P \leq 0.01$ Па для фрагмента образцов испытываемых материалов с характерным размером $R \leq 12$ см реализуется режим сверхзвукового бесстолкновительного обтекания. Годовой интегральный флюенс $F_{O^+} \approx 3 \cdot 10^{20}$ см⁻² достигается, например, при $t_M \approx 1.8 \cdot 10^4$ с. Нейтральные атомы в плазме движутся с дозвуковой скоростью $U_n \approx 0.45$ км/с. Флюенс АК F_O вычисляется по времени экспозиции и измеренным в месте расположения образцов значениям ξ_d , N_{Σ} , U_{O^+} , ζ , U_n :

$$F_0 = F_{O^+} + F_n = \xi_d N_{i\Sigma} U_{O^+} t + \xi_d \zeta^{-1} N_{i\Sigma} U_n t = \\ = \xi_d N_{i\Sigma} U_{O^+} t \left(1 + \frac{\zeta^{-1} U_n}{U_{O^+}} \right). \quad (10)$$

Вакуумный ультрафиолет. На плазмодинамическом стенде в качестве источника ВУФ-излучения использовались три низковольтные водородные лампы ВМФ-25, изготовленные в ФГУП НПК «Государственный оптический институт им. С. И. Вавилова» (Санкт-Петербург). Угол падения фотонов (между осью пучка ВУФ и нормалью к облучаемой поверхности образца) не более 10° . Лампа ВМФ-25 создает на срезе поток ВУФ-излучения $J_{0v} \approx 80$ мВт в диапазоне длин волн от 113 до 165 нм с многолинейчатым спектром, а в диапазоне от 165 до 380 нм — поток излучения около 10 мВт со сплошным спектром [<http://www.npkgoii.ru>].

Материалы и средства измерения потери массы. В качестве испытуемых использовались образцы материалов трех групп: kapton-H и ПМ-1Э (коммерческая формула $C_{22}H_{10}N_2O_5$), полиэтилен $(C_2H_4)_n$ и тефлон FEP-100A $(C_2F_4)_n$.

Измерение и контроль температуры пленок осуществлялось миниатюрными термopарами (хромель-копель) диаметром около 0.1 мм.

При концентрации ионов потока АК от $5 \cdot 10^{13}$ до $2 \cdot 10^{16} \text{ м}^{-3}$ и скорости ионов, направленной по нормали к бомбардируемой поверхности $U_{AK} \approx 9.1$ км/с реализуются следующие значения интегрального флюенса $10^{15} < F_{AK}^{(M)} < 10^{21} \text{ см}^{-2}$. Образцы испытуемых материалов крепятся на фронтальной (относительно набегающего потока) поверхности термостата. Термостат выполнен в виде двух плоских соосных дисков, покрытых тонкой пленкой диэлектрика. Наружный диск — экран с окном размером 52×52 мм. На внутреннем диске, вращающемся вокруг горизонтальной оси, параллельной вектору скорости набегающего потока, расположены четыре образца испытуемых материалов, а также плоский зонд из молибдена диаметром $d_p \approx 3.5$ мм и цилиндрический зонд — молибденовая нить диаметром $d_p = 90$ мкм и длиной $l_p \approx 5$ мм. Поверхности обоих зондов ориентированы ортогонально вектору скорости U_{AK} . Зонды, расположенные

в одной плоскости с образцами, позволяют контролировать флуктуации параметров потока АК посредством мониторинга ионного тока насыщения при фиксированном потенциале зонда φ_p относительно потенциала плазмы φ_0 ($\varphi_w = \varphi_p - \varphi_0$). Геометрические размеры образцов контролировались инструментальным микроскопом с 100-кратным увеличением.

Для измерения весовых характеристик испытуемых образцов непосредственно в вакуумной камере в статических условиях использовались микровесы компенсационного типа с диапазоном измеряемых сил от 10^{-8} до 10^{-3} Н [18, 19]. Вне вакуумной камеры до и после экспонирования использовались микровесы с погрешностью измерения не более 10^{-4} г.

ПОТЕРИ МАССЫ ПОЛИМЕРНЫХ ПЛЕНОК ПРИ ВОЗДЕЙСТВИИ АТОМАРНОГО КИСЛОРОДА И ВАКУУМНОГО УЛЬТРАФИОЛЕТА

Исследования кинетики процесса взаимодействия плазмы атомарно-молекулярного кислорода с полиимидной пленкой kapton-H [8, 9] свидетельствует о том, что молекулярный кислород инертен и участия в химических реакциях не принимает. Химические реакции лимитирует реакция окисления с участием АК в качестве окислителя. При этом соотношение скоростей газовой выделения продуктов химического травления — CO , CO_2 , H_2O и H_2 остается постоянным и не зависит от температуры полимерной пленки в диапазоне от 290 до 400 К и параметров разряда. Последнее также служит подтверждением, что вид частиц, химически воздействующих на пленку, не изменяется. Это обстоятельство, а также высокая вероятность нейтрализации положительных ионов АК при соударении с поверхностью полимерных, диэлектрических и полупроводниковых материалов позволяет при количественных оценках потери массы испытуемых образцов полимерных пленок объединить в один ряд результаты исследований, выполненных в нейтральных потоках АК и в потоках плазмы атомарно-молекулярного кислорода [4, 38].

Воздействие атомарного кислорода на полиимидные пленки. Полиимидные пленки kapton-H, ПМ-1Э относятся к одному классу полимеров

группы Н, близки по химическому составу, сходны по структуре и плотности материала от 1.42 до 1.56 г/см³, широко применяются в космической технике. Это обстоятельство позволяет при оценке потерь массы под воздействием потоков АК объединить результаты исследований, выполненных для полиимидных пленок в наземных условиях и в космосе.

На рис. 1 представлены результаты, иллюстрирующие изменение толщины δx и потери массы $\Delta m = Y_{AK} F_{AK} = \rho Re F_{AK} = \rho \delta x$ полиимидных пленок kapton-H и ПМ-1Э — типовых материалов наружных поверхностей и обшивок солнечных батарей КА в потоке АК. Здесь $Y_{AK} = \rho Re$ — коэффициент эрозии, $Re \approx 3 \cdot 10^{-24}$ см³/атом — объемный коэффициент потери массы kapton-H (реакционная способность материала относительно АК), ρ — плотность полиимидной пленки.

Результаты измерений потери массы полиэтилена (C₂H₄)_n при воздействии сверхзвукового потока атомарного кислорода иллюстрирует рис. 2.

Зависимость $\Delta m = f(F_{AK})$ для тефлона FEP-100A (C₂F₄)_n представлена на рис. 3. Для объемного коэффициента потери массы полимеров $Re \cdot 10^{24}$, см³/атомО по результатам экспериментальных исследований в потоке АК на стенде ИТМ получены следующие значения: полиимиды kapton-H — 3.03, ПМ-1Э — 2.37, полиэтилен — 3.86, тефлон FEP-100A — 0.23.

Расчетные значения δx и Δm , представленные на рис. 1—3 прямыми, удовлетворительно согласуются с результатами физико-химического моделирования на стендах и натурных космических экспериментов.

Воздействие вакуумного ультрафиолета на полимерные пленки КА. Полиимидная пленка kapton-H практически инертна к воздействию ВУФ. Это установлено в работах [34, 38, 39, 45] при изменении угла облучения от 0 до $\pi/2$ образцов пленки в потоке ВУФ $\lambda_v \approx 172$ нм при $\Phi_v \approx 4.5$ мВт/см². Практически аналогичный результат для диапазона длин волн ВУФ λ_v от 115 до 200 нм получен в работе [28].

Исследования данной работы по влиянию ВУФ на деградацию полиимидных пленок kapton-H и ПМ-1Э проводились в статических ус-

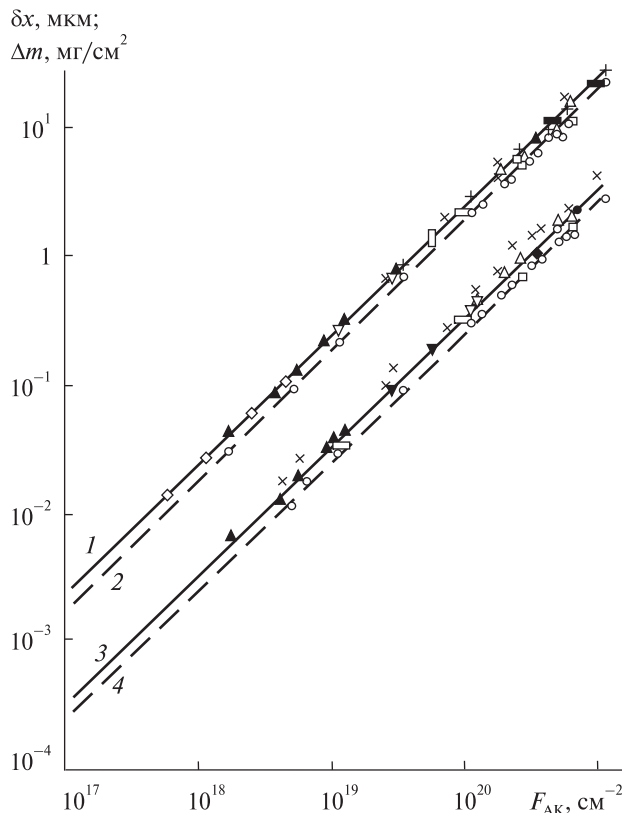


Рис. 1. Изменение толщины δx и потери массы Δm полиимидных пленок kapton-H и ПМ-1Э при воздействии сверхзвукового потока F_{AK} атомарного кислорода: точка — данные [36], косые крестики — наши измерения kapton-H, светлые треугольники — экспозиция на ОС «Мир» [10], светлые перевернутые треугольники — данные [1], звездочка — измерения КА STS-41 [13], светлые горизонтальные штрихи — измерения КА STS-85 [37], вертикальные штрихи — данные АТОМОХ [26], светлый ромбик — измерения в пучке АК [28], темные треугольники — RF-плазма [35, 42], темные перевернутые треугольники — [8], темный ромбик — данные КА STS-41g [12], кружки — наши измерения ПМ-1Э, квадратики — программа «Компласт» на ОС «Мир» [10], темные горизонтальные штрихи — [15], прямая линия 1 — расчетные значения δx kapton-H ($Re \approx 3 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО), 2 — расчет δx ПМ-1Э ($Re \approx 2.37 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО), 3 — Δm (kapton-H, расчет), 4 — расчет Δm для ПМ-1Э

ловиях при давлении в вакуумной камере стенда 10^{-5} Па. Облучение образцов полиимидных пленок производилось на расстоянии $z \approx 7$ см от среза ламп ВМФ-25. Плотность потока ВУФ $\Phi_v \approx 3.9$ мВт/см², время экспозиции $t_s = 30 \dots 200$ мин. Температура поверхности образцов контролиро-

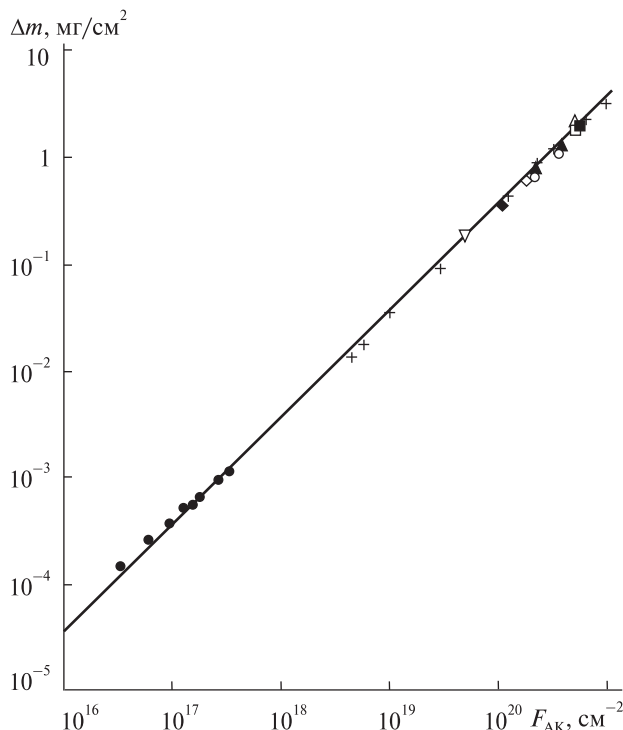


Рис. 2. Потери массы полиэтилена (C_2H_4) в сверхзвуковом потоке атомарного кислорода: темный квадратик — измерения [44], перевернутый треугольник — АТОМОХ [26], треугольник — данные [23, 29], темный ромбик — измерения в ходе миссии STS-41 [13], светлый квадратик — данные LDEF [22], темные треугольники и кружки — МК-2007 [12], светлый ромбик — STS-141 [29], точки — данные [30, 34], крестики — измерения авторов, прямая линия — расчет для $Re \approx 3.86 \cdot 10^{-24} \text{ см}^3/\text{атомО}$

валась по показаниям миниатюрных термопар с погрешностью не более 0.5 К. При экспозиции в потоке ВУФ температура поверхности образцов практически равна температуре массивной металлической подложки — внутреннего диска термостата ($T_w \approx 297 \text{ К}$).

Для полиимидов kapton-H, ПМ-1Э и полиэтилена потери массы оказались вне пределов чувствительности микровесов $\Delta m < 10^{-4} \text{ г}$. Зависимость потери массы образца тефлона FEP-100A от потока ВУФ трех водородных ламп ВМФ-25 $F_v = \Phi_v \cdot t$ иллюстрирует рис. 4.

Синергетический эффект при длительном воздействии потоков атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолета. Вакуумный ультрафиолет усиливает воздействие атомарного кисло-

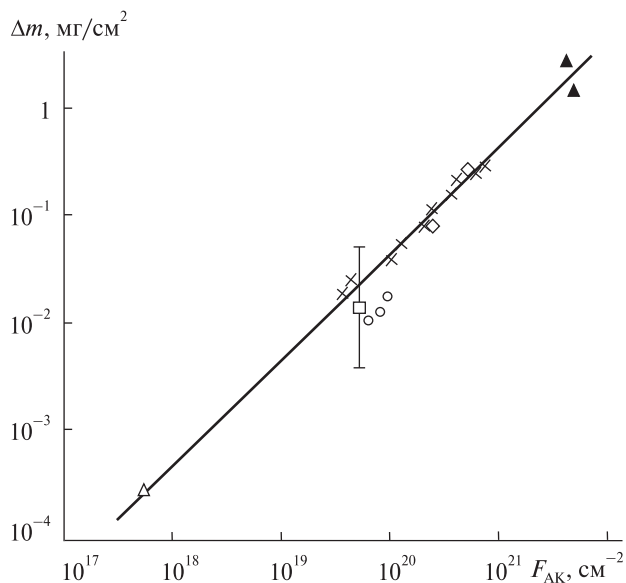


Рис. 3. Зависимость потери массы тефлона FEP-100A от флюенса атомарного кислорода сверхзвукового потока при $U_{AK} \approx 9.1 \text{ км/с}$: темные треугольники — данные LFEP для экспозиции в течение 105 дней [33, 40], ромбики — эксперимент «Компласт» на ОС «Мир» [10], кружки — измерения ЦАГИ [11], темный квадратик — АТОМОХ [26], светлый треугольник — [27], косые крестики — наши измерения, прямая линия — расчет при $Re \approx 3.86 \cdot 10^{-24} \text{ см}^3/\text{атомО}$

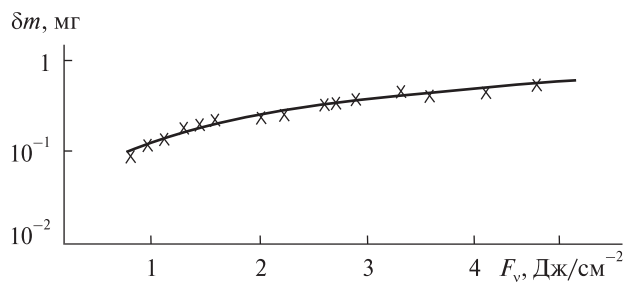


Рис. 4. Потери массы Δm образца тефлона FEP-100A в потоке ВУФ: крестики — наши измерения, кривая — среднее

рода. Рис. 5 иллюстрирует влияние АК+ВУФ при $\Phi_{AK} \approx 5 \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}\text{с}^{-1}$ с энергией 5 эВ и $\Phi_v \approx 1.6 \cdot 10^{16} \text{ фотон}/(\text{см}^{-2}\text{с}^{-1})$ в диапазоне длин волн $\lambda_v = 115 \dots 200 \text{ нм}$ на изменение толщины полиимидной пленки kapton-H для времени экспозиции $0 \leq t_j \leq 80 \text{ мин}$ (данные [28], рис. 2). В отличие от данных [28, рис. 2] на рис. 5 приведены абсолютные, а не относительные зна-

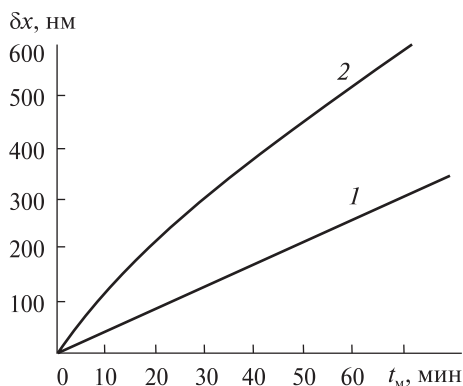


Рис. 5. Изменение толщины полиимидной пленки kapton-H от времени экспозиции $0 \leq t_3 \leq 80$ мин [28]: 1 — воздействие АК, 2 — воздействие АК+ВУФ

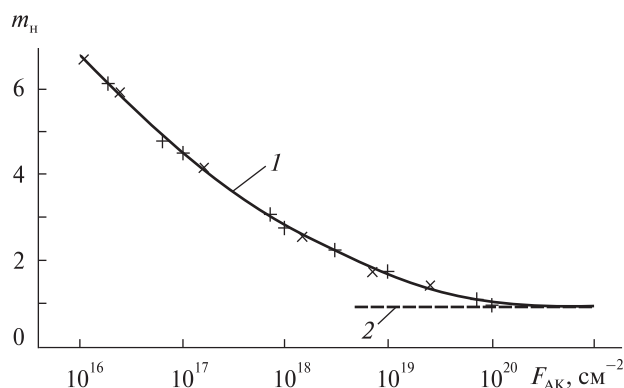


Рис. 6. Зависимость изменения нормированной массы $m_n = \Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK}$ образцов полиимидных пленок от флюенса АК (измерения авторов): прямые крестики — пленка kapton-H, косые крестики — пленка ПМ-1Э, кривая 1 — аппроксимация $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} = 1.327\eta$, стриховая линия 2 — пороговое значение F_{AK}

Зависимость функции η от флюенса атомарного кислорода F_{AK}

$F_{AK}, \text{см}^{-2}$	10^{17}	10^{18}	10^{19}	10^{20}	10^{21}
η	3.425	2.055	1.421	0.753	0.753

чения изменения δx толщины пленки: пересчет произведен для АК при $Re = 3 \cdot 10^{-24} \text{ см}^3/\text{атомО}$ с экстраполяцией значений для АК+ВУФ. Для условий эксперимента работы [28] при $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 2.5 \cdot 10^{-14} \text{ МДж/атомО}$ синергетический эффект (уменьшение толщины пленки) составил $\delta x_{AK+ВУФ}/\delta x_{AK} \approx 2.0$.

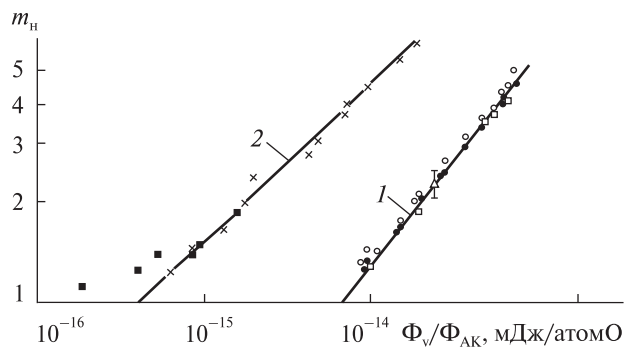


Рис. 7. Зависимость нормированной массы $m_n = \Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK}$ от отношения плотности потока ВУФ к плотности потока атомарного кислорода: полиимиды (точки — kapton-H, кружки — наши измерения ПМ-1Э, светлые квадратики — [39, 41], треугольник — пересчет авторов для пленки kapton-H на условия эксперимента [28], прямая линия 1 — аппроксимация $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} = 9.891 \cdot 10^8 (\gamma \Phi_v/\Phi_{AK})^{0.635}$, полиэтилен (косые крестики — наши измерения, темные квадратики — данные [30, 34, 43], кривая 2 — аппроксимация $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} = 1.216 \cdot 10^7 (\gamma \Phi_v/\Phi_{AK})^{0.461}$. (Здесь γ — 1 атомО/МДж)

Зависимость изменения нормированной массы образцов полиимидных пленок от флюенса атомарного кислорода F_{AK} показана на рис. 6. Она позволяет определить минимальное значение величины $F_{AK} \approx 10^{20} \text{ см}^{-2}$, блокирующей реализацию синергетического эффекта воздействия АК+ВУФ на потери массы пленками kapton-H и ПМ-1Э. С увеличением интегрального флюенса до $F_{AK} \approx 10^{20} \text{ см}^{-2}$ роль АК возрастает: потеря массы из-за воздействия АК+ВУФ уменьшается вплоть до значений $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} \approx 1$ (штриховая линия на рис. 6). На рис. 6 представлена зависимость $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} = f(F_{AK})$: для наших измерений пленки kapton-H и ПМ-1Э, кривая 1 — зависимость $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK} = Y_{AK+ВУФ}/Y_{AK} = 1.327\eta$. Значения функции $\eta = f(F_{AK})$ приведены в таблице. Величина $F_{AK} > 10^{20} \text{ см}^{-2}$ соответствует условиям проведения измерений на КА «Спейс Шаттл» (миссии STS-4, STS-5, STS-6, STS-41) и ОС «Мир» на высотах $h \leq 350 \text{ км}$ [10, 21, 36, 37].

Зависимости изменения относительной потери массы $\Delta m_{AK+ВУФ}/\Delta m_{AK}$ образцов полиимидных пленок kapton-H и ПМ-1Э, а также полиэтилена, от отношения плотности Φ_v потока ВУФ к плотности потока кислорода Φ_{AK} показаны на рис. 7. Эти зависимости позволяют оценить пороговые

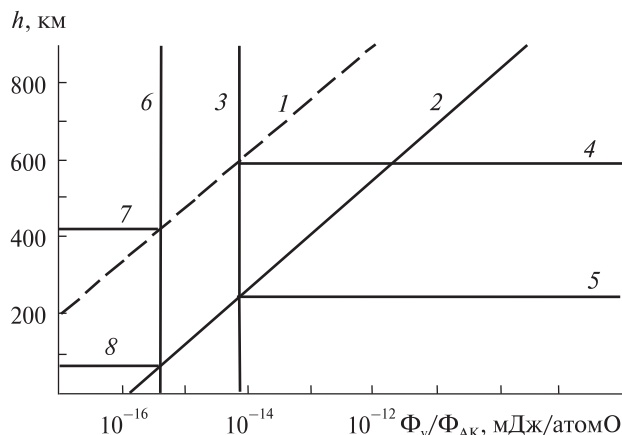


Рис. 8. Изменение Φ_v/Φ_{AK} с высотой h орбиты КА: 1 — ВУФ ($\lambda_v = 10...225$ нм), 2 — солнечное УФ-излучение ($\lambda_v = 10...400$ нм), 3 — пороговое значение $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 7.1 \cdot 10^{-15}$ МДж/атомО для полиимидов, 4, 5 — область синергетического эффекта при воздействии АК+ВУФ для $h \geq 590$ км и АК+УФ для $h \geq 250$ км (полиимидные пленки), 6 — пороговое значение $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 4.3 \cdot 10^{-16}$ МДж/атомО для полиэтилена, 7 — область $h \geq 410$ км для АК+ВУФ, 8 — $h \geq 70$ км для АК+УФ (полиэтилен)

значения Φ_v/Φ_{AK} для синергетического эффекта воздействия АК+ВУФ на потери массы пленок kapton-H и ПМ-1Э (полиимиды) — $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 7.1 \cdot 10^{-15}$ МДж/атомО, а также полиэтилена — $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 4.3 \cdot 10^{-16}$ МДж/атомО. Для тефлона FEP-100A, как и в работах [11, 24, 25, 27, 33, 41], синергетический эффект не обнаружен.

На рис. 8 приведены зависимости Φ_v/Φ_{AK} от высоты h при среднем уровне солнечной активности [26]. Область синергетического эффекта воздействия АК+ВУФ на полиимидные пленки расположена справа от граничной прямой 3 (значение $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 7.1 \cdot 10^{-15}$ МДж/атомО). Точки пересечения граничной прямой 3 с линиями 1, 2 определяют области синергетического эффекта АК+ВУФ $h > 590$ км (линия 4) и для АК+УФ $h < 250$ км (линия 5). Отсутствие синергетического эффекта по результатам экспериментов на МКС, ОС «Мир» и КА «Space Shuttle» свидетельствует, по-видимому, о преобладающем влиянии коротковолновой части спектра солнечного УФ-излучения на унос массы и изменение толщины полиимидных пленок. Оценки областей (высот) влияния АК+ВУФ для пороговых значений F_{AK} и Φ_v/Φ_{AK} практически совпадают. Значения

$\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 7.1 \cdot 10^{-15}$ МДж/атомО и $F_{AK} \leq 10^{20}$ см⁻² определяют условия, при которых имеет место синергетический эффект воздействия АК+ВУФ на полиимидные пленки kapton-H и ПМ-1Э, а значение $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 4.3 \cdot 10^{-16}$ МДж/атомО характеризует синергетический эффект для полиэтилена.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Сформулированы условия и требования для реализации ускоренных ресурсных испытаний на стойкость полимерных материалов КА к длительному воздействию сверхзвуковых потоков атомарного кислорода и ВУФ солнечного спектра на высотах от 300 до 1000 км.

Экспериментальные исследования потери массы проведены для полиимидных пленок kapton-H, ПМ-1Э, пленок полиэтилена и тефлона FEP-100 A — типовых материалов наружных покрытий КА. Получены зависимости уноса массы от флюенса АК, плотности потока ВУФ и воздействия АК+ВУФ. Определены значения объемного коэффициента потери массы материала при воздействии сверхзвукового потока АК: kapton-H $Re \approx 3.03 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО, ПМ-1 Э — $Re \approx 2.37 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО, полиэтилен — $Re \approx 3.86 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО, тефлон FEP-100A $Re \approx 0.23 \cdot 10^{-24}$ см³/атомО, а также пороговые значения отношения плотности потока ВУФ к потоку АК, характеризующие синергетический эффект длительного воздействия АК+ВУФ на потери массы полимерными пленками КА: для полиимидов $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 7.1 \cdot 10^{-15}$ МДж/атомО, для полиэтилена — $\Phi_v/\Phi_{AK} \approx 4.3 \cdot 10^{-16}$ МДж/атомО, для тефлона FEP-100A — синергетический эффект не обнаружен.

1. Акишин А. И., Гужова С. К. Взаимодействие ионосферной плазмы с материалами и оборудованием космических аппаратов // Физ. и хим. обработки материалов. — 1993. — № 3. — С. 40—47.
2. Ананьева О. А., Милинчук В. К., Загорский Д. Л. Исследование односторонне алюминированных полиимидных пленок, экспонированных на орбитальной космической станции «Мир» // Химия высок. энергий. — 2007. — 41, № 6. — С. 445.
3. Верховцева Э. Т., Яременко В. И., Тюленев Д. Г. Газоструйный имитатор ВУФ и УМР-излучения Солнца и его воздействие на материалы // Космічна наука і технологія. — 1998. — 4, № 2/3. — С. 102—109.

4. Войцены В. С., Гужова С. К., Титов В. И. Воздействие низкотемпературной плазмы и электромагнитного излучения на материалы. — М.: Энергоатомиздат, 1991. — 224 с.
5. ГОСТ Р 25645.338-96. Материалы полимерные для космической техники. Требования к испытаниям на стойкость к воздействию вакуумного ультрафиолетового излучения. — Введ. 03.12.96. — М.: Госстандарт России, 1996. — 16 с.
6. Гуревич А. В., Шварцбург А. В. Нелинейная теория распространения радиоволн в ионосфере. — М.: Наука, 1973. — 273 с.
7. Джонсон Ф. С. Солнечное излучение // Околосреднее космическое пространство / Под ред. Ф. С. Джонсона. — М.: Мир, 1962. — 192 с.
8. Кувалдина Е. В., Любимов В. К., Максимов А. И. и др. Исследование температурных зависимостей скоростей травления полиимидной пленки в плазме // Химия высок. энергий. — 1990. — **24**, № 5. — С. 471—474.
9. Кувалдина Е. В., Любимов В. К., Рыбкин В. В. Константа скорости и вероятность взаимодействия атомарного кислорода с полиимидной пленкой // Химия высок. энергий. — 1992. — **26**, № 5. — С. 475—478.
10. Милинчук В. К., Клишипонт Э. Р., Шелухов И. П. и др. Деградация полимерных материалов на орбитальной космической станции «Мир» // Изв. высш. учеб. заведений. Ядерная энергетика. — 2002. — № 2. — С. 108.
11. Никифоров А. П., Терновой А. И., Самсонов П. В. и др. Проблемы изучения механизма взаимодействия вакуумного УФ-излучения и гипертермического атомарного кислорода (5 эВ) с полимерными материалами космических летательных аппаратов // Хим. физика. — 2002. — **21**, № 5. — С. 73—82.
12. Новиков Л. С. Современное состояние и перспектива исследований взаимодействия космических аппаратов с окружающей средой // Модель космоса: Научно-информационное издание. В 2 т. — Т. 2 / Под ред. М. И. Панасюка, Л. С. Новикова. — М.: КДУ, 2007. — С. 10—38.
13. Новые наукоемкие технологии в технике: В 24 т. — Т. 17. Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов / Под ред. К. С. Касаева. — М.: ЗАО НИИ ЭНЦИТЕХ, 2000. — 280 с.
14. Переверзев Е. С. Модели накопления повреждений в задачах долговечности. — Киев: Наук. думка, 1995. — 360 с.
15. Черник В. Н., Наумов С. Ф., Демидов С. А. и др. Исследования полиимидных пленок с защитными покрытиями для космических аппаратов // Перспективные матер. — 2000. — № 6. — С. 14—20.
16. Шишацкая Л. П., Яковлев С. А., Волкова Г. А. Газоразрядные лампы для вакуумной УФ-области спектра // Оптич. журн. — 1995. — № 7 — С. 72—74.
17. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Контактная диагностика высокоскоростных потоков разреженной плазмы // Теплофиз. высоких температур. — 2005. — **43**, № 2. — С. 214—228.
18. Шувалов В. А., Кочубей Г. С., Приймак А. И. и др. Изменение свойств материалов панелей солнечных батарей КА под воздействием атомарного кислорода // Космич. исслед. — 2007. — **45**, № 4. — С. 224—234.
19. Шувалов В. А., Письменный Н. И., Кочубей Г. С., Токмак Н. А. Потери массы полиимидных пленок космических аппаратов при воздействии атомарного кислорода и вакуумного ультрафиолетового излучения // Космич. исслед. — 2014. — **52**, № 2. — С. 106—112.
20. Шувалов В. А., Чурилов А. Е., Быстрицкий М. Г. Диагностика потоков импульсной плазмы зондовыми, СВЧ- и фотометрическими методами // Теплофиз. высоких температур. — 2000. — **38**, № 6. — С. 877—885.
21. Allegri G., Corradi S., Marchetti M., et al. On the Degradation on Polymeric Thin Films in LEO Space Environment // Proc. 9th Int. Symp. on Materials in a Space Environment. — Noordwijk, 2003. — ESA SP-540. — P. 255—262.
22. Banks B. S., Backus J. A., Manno M. V. Prediction of atomic oxygen erosion yield for spacecraft polymers // J. Spacecraft and Rockets. — 2011. — **48**, N 1. — P. 14—22.
23. Chermic V. N., Novikov L. S., Akishin A. I. About adequacy of ground-based tests of polymers at higher atomic oxygen energy (20—30 eV) // Proc. 10th Int. Symp. on Materials in a Space Environment and 8th Int. Conf. on Protection of Materials and Structures in a Space Environment (Collioure, France, 2006). — Noordwijk: ESTEC, 2006. — P. 127—132.
24. De Groh K. Investigation of Teflon FEP embrittlement on spacecraft in low earth orbit // Proc. 7th Intern. Symp. on Materials in Environment. Toulouse, France, 1997. — Noordwijk: ESTEC, 1997. — P. 255—266.
25. De Groh K., Smith D. Analysis of metallized teflon thin-film materials performance on satellites // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — **41**, N 3. — P. 322—325.
26. ECSS-E-10-04A. Параметры космического пространства. — Действует с 21 января 2000 г. — Noordwijk: ESTEC, 2000. — 219 p.
27. Grossman E., Gouzman I. Space environment effects on polymers in low earth orbit // Nucl. Instrum. and Meth. in Phys. Res. — 2003. — **B208**. — P. 48—57.
28. Grossman E., Gouzman I., Lempert G., et al. Assessment of atomic — oxygen flux in low — Earth orbit ground simulation facilities // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — **41**, N 3. — P. 356—368.
29. Grossman E., Lifshits Y., Wolan J., et al. In situ erosion study of kapton using novel hyperthermal oxygen atom source // J. Spacecraft and Rockets. — 1999. — **36**, N 1. — P. 75—86.
30. Koontz S., King G., Dunnet A., Kirkendahl T. Intelsat solar array coupon atomic oxygen flight experiment // J. Spacecraft and Rockets. — 1994. — **31**, N 3. — P. 475—481.
31. Koontz S., Leger L., Albryn K., Cross J. Vacuum ultraviolet radiation / Atomic oxygen synergism in materials reactivity // J. Spacecraft and Rockets. — 1990. — **27**, N 3. — P. 346—355.

32. Koontz S. L., Leger L. J., Rickman S. L., et al. Oxygen Interactions with material. III. Mission and induced environments // J. Spacecraft and Rockets. — 1995. — **32**, N 3. — P. 475—482.
33. Koontz S., Leger L., Visentine J. EOIM-III Mass spectrometry and polymer chemistry: STS-46, July — August 1992 // J. Spacecraft and Rockets. — 1995. — **32**, N 3. — P. 483—494.
34. Miller S., Banks B., Waters D. Investigation into the differences in atomic oxygen erosion yields of materials in ground based facilities compared to those in LEO // Proc. 10th Int. Symp. on Materials in a Space Environment and 8th Int. Conf. on Protection of Materials and Structures in a Space Environment (Collioure, France, 2006). — Noordwijk: ESTEC, 2006. — P. 120—126.
35. Naddaf M., Balasubramanian C., Alegaonkar P. S., et al. Surface interaction of polyimide with oxygen ECR plasma // Nucl. Instrum. and Meth. in Phys. Res. — 2004. — **B222**. — P. 135—144.
36. Paillons A. Spacecraft surface exposure to atomic oxygen in LEO // Technol. Environment spatial. — Toulous: ESA, 1987. — P. 353—375.
37. Pippin H. G. Final report of analysis of Boeing specimens from on the effects of space environment on materials experiment. Appendix B. — Hampton: NASA Langley Research Center, 2008. — VA 23681—2199. — 10 p.
38. Shimamura A., Miyazaki E. Investigation into synergistic effects of atomic oxygen and vacuum ultraviolet // J. Spacecraft and Rockets. — 2009. — **46**, N 2. — P. 241—254.
39. Tagawa M. Atomic Oxygen — Induced polymer degradation phenomena in simulated LEO. space environments: How do polymers react in a complication space environment // Acta Astron. — 2008. — N 62. — P. 203—210.
40. Tagawa M., Yokota K., Ohmae N. Synergistic study on atomic oxygen-induced erosion of polyethylene with vacuum ultraviolet // J. Spacecraft and Rockets. — 2004. — **41**, N 3. — P. 345—349.
41. Yokota K., Ikeda K., Tagawa M., et al. Synergistic effect of vacuum ultraviolet on a atomic oxygen-induced erosion of fluorinated polymer // Proc. 10th Int. Symp. on Materials in a Space Environment Colloure and 8th Int. Conf. on Protection of Materials and Structures in a Space Environment. — Noordwijk: EST EC, 2006. — P. 127—132.
42. Yokota K., Seikyu S., Tagawa M., et al. A quantitative study in synergistic effects of atomic oxygen and ultraviolet regarding polymer erosion in LEO space environment // Proc. 9th Int. Symp. on Materials in a Space Environment. — Noordwijk: ESTEC, 2003. — P. 265—273.
43. Yokota K., Tagawa M. Comparison polyethylene and polyimid as a fluence monitor of atomic oxygen // J. Spacecraft and Rockets. — 2007. — **44**, N 2. — P. 434—439.
44. Zimcik D. G., Maag C. R. Results of apparent atomic oxygen reactions with spacecraft materials during Shuttle flight STS-41g // J. Spacecraft and Rockets. — 1988. — **25**, N 2. — P. 162—168.
45. Zimcik D. G., Wertheimer M. R., Balmain K. B., et al. Plasma-deposited protective coating for spacecraft applications // J. Spacecraft and Rockets. — 1991. — **28**, N 6. — P. 652—657.

Стаття надійшла до редакції 10.03.15

В. О. Шувалов, М. А. Токмак, М. П. Резніченко

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

ДЕГРАДАЦІЯ ПОЛІМЕРНИХ ПЛІВОК КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ ПРИ ТРИВАЛІЙ ДІЇ ПОТОКІВ АТОМАРНОГО КИСНЮ І ВАКУУМНОГО УЛЬТРАФІОЛЕТОВОГО ВИПРОМІНЮВАННЯ

Розроблено процедуру визначення деградації масових та геометричних характеристик полімерних (полііміди картон-Н, ПМ-1Е, тефлон FEP і поліетилен) плівок — конструкційних матеріалів КА — під час тривалої дії надзвучкових потоків атомарного кисню та вакуумного ультрафіолетового випромінювання. Визначено порогові значення відношення потоку енергії ультрафіолетового випромінювання до потоку атомарного кисню при виникненні синергетичного ефекту втрати маси полімерними плівками картон-Н, ПМ-1Е і поліетилену, для тефлону FEP синергетичного ефекту не виявлено.

Ключові слова: вакуумне ультрафіолетове випромінювання, полімер, атомарний кисень, деградація, космічний апарат, синергетичний ефект.

V. A. Shuvalov, N. A. Tokmak, N. P. Reznichenko

Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Science of Ukraine and the National Space Agency of Ukraine, Dnipropetrovsk

DEGRADATION OF SPACECRAFT POLYMER FILMS ON LONG EXPOSURE TO ATOMIC OXYGEN FLOWS AND VACUUM ULTRAVIOLET RADIATION

The technique is developed for determining degradation of mass and geometric characteristics of polymer (polyimides kapton-H, PM-1E, Teflon FEP and polyethylene) films that are being used as spacecraft structural elements on long exposure to supersonic flows of atomic oxygen and vacuum ultraviolet radiation. The threshold values of the relation between the energy flow of ultraviolet radiation and the atomic oxygen flow are established at generation of the synergetic effect of losses in masses of polymer films kapton-H, PM-1E and polyethylene. The synergetic effect is not found in Teflon FEP.

Key words: vacuum ultraviolet radiation, polymer, atomic oxygen, degradation, spacecraft, synergetic effect.

КОМПОЗИТЫ: ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Показаны преимущества применения полимерных композиционных материалов, позволяющие повысить массовую и функциональную эффективность ракетно-космической техники. Приведен обзор применения полимерных композиционных материалов в разработках ГП «КБ «Южное» им. М. К. Янгеля. Рассмотрены основные направления применения композитов

Ключевые слова: ракетно-космическая техника, композиционные материалы конструкционного назначения, органоволокна, углеродные волокна, конструкторско-технологические решения, массовая эффективность, прочностные свойства.

ВВЕДЕНИЕ

Современная ракетно-космическая техника немыслима без композиционных материалов (КМ). При разработке средств исследования космического пространства требуются новые материалы, выдерживающие нагрузки космических полетов (высокие температуры и давление, вибрационные нагрузки, глубокий вакуум, радиационное воздействие и т. д.), имея при этом низкую массу. Применение КМ позволяет снизить вес изделия на 10...50 % и сократить расход топлива, повысив при этом надежность [1].

В разработках ГП «КБ «Южное» широко используются КМ на основе угле-, органо-, базальто- и стекловолокон, что дает возможность разрабатывать изделия с минимальным весом и максимальными упруго-прочностными характеристиками постоянными в течение 25 — 30 лет, обладающие стойкостью к воздействию агрессивных сред и циклическим нагрузкам, уникальными теплофизическими свойствами, высокой терморазмерностойкостью и эрозийной стойкостью [2, 6].

Основными направлениями применения КМ являются: силовые конструкционные элементы; теплозащитные и теплоизоляционные покрытия; эрозионностойкие элементы конструкций.

Корпуса твердотопливного ракетного двигателя и сопловые блоки. Большой опыт отработки силовой конструкции был получен (конец 1970-х — начало 1980-х гг.) при создании корпуса крупногабаритного твердотопливного ракетного двигателя (РДТТ) (рис. 1), работающего при воздействии внутреннего давления и осевого сжатия. Конструкция двигателей на 80—90 % состояла из КМ. Для изготовления корпуса типа «кокон» использовалось более 1 т высокопрочных арамидных волокон и около 1.5 т эпоксидного связующего. При этом проблемам максимальной реализации исходных прочностных свойств арамидных волокон уделялось большое внимание [4].

Проведен ряд экспериментальных исследований по разработке способов повышения степени реализации исходных прочностных свойств органоволокон в КМ, таких как выбор связующих для «мокрой» намотки силовой оболочки и «сухой» намотки узлов стыка, оценка эффективности основных типов органоволокон (ЖСВМ,

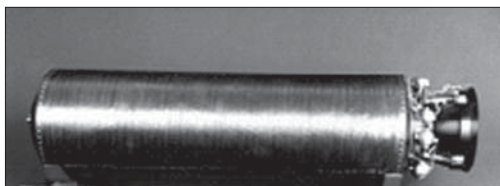


Рис. 1. Корпус РДТТ



Рис. 2. Деталь из УУКМ 3D-структуры

Амос, ЦФ ЖСВМ), исследования по оптимизации структуры армирующих наполнителей; «пневмообработка» и аппретирование волокон перед намоткой корпусов типа «кокон» с целью улучшения связи на границе «волокно — связующее», оптимизация режима отверждения силовой оболочки корпуса двигателя. Значения основного критерия эффективности разработанных корпусов двигателей достигали 32—35 км.

Одной из проблем при создании узлов двигателя является отсутствие в Украине полного цикла изготовления деталей из углерод-углеродного материала (УУКМ) 3D-структуры (рис. 2). Технология его изготовления, которая полностью восстановлена в настоящее время, заключается в плетении армирующего каркаса (преформы) 3D-структуры из углеволокна и уплотнении каркаса. Кроме того, с 2006 г. ведутся работы по разработке материала аналогичного класса с применением новых наполнителей и армирующих структур.

Последние достижения в сфере материаловедения и новых технологий дают возможность усовершенствовать энергомассовые характеристики жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), разрабатываемых ГП «КБ Южное» [5].

Одним из путей совершенствования ЖРД является применение сопловых насадков из УУКМ. Это позволяет увеличить степень расширения

сопла в сочетании с обеспечением приемлемого теплового режима его конструкции и повысить величину удельного пустотного импульса тяги при снижении общей массы двигателя.

Для условий ЖРД разработаны и опробованы крупногабаритные сопла из УУКМ на основе углеродных волокнистых материалов тканой структуры — «Граурис», «Розетта», CarboSEP.

В ГП «КБ Южное» разработана новая технология изготовления соплового насадка радиационного охлаждения из УУКМ на основе углеродного волокнистого материала трикотажной структуры, предназначенного для комплектации двигателя третьей ступени РН «Циклон-4» (рис. 3).

Сопловой насадок представляет собой тонкостенную профилированную оболочку переменной толщины в виде раструба с установленными на его малом диаметре металлическими сегментами, с помощью которых насадок стыкуется с камерой двигателя. Раструб выполнен из УУКМ, защищенного от окисления путем объемной пропитки силикатным составом и имеющего наружное защитное металлополимерное покрытие. Сегменты изготовлены из титанового сплава и крепятся к раструбу с помощью клея и шпилек.



Рис. 3. Жидкостный ракетный двигатель с насадком из УУКМ

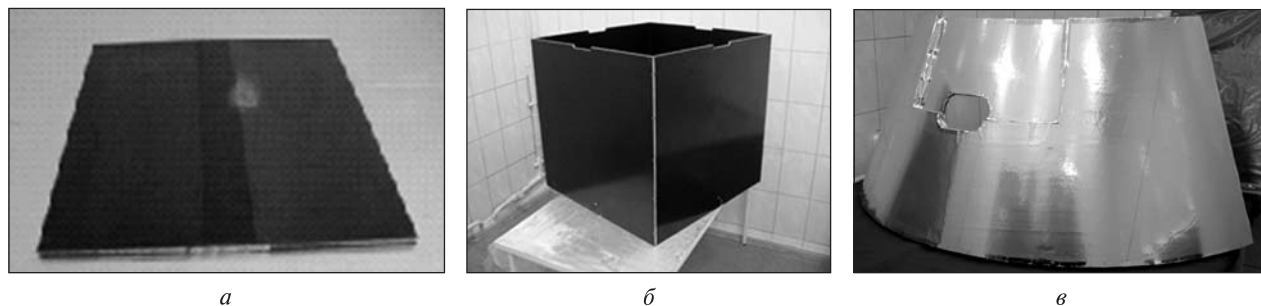


Рис. 4: а — сотовластовое основание СБ, б — тепловой экран трехслойной сотовой конструкции, в — теплоизоляция трехслойной сотовой конструкции

При создании соплового насадка решены следующие задачи: выбраны основные исходные материалы; спроектирована и изготовлена технологическая оснастка, разработана технологическая документация и отработана технология изготовления сопловых насадков, исследовано влияние высокотемпературного воздействия на окислительную стойкость УУКМ и разработан способ его защиты от окисления, разработана методика и выполнен неразрушающий контроль качества материала насадков.

Разработанная технология обеспечила изготовление сопловых насадков из УУКМ с заданными массовыми и прочностными характеристиками, эрозионной и окислительной стойкостью. Это подтверждено огневыми испытаниями экспериментальных насадков и статическими испытаниями камеры двигателя со штатным сопловым насадком [3].

Каркасы солнечных батарей. Основным узлом энергообеспечения космических аппаратов (КА) являются солнечные батареи (СБ). Важный элемент СБ — основание (каркас), на котором устанавливаются фотоэлектрические преобразователи солнечной энергии. От весового совершенства каркаса, его прочностных и жесткостных характеристик, размерностабильности и стойкости к факторам космического пространства (ФКП) во многом зависит качество, надежность и длительная работоспособность СБ в целом. Поэтому внедрение сотовых конструкций (СК) как наиболее эффективного пути снижения веса приобрело весьма актуальное значение.

Для создания более совершенных по массе оснований СБ был разработан ряд конструктив-

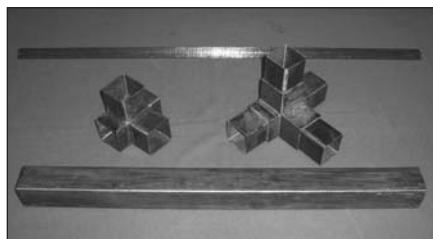
но-технологических решений (КТР), предусматривающих использование тонких (толщиной порядка 0,2 мм) обшивок из углепластика; применение сотового заполнителя (СЗ) из тонкой (23 мкм) алюминиевой фольги, адресное нанесение клея на торцы сот для их приклея к обшивкам, использование облегченных металлических вставок.

В результате отработки и комплексных исследований сотовластовых оснований СБ (рис. 4, а) разработан комплекс КТР, обеспечивший изготовление сотовластовых оснований с удельной массой 1 кг/м²; внедрение в производство технологии изготовления и контроль трехслойных СК с улучшенными характеристиками; работоспособность сотовластовых оснований в условиях как наземной, так и орбитальной эксплуатации.

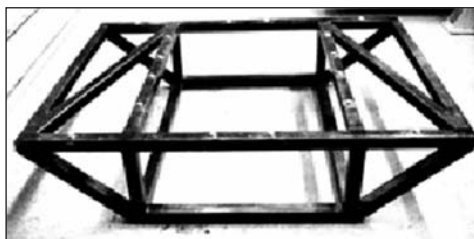
Тепловые экраны. Для поддержания заданной температуры внутри КА в ГП «КБ «Южное» была разработана система терморегулирования, основной частью которой являются трехслойные тепловые экраны (рис. 4, б), которые крепятся к силовой раме КА и обеспечивают поддержание внутри аппарата необходимых тепловых режимов, а также требуемую степень чистоты внутри аппарата. Тепловые экраны были установлены на КА «Egyptsat» и МС-2...МС-8.

Теплоизоляция трехслойной конструкции для головного обтекателя. При запуске современных КА предъявляются высокие требования по обеспечению заданных температурно-влажностного режима и уровня чистоты воздуха во внутренней полости головного обтекателя (ГО) на всех этапах эксплуатации РН совместно с КА. Эти па-

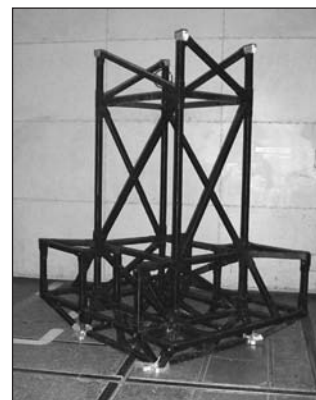
Рис. 5: *а* — элементы фермы из углепластика, *б* — бесфитинговая ферма из углепластика, *в* — углепластиковая ферменная конструкция



а



б



в

раметры в значительной мере обеспечиваются за счет внутренней теплоизоляции (ТИ) ГО.

Ранее в конструкции ГО применялась «мягкая» теплоизоляция на базе матов МБП-С (маты базальтовые прошивные). Однако такая ТИ не обеспечивает заданный уровень чистоты воздуха в полости ГО и уменьшает размер зоны полезного груза (до 40 мм).

В ГП «КБ «Южное» разработана новая внутренняя теплоизоляция «твердого» типа на основе трехслойной СК (рис. 4, *в*), состоящая из двух стеклопластиковых обшивок с односторонним фольгированием и СЗ высотой 10—30 мм. В качестве обшивки выбрана алюминиевая фольга, обеспечивающая коэффициент черноты поверхности не более 0.1. Для соединения обшивок с СЗ использован клей эпоксидного типа, обеспечивающий высокую прочность склейки при его минимальном нанесе (0.14—0.15 кг/м²).

Выбранный клей и разработанная технология склейки позволили получить высокую прочность соединения обшивок с СЗ. Так, разрушающее напряжение конструкции при равномерном отрыве составляет 1.5—1.9 МПа.

В результате применения разработанной трехслойной ТИ, допускающей операции очистки, количество остаточных молекулярных загрязнений на поверхности ТИ не превышает 10 мг/м², а наличие поверхностных механических загрязнений соответствует уровню 500 по стандарту MIL-STD-1246C.

Таким образом, в ГП «КБ «Южное» разработана принципиально новая высокоэффективная

теплоизоляция для ГО РН, которая имеет минимальную удельную массу (не более 1 кг/м²), коэффициент эффективной теплопроводности в интервале температур 20—150 °С составляет 0.07—0.11 Вт/(м·К); обеспечивает выполнение всех требований по чистоте подобтекательного пространства и уровню газовыделений материалов, а также максимально возможный диаметр зоны для размещения полезного груза.

В настоящее время разработанная теплоизоляция используется в качестве внутренней теплоизоляции ГО для РН «Зенит-2SLБ» и «Циклон-4».

Углепластиковые фермы для космических аппаратов. Одними из основных направлений развития КА «службы» Земли являются: повышение точности ориентации КА на наземные ориентиры; повышение разрешающей способности целевой аппаратуры.

Указанные тенденции накладывают требования и на конструкцию КА, требующие более точной и стабильной «привязки» целевой аппаратуры к датчикам ориентации КА.

Основным дестабилизирующим фактором в процессе эксплуатации КА на орбите являются температурные деформации конструкции, требующие поиска новых материалов. Высокие упруго-прочностные свойства и удельный вес углепластика ($\approx 1.5 \cdot 10^3$ кг/м³) позволяют использовать его в размерностабильных ферменных конструкциях КА.

На настоящий момент выполнены следующие основные работы:

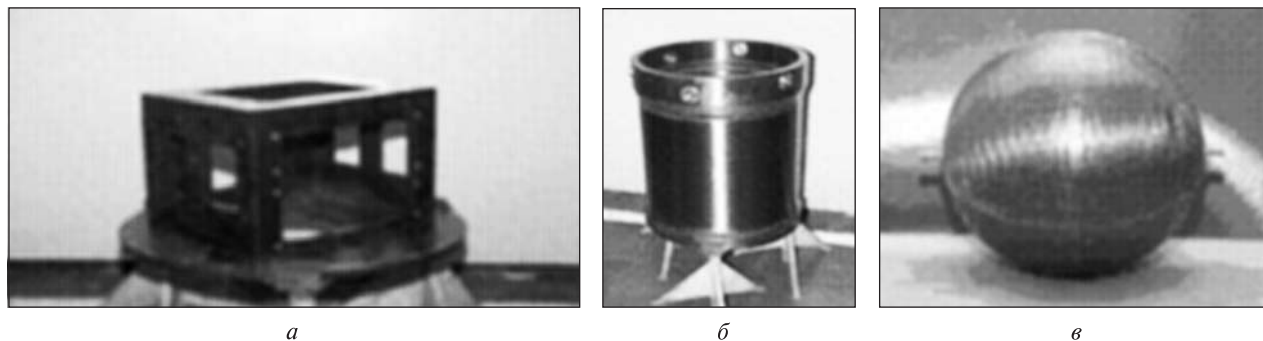


Рис. 6: а — корпус объектива, б — тубус, в — металлопластиковый шаробаллон

- освоена намотка углеволокна на оправку при изготовлении элементов фермы (рис. 5, а): труб круглого и прямоугольного сечений, многолучевых фитингов (с ортогональными лучами);

- отработана схема армирования элементов, позволяющая получать минимальный коэффициент линейного температурного расширения (КЛТР) до $0.2 \cdot 10^{-7} \text{ K}^{-1}$ на углепластиковых стержнях;

- освоен высокоточный метод определения КЛТР на основе голографической интерферометрии;

- разработана и изготовлена углепластиковая бесфитинговая ферма (рис. 5, б);

- разработана и изготовлена крупногабаритная углепластиковая ферма (рис. 5, в).

В настоящее время разрабатываются КТР по созданию фитинга с неортогональными лучами, в котором волокна в противоположных лучах, лежащих на одной прямой, не изгибаются. Проводятся исследования по оценке влияния временных факторов и температурных циклов на размерностабильность ферменных конструкций.

Корпус телескопа. В настоящее время ГП «КБ «Южное» набирает опыт разработки и изготовления несущих конструкций оптических приборов космического назначения (сканеров, телескопов, объективов). Их отличительной особенностью являются высокие требования по терморазмерностабильности на уровне менее 0.1 мм/м в условиях циклического изменения температуры от -150 до $+150$ °С. Для достижения этих требований рационально применение конструкций из

КМ, которые обладают низким коэффициентом теплового расширения, малой массой, высокой прочностью и жесткостью.

Так, спроектирован, изготовлен и проходит испытания объектив высокого разрешения для КА дистанционного зондирования Земли, основные несущие элементы которого — корпус (рис. 6, а) и тубус (рис. 6, б) выполнены из углепластика.

Шаробаллоны высокого давления. На ракетоносителях разработки ГП «КБ «Южное» в качестве аккумуляторов давления широко используются емкости, наполненные газом под давлением 300—400 атм взамен достаточно больших по весу баллонов из высокопрочной стали или титановых сплавов. Для уменьшения веса разработана технология упрочнения тонкостенных оболочек, имеющих форму шара, высокопрочным органожгутом типа «Русар». Такие шаробаллоны состоят из внутреннего стального корпуса (сталь 12Х18Н10Т) толщиной 1 мм, обеспечивающего герметичность, и наружной упрочняющей органопластиковой оболочки, обеспечивающей работоспособность конструкции (рис. 6, в).

В ходе проведенных работ решены следующие задачи: спроектирована и изготовлена технологическая оснастка; разработана технологическая документация на изготовление упрочняющей оболочки (УО) баллона, разработаны и отработаны программы управления намоточным станком при зональной намотке упрочняющих оболочек, отработаны технологические параметры изготовления шаробаллонов, разработаны три типа шаробаллонов объемом 11, 33 и 42 литра.

Разработанная технология упрочнения шаро-баллона обеспечивает снижение веса конструкции на 20—25 % по сравнению с титановым баллоном и 40—42 % по сравнению с баллоном из стали СП-28.

Для дальнейшего совершенствования шаро-баллонов проводятся работы по замене стального лайнера на пластиковый, а также замене армирующего органоволокна на высокопрочное углеволокно (типа Т-800). Целью указанных работ является дальнейшее снижение веса конструкции (на 20—30 %) и увеличение количества возможных заправок от 50—60 до 1000.

ВЫВОДЫ

Таким образом, применение композиционных материалов конструкционного назначения, разработка и отработка новых технологий, а также высокоэффективные конструкторско-технологические решения позволили ГП «КБ Южное» создавать конкурентоспособные, эффективные по массе и прочностным свойствам изделия, такие как: размеростабильные конструкции космического назначения с длительным сроком эксплуатации, каркасы солнечных батарей облегченной массы до 1 кг/м², тепловые экраны КА, комплект конструктивных элементов корпуса объектива, ферменные конструкции для КА, бесфитинговые фермы и другие изделия.

1. *Композиционные материалы в конструкциях летательных аппаратов* / Под. ред. А. Л. Абибова. — М.: Машиностроение, 1975. — 272 с.
2. *Нотон Б.* Композиционные материалы: В 8 т. — М.: Мир, 1988. — Т. 3: Применение композиционных материалов в технике / Пер. с англ.; Под. ред. Э. Фитцера. — 336 с.
3. *Потанов А. М., Артеменко Ю. Г., Тихий В. Г. и др.* Композиционные материалы в разработках ГП «КБ «Южное» // Композиционные материалы в промышленности: Сб. матер. XX Междунар. конф., 7—11 июня

2010 г., Ялта. — К.: УИЦ «Наука. Техника. Технология», 2010. — С. 111—119.

4. *Ракеты и космические аппараты конструкторского бюро «Южное»* / Под ред. С. Н. Конюхова. — Днепропетровск: ООО «Колор-Граф», ООО РА «Тандем-У», 2001. — 240 с.
5. *Санін А. Ф., Джур Є. О., Кучма Л. Д. та ін.* Розвиток ракетно-космічної техніки в Україні. — Дніпропетровськ: АРТ-ПРЕС, 2002. — 402 с.
6. *Справочник по композиционным материалам: В 2-х кн.* — М. Машиностроение, 1988. — Кн. 2. / Пер. с англ.; Под ред. Дж. Любина. — 580 с.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

О. М. Потанов

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

КОМПОЗИТИ: ПЕРСПЕКТИВИ ВИКОРИСТАННЯ В РАКЕТНО-КОСМІЧНІЙ ТЕХНІЦІ

Показано переваги застосування полімерних композиційних матеріалів, що дозволяють підвищити масову і функціональну ефективність ракетно-космічної техніки. Наведено огляд застосування полімерних композиційних матеріалів в розробках ДП «КБ Південне» ім. М. К. Янгеля. Розглянуто основні напрямки застосування композитів

Ключові слова: ракетно-космічна техніка, композиційні матеріали конструкційного призначення, органоволокна, вуглецеві волокна, конструкторсько-технологічні рішення, масова ефективність, міцнісні властивості.

О. М. Potapov

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

COMPOSITES: PROSPECTS FOR THE USE IN THE SPACE AND ROCKET EQUIPMENT

The advantages of the polymer composite materials, which application allows mass and functional efficiency of the space and rocket equipment to be increased, are shown. Their engineering elaborated at the SDO "Yuzhnoye" and the main areas of polymer composite applications are considered.

Key words: space-rocket technics, composite materials for structural application, aramid fibers, carbon fibers, design and engineering solutions, mass effectiveness, strength properties.

УДК 523.4

В. Г. Кайдаш¹, Ю. Г. Шкуратов^{1,2}, В. В. Корохин¹

¹ Научно-исследовательский институт астрономии

Харьковского национального университета им. В. Н. Каразина, Харьков

² Радиоастрономический институт Национальной академии наук Украины, Харьков

КОСМИЧЕСКАЯ ФОТОМЕТРИЯ ВЫСОКОГО РАЗРЕШЕНИЯ КАК МЕТОД ВЫЯВЛЕНИЯ АНОМАЛИЙ СТРУКТУРЫ ЛУННОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Представлен краткий обзор исследований нарушения изначальной структуры лунного грунта, вызванного как искусственными, так и природными факторами. Для выявления таких нарушений используются данные орбитальной фотометрии высокого разрешения в сочетании с методом фазовых отношений, который был разработан авторами. Метод дает возможность оценивать шероховатость светорассеивающей поверхности в масштабах меньше элемента разрешения изображения. Он, в частности, позволяет идентифицировать места осыпей грунта на крутых склонах; он также является эффективным средством поиска новых кратеров, мест падения небольших комет или метеороидных роев. Надежность нового метода доказана детектированием фотометрических аномалий, связанных с изменениями структуры поверхностного слоя реголита в местах посадки космических аппаратов, т. е. там, где влияние человеческой деятельности на реголит Луны известно. Полученные результаты могут быть использованы при планировании и реализации космических миссий к Луне и других безатмосферных тел Солнечной системы космическими агентствами мира.

Ключевые слова: поверхность Луны, реголит, фотометрия, фотометрические аномалии.

ВВЕДЕНИЕ

Космические снимки Луны отображают распределение интенсивности света, рассеянного ее поверхностью. Это распределение описывается функцией яркости $B(\lambda, \alpha, x, y)$ в разных длинах волн λ при разных фазовых углах α , где x и y — координаты точки поверхности. Яркость зависит не только от геометрии освещения/наблюдения, но и от состава и структуры поверхности. Таким образом, измерения фазовых и спектральных зависимостей могут дать важную количественную информацию о Луне.

Есть ряд работ по картированию химико-минералогического состава поверхности Луны с помощью изображений, передающих распреде-

ление колориметрических отношений $C(\lambda_1/\lambda_2) = B(\lambda_1)/B(\lambda_2)$ в длинах волн λ_1 и λ_2 видимого и ближнего ИК-диапазонов [6, 16—18, 20, 25, 28]. Обзор колориметрических измерений был недавно сделан в нашей работе [24]. Здесь мы рассмотрим исследования фазовых отношений $B(\alpha_1)/B(\alpha_2)$, которые дают представления о нарушении первоначальной структуры лунного грунта, вызванного как искусственными, так и природными факторами [7—15, 23, 24, 26, 27, 30, 31]. Отметим, что метод фазовых отношений был впервые предложен, разработан и применен в Институте астрономии Харьковского национального университета имени В. Н. Каразина; в настоящее время он начал применяться в работах других исследователей [1, 3, 19, 21].

С помощью карт фазовых отношений $B(\alpha_1)/B(\alpha_2)$ можно исследовать вариации шерохова-

тости лунной поверхности, размеры которых меньше элемента разрешения изображения. Степень шероховатости оценивается с помощью измерений отражательной способности как функции фазового угла α , которая в довольно широком диапазоне фазовых углов неплохо описывается экспонентой вида $\exp(-\eta\sqrt{\alpha})$, где η — параметр, зависящий от шероховатости и альбедо поверхности. Фазовая функция яркости монотонно уменьшается с увеличением α . Крутизна такой фазовой функции (фазовой кривой) увеличивается с усилением эффекта затенений, который создается шероховатостями поверхности; он непосредственно влияет на яркость поверхности. Эта крутизна может быть разной в различных точках лунной поверхности.

Таким образом, по отношениям двух изображений, полученных при различных углах фазы α , можно судить о вариации структуры исследуемой поверхности [30]. Детали лунной поверхности с необычной шероховатостью проявляются на картах фазовых отношений $B(\alpha_1)/B(\alpha_2)$ как аномальные. Этот метод является очень перспективным методом дистанционного зондирования не только Луны, но и других небесных тел без атмосферы, и даже может применяться для исследования земной поверхности [19]. В случае Луны с его помощью обнаружены фотометрические аномалии в Океане Бурь, которые, возможно, представляют собой участки обнажения материала пород, лежащих ниже лавового морского затопления, или являются областями недавних выпадений небольших метеороидных роев, которые оставили неглубокие следы в реголитовом слое [23].

Изображения лунной поверхности, полученные в ходе космической миссии НАСА LRO (Лунный орбитальный разведчик), предоставляют уникальную возможность применить метод фазовых отношений для построения карт (изображений) параметров фазовой зависимости яркости для районов, отснятых камерой LROC NAC [22] с пространственным разрешением около 1 м. Такие карты можно интерпретировать в терминах шероховатости реголита. Наша работа посвящена описанию некоторых результатов применения метода фазовых отношений и ана-

лизу участков поверхности Луны, характеризующихся изменениями в структуре поверхностного слоя реголита. Такими участками являются места посадки космических аппаратов (КА), места падения КА, а также места падения метеороидов и участки перемещения грунта на крутых склонах.

ДАННЫЕ УЗКОУГОЛЬНОЙ КАМЕРЫ КА LRO

КА LRO был запущен 18 июня 2009 г. с целью выявления и описания перспективных мест посадок пилотируемых и беспилотных аппаратов для дальнейшей колонизации Луны [2, 22]. В состав научной аппаратуры LRO вошел комплекс приборов LROC (Lunar Reconnaissance Orbiter Cameras), содержащий, в частности, две узкоугольные камеры NAC (Narrow Angle Camera), детектором в которых является ПЗС-линейка Kodak KLI-5001G с динамическим диапазоном 12 бит. В качестве объектива каждой камеры используется телескоп системы Ричи — Кретьена ($D = 20$ см, $F = 70$ см) с полем зрения 2.86° . Спектральная чувствительность LROC NAC перекрывает диапазон 400—750 нм [22]. LROC NAC имеет пространственное разрешение 50 см/пкл при съемке с высоты 50 км, что дает возможность идентифицировать даже посадочные платформы КК серии «Аполлон» и КА серии «Луна».

На данный момент имеется огромный массив NAC изображений (всего около 1180000 по состоянию на 16 сентября 2015 г.), полученных для некоторых участков при различных условиях освещения и наблюдения, т. е. при различных фазовых углах α [<http://lroc.sese.asu.edu/posts/879>]. Все данные калиброваны и представлены в единицах мкВт/(см² нм), с учетом темнового отсчета, плоского поля и влияния нелинейности приемника. Отсчеты сигнала могут быть переведены в видимое альбедо (radiance factor) [4]. Среди этого массива изображений нами были выбраны такие, которые получены для одних и тех же участков при различных фазовых углах α_1 и α_2 , но близких углах освещения и азимутальных углах солнечных лучей. Близость этих углов для компонентов фазового отношения позволяет ослабить влияние того рельефа поверхности, который разрешается на снимках. Ведущим

фактором в формировании наклона фазовой кривой яркости является теневой эффект, который создается реголитовыми частицами [4, 24, 29] с размером около 100 мкм. Отношение $B(\alpha_1)/B(\alpha_2)$ зависит не только от теневого эффекта; оно также зависит от вклада многократно рассеянного света, которое засвечивает тени, создаваемые частицами, ослабляя тем самым теневой эффект; это приводит к тому, что между отношением $B(\alpha_2)/B(\alpha_1)$, где $\alpha_2 > \alpha_1$, и альбедо поверхности часто наблюдается прямая корреляция [7, 23]. Существенные отклонения от этой корреляции мы называем аномалиями. В частности, если для некоторого светлого участка поверхности значение отношения $B(\alpha_2)/B(\alpha_1)$ заметно больше того, что предусматривает уравнение регрессии отмеченной корреляции, то мы это называем отрицательной аномалией; в противном случае можно говорить об положительной аномалии.

Для того чтобы получить пригодные для анализа распределения (карты) фазовых отношений, изображения компонентов должны быть тщательно совмещены на уровне долей пиксела. Для совмещения мы применяли алгоритм совмещения в скользящем окне по критерию максимума коэффициента корреляции «rubber-sheet geometric transformation» с формальной точностью совмещения 1/10 пкл [7, 15].

НАРУШЕНИЯ СТРУКТУРЫ, ВЫЗВАННЫЕ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬЮ ЧЕЛОВЕКА

Следы деятельности человека на лунной поверхности — посадка космического корабля, перемещение астронавтов и средств передвижения — влияет на структуру верхнего слоя реголита, и это можно обнаружить методом фазовых отношений [10]. Первая попытка поиска таких следов была предпринята в работе [15], с помощью данных космического аппарата «Клементина», который был запущен НАСА в 1994 г. Разрешение изображений, полученных КА Клементина, около 100 м/пкл. В то время нам удалось найти фотометрическую аномалию точно в месте посадки космического корабля КК «Аполлон-15» [15]. Исследование мест посадок космических аппаратов были продолжены нами с использо-

ванием данных высокого разрешения LRO и метода фазовых отношений для мест посадок КК «Аполлон-11», «Аполлон-12», «Аполлон-14» — «Аполлон-17» [10]. Непосредственно в местах посадок удалось выявить нарушения структуры лунной поверхности, вызванные ударом струй двигателей посадочных модулей, и деятельностью астронавтов на поверхности. Ниже в качестве примера мы рассматриваем место посадки КК «Аполлон-11» и место падения КА «Рейнджер-9», используя данные камеры LRO NAC.

Место посадки КА «Аполлон-11». В июле 1969 г. успешно прошел первый полет человека к Луне с высадкой на ее поверхность. В состав экипажа КК «Аполлон-11» входили: Нейл Армстронг (командир), Эдвин Олдрин — они совершили посадку — и Майкл Коллинз, который оставался на орбите. Посадка на Луну была осуществлена в южной части Моря Спокойствия с координатами $0^{\circ}41'$ северной широты, $23^{\circ}26'$ восточной долготы. Главной задачей экспедиции был сбор образцов реголита как в ближайшей окрестности лунной кабины (в случае неожиданного прерывания миссии), так и в широкой окрестности.

Фрагменты изображений M119699983R и M119693197L, полученные камерой LROC NAC, включают место посадки КК «Аполлон-11» и имеют одинаковое разрешение, близкие углы падения и азимута солнечных лучей, но разные фазовые углы α (см. табл. 1). Углы наблюдения также близки по модулю, что означает съемку по разные стороны от нормали к лунной поверхности для двух указанных снимков. Фрагмент M119693197L, который соответствует большему фазовому углу ($\alpha = 76.11^{\circ}$), показан на рис. 1, а. Здесь виден посадочный модуль Eagle, левее кратера Little West. Небольшое повышение яркости в окрестности места посадки трудно интерпретировать однозначно по этому снимку: это может быть связано как с действием газов посадочной ступени, так и с тем, что посадка произошла в месте с немного более высоким альбедо вокруг кратера Little West. Качественно иное распределение представляет собой изображение фазового отношения, на котором темные тона соответствуют меньшим значениям фазового отношения $B(\alpha_2)/B(\alpha_1)$, где $\alpha_2 > \alpha_1$ (рис. 1, б).

Становится хорошо видимым светлое пятно диаметром около ста метров. Оно является отрицательной фотометрической аномалией. Пятно формируется как ореолом вокруг кратера, так и действием двигателя посадочного модуля. Из-за такого наложения центр тяжести пятна смещен от точки посадки. Возможно также, что эта асимметрия частично связана с особенностями посадки на Луну: известно, что Нейл Армстронг был вынужден на малой высоте «протянуть» время посадки, чтобы избежать попадания в кратер Little West. Эти следы очень похожи на те, что были обнаружены в местах посадок других аппаратов, например, КК «Аполлон-14», «Аполлон-15» и «Аполлон-17» [10]. Мы оцениваем различия наклона фазовой зависимости в пятне, окружающей место посадки, от соседних участков поверхности в пределах 10 %. Описанная аномалия связана с действием газовых струй посадочного модуля. Удар газовых струй может разрушать пористую структуру верхних слоев реголита, выдувая преимущественно мелкую фракцию частиц. Разрушение структуры ослабляет теневой эффект, уменьшает наклон фазовой кривой. Кроме того, накачка реголита газами может приводить к флюидизации реголита [5].

Все проанализированные места расположения посадочных модулей Apollo и Луна имеют в соответствии с мощностью их двигателей особенности фазовых отношений, четко ассоциированные с местами посадки. Единственным исключением из найденных фотометрических аномалий является КА «Луна-24», фотометрическая особенность которого смещена на 150 м к юго-востоку от станции. Если исходить из того, что модуль «Луна-24» работал в обычном режи-

ме, то причин для такого сдвига нет. Нами предложено следующее объяснение [12, 26]: места неудачной посадки КА «Луна-23» и успешной посадки КА «Луна-24» идентифицированы ошибочно; эти места перепутаны. Такое допущение возможно, так как станции расположены в зоне погрешности определения места посадки. Мы предполагаем, что из-за неправильной обработки измерений радиолокационной системы определения расстояния до поверхности, скорости спуска и бокового дрейфа двигатель АМС «Луна-23», прежде чем был выключен, привел к смещению станции на 150 м и жесткой посадке, вызвавшей разрушение КА.

Кратер, образованный падением КА «Рейнджер-9». Аппараты «Рейнджер» были предназначены для разведочных исследований лунной поверхности. Их целью было получение снимков поверхности с различным разрешением в процессе жесткой посадки на лунную поверхность. КА «Рейнджер-7» — «Рейнджер-9» полностью выполнили программу, передав много изображений Луны высокого качества. Последние изображения, перед самым столкновением с поверхностью, имели разрешение около метра. При падении космический аппарат формировал кратер. В качестве примера мы рассмотрим кратер, образованный 24 марта 1965 г. КА «Рейнджер-9»; масса аппарата составляла 366 кг. Точка падения аппарата на Луну находится в кратере Альфонс и имеет координаты $12^{\circ}54'$ южной широты и $2^{\circ}24'$ западной долготы.

На рис. 2 показана последовательность изображений поверхности, полученных при жесткой посадке КА «Рейнджер-9»; кружком обозначено место соударения. В левом верхнем углу в поле

Таблица 1. Характеристики использованных изображений для места посадки КК «Аполлон-11» (рис. 1) и места падения КА «Рейнджер-9» (рис. 2, 3)

КА	Номер кадра	Разрешение м/пкл	Угол наблюдения, град	Угол падения, град	Фазовый угол, град	Угол азимута, град	Широта центра, град	Долгота центра, град
«Аполлон-11»	M119699983RC	0.68	20.07	55.99	35.93	178.93	0.03	23.45
	M119693197LC	0.67	21.03	55.08	76.11	178.37	0.03	23.5
«Рейнджер-9»	M129302602RC	0.50	18.02	56.33	38.63	188.72	-12.57	357.59
	M129309387RC	0.51	20.91	55.45	76.09	193.19	-12.56	357.55

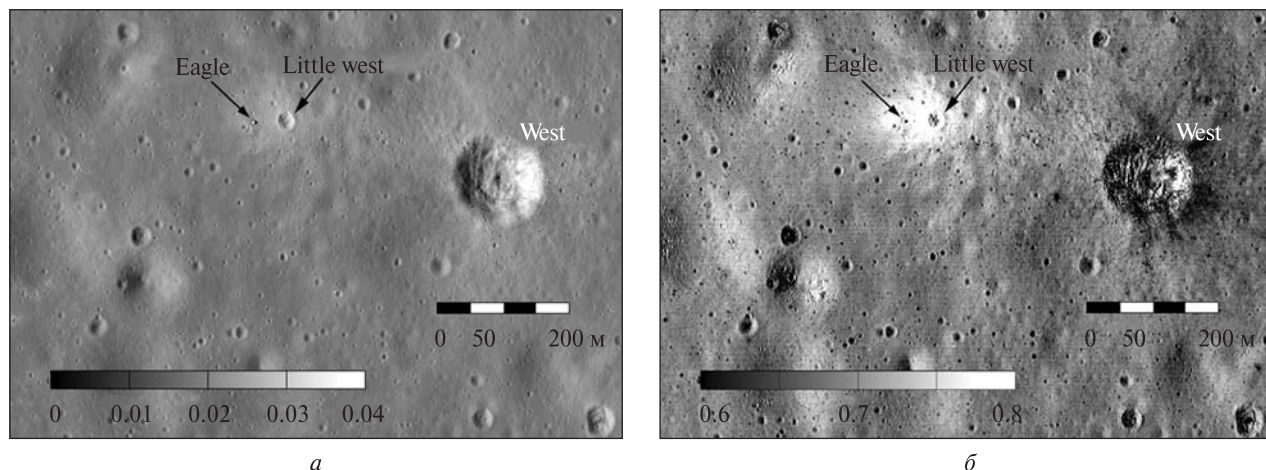


Рис. 1. Место посадки КК «Аполлон-11», сфотографированное камерой LROC NAC: *a* — изображение видимого альbedo, полученное при фазовом угле $\alpha = 76.1^\circ$ с пространственным разрешением 0.67 м/пкл, *б* — изображение, которое передает распределение фазового отношения $B(76.1^\circ)/B(36^\circ)$ для той же области. Стрелками указаны посадочный модуль Eagle и кратер Little West. Показан динамический диапазон изменения видимого альbedo и фазового отношения, а также пространственный масштаб изображений. Здесь и далее на всех изображениях север вверх, восток справа

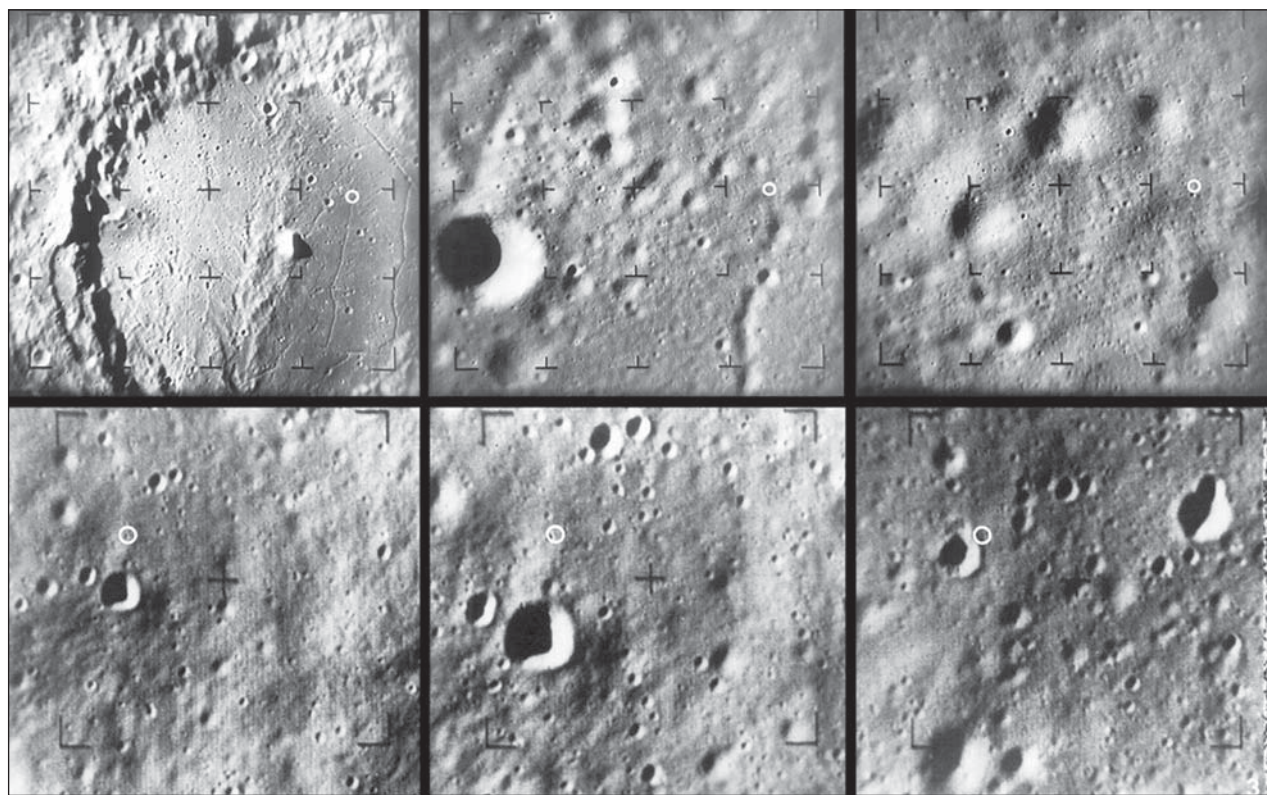


Рис. 2. Снимки кратера Альфонс, полученные при падении КА «Рейнджер-9». Светлым кружком показано место жесткой посадки. Расстояние до Луны, из которой сделан каждый из снимков, уменьшается от левого верхнего кадра к нижнему правому кадру

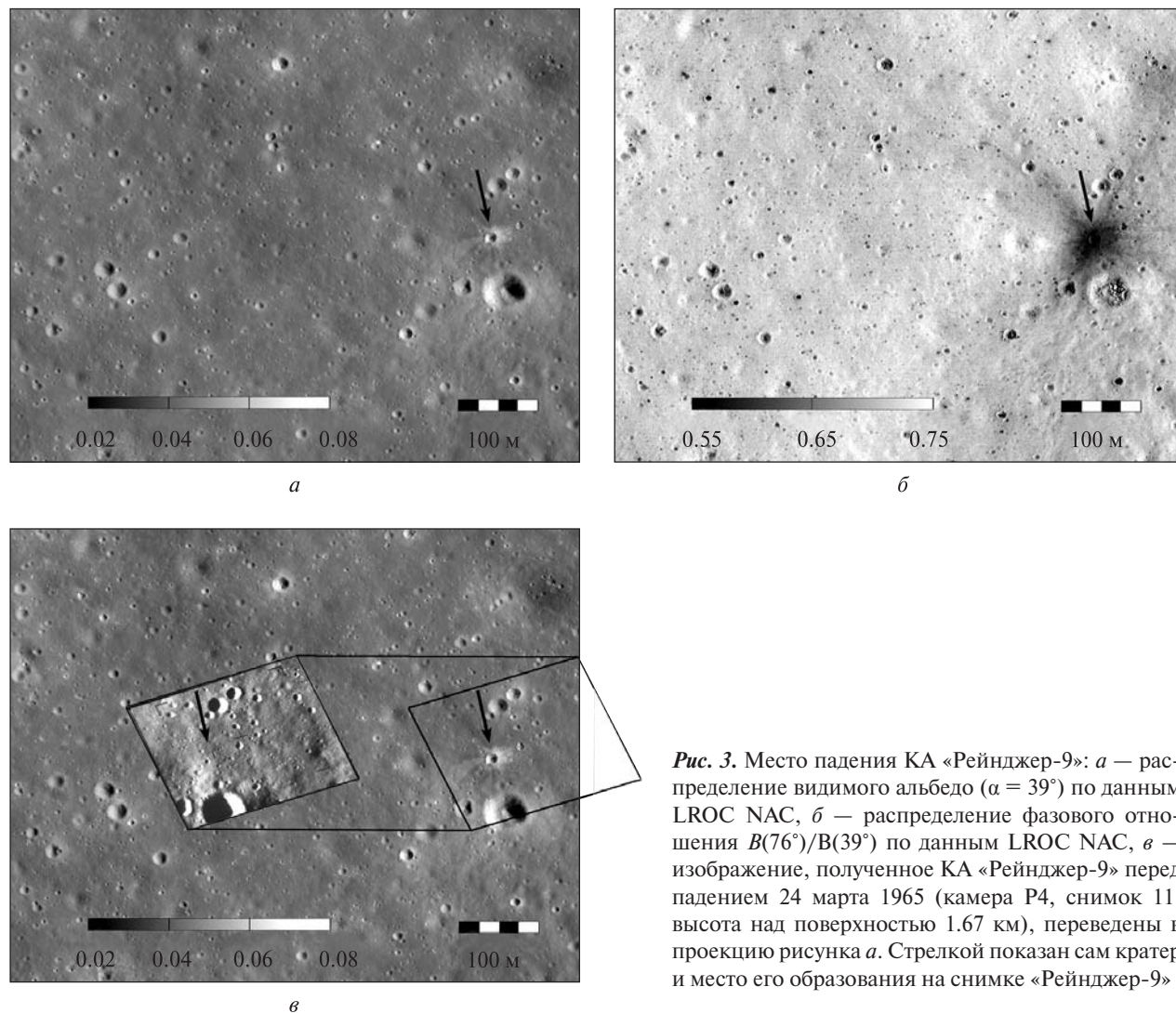


Рис. 3. Место падения КА «Рейнджер-9»: *а* — распределение видимого альбедо ($\alpha = 39^\circ$) по данным LROC NAC, *б* — распределение фазового отношения $B(76^\circ)/B(39^\circ)$ по данным LROC NAC, *в* — изображение, полученное КА «Рейнджер-9» перед падением 24 марта 1965 (камера Р4, снимок 11, высота над поверхностью 1.67 км), переведены в проекцию рисунка *а*. Стрелкой показан сам кратер и место его образования на снимке «Рейнджер-9»

зрения камеры почти полностью попадает кратер Альфонс, правый нижний снимок показывает последнее изображение, полученное перед ударом.

Место жесткой посадки КА «Рейнджер-9» было надежно идентифицировано на снимках LROC NAC [<http://lroc.sese.asu.edu/>]. Мы использовали фрагменты изображений LROC NAC M129302602RC и M129309387RC, включающие место посадки КА «Рейнджер-9» и близкие как по разрешению, так и по углу падения солнечных лучей и их азимуту (см. табл. 1). Фрагмент кадра M129309387RC, который соответствует

меньшему фазовому углу ($\alpha = 38.6^\circ$), показан на рис. 3, *а*. Следствием удара станции «Рейнджер-9» является небольшой (около 15 м) кратер со слабыми лучами, который хорошо видим в правой части изображения. Лучевая система этого кратера необычна тем, что здесь обнаруживаются как темные, так и светлые структуры [11]. При рассмотрении изображения фазового отношения $B(76^\circ)/B(39^\circ)$ (рис. 3, *б*) лучевая система кратера видна значительно лучше; лучи оказываются гораздо длиннее, чем на яркостных снимках. Высокие значения наклона фазовой зависимости для этого кратера и его лучевой

системы позволяют рассматривать место падения КА как положительную фотометрическую аномалию. Выбросы камней и обломков породы создают в зоне ореола аномально шероховатую поверхность.

Вариации наклона фазовой зависимости в пятне, окружающей место жесткой посадки, находятся в пределах 10–15 %. На рис. 3, *в* изображение лунной поверхности, полученное КА «Рейнджер-9» перед падением на Луну, переведены в проекцию рис. 3, *а*. Таким образом, можно сравнить изображения, полученные непосредственно перед образованием ударного кратера, и через 55 лет после этого события.

НАРУШЕНИЯ СТРУКТУРЫ ПРИ ЕСТЕСТВЕННЫХ ПРОЦЕССАХ

Рассмотрим новые примеры использования метода фазовых отношений применительно к ряду молодых кратеров, имеющих крутые склоны. Одним из важных результатов является то, что потоки на внутренних стенках кратеров, ранее считавшиеся расплавом, скорее всего, являются

сравнительно свежими осыпями этих стенок. В табл. 2 приведены характеристики снимков LRO NAC, использованных для исследования четырех выбранных кратеров.

Молодые кратеры километровых размеров.

Кратеры километровых размеров обычно имеют глубину около 100 м. Это означает, что при их формировании был пробит не только слой реголита, но и, возможно, более глубокий слой мегареголита. В ударном процессе такого масштаба извлекаются фрагменты скальных подстилающих пород.

Исследование методом фазовых отношений лунного кратера диаметром 2 км, который находится на валу старого кратера Römer R, к юго-востоку от кратера LeMonnier с координатами 24.4°N, 33.9°E было выполнено с использованием четырех изображений (см. табл. 2). Снимок кратера (стрелка), сделанный камерой КК «Аполлон-15» в 1971 г. с высоты 107 км при угле освещения 39°, показан на рис. 4 [http://wms.lroc.asu.edu/apollo/view?image_name=AS15-M-0392]. Изображения, охарактеризованные в табл. 2,

Таблица 2. Характеристики снимков LRO NAC, использованных для исследования четырех выбранных кратеров

Номер кадра	Разрешение, м/пкл	Угол наблюдения, град	Угол падения, град	Фазовый угол, град
<i>Безымянный кратер между кратерами Römer M и Littrov D (рис. 4)</i>				
M142048270RC	0.51	19.17	30.94	44.66
M142048270LC	0.51	22.01	30.9	46.84
M142041488RC	0.50	16.87	31.43	25.0
M142041488LC	0.50	14.03	31.39	25.37
<i>Безымянный кратер внутри кратера Hertzprung S (рис. 6)</i>				
M191466684L	1.18	15.58	54.99	39.4
M191480983L	1.203	19.22	52.92	72.13
M191473833L	1.145	1.75	53.97	55.72
<i>Кратер Hall J (рис. 8)</i>				
M144388465LC	0.55	32.45	55.11	83.89
M144388465RC	0.54	29.6	55.18	81.44
M144381680RC	0.47	1.16	55.8	54.85
<i>Кратер Censorin (рис. 10)</i>				
M159732131R	0.49	21.34	46.77	25.44
M159732131L	0.49	18.51	46.7	28.21
M159738917R	0.50	22.54	45.86	68.38
M159738917L	0.51	25.38	45.78	71.15

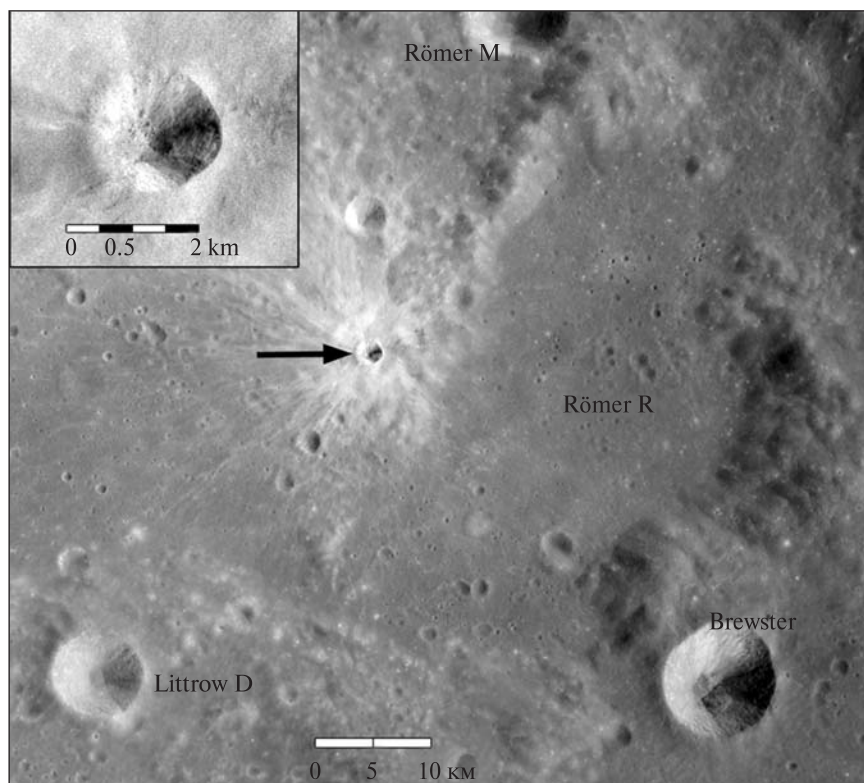
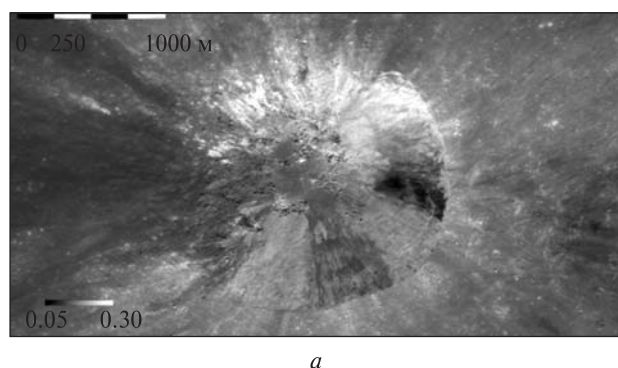
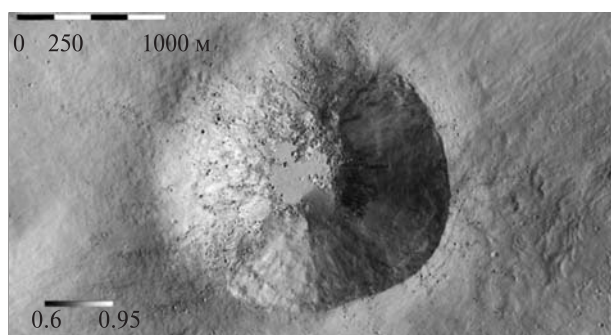


Рис. 4. Изображение AS15-M-0392 исследуемого молодого кратера (указан стрелкой), сделанное камерой КК «Аполлон-15» в 1971 г. с высоты 107 км при угле фазы 39° .



a



б

Рис. 5. Мозаика изображений LROC NAC: *a* — видимого альбеда для угла фазы 25° , *б* — фазового отношения $B(46^\circ)/B(25^\circ)$

были использованы для построения мозаики для каждого из двух фазовых углов. Мозаика изображений видимого альбеда для угла фазы 25° и изображение фазового отношения $B(46^\circ)/B(25^\circ)$ представлены на рис. 5, *a* и *б* соответственно.

Как видно, вариации фазового отношения довольно значительны и уверенно детектируются.

Мы также исследовали методом фазовых отношений другой молодой кратер, который находится внутри большого старого крате-

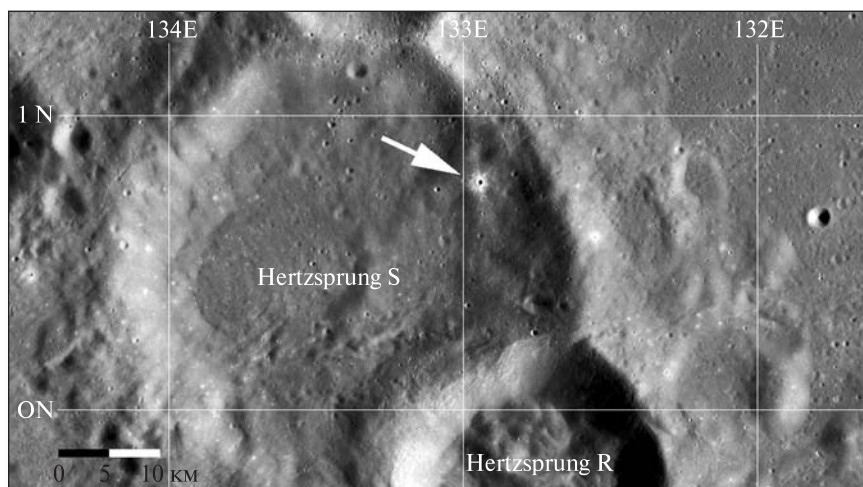
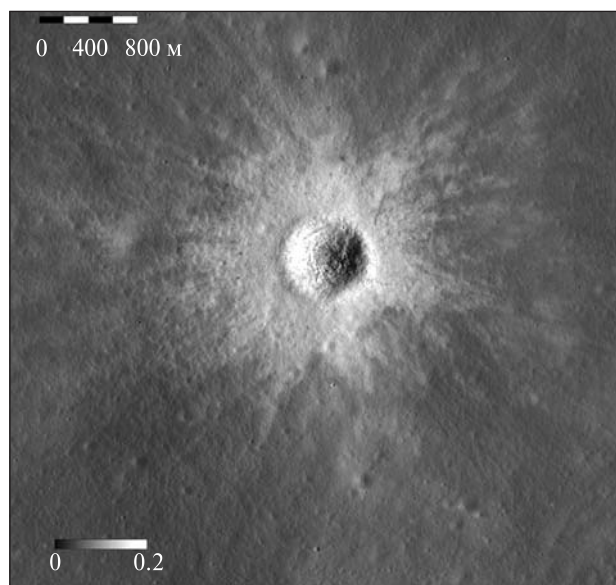
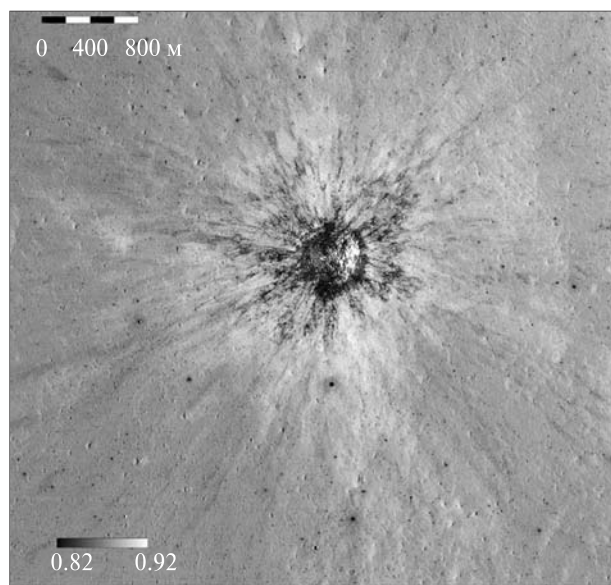


Рис. 6. Изображение молодого кратера (стрелка) на мозаике широкоугольной камеры LROC WAC. Этот кратер расположен на внутренней части вала более крупного кратера Hertzprung S [<http://target.lroc.asu.edu/q3/#>]



a



б

Рис. 7. Изображение: *a* — видимого альbedo для угла фазы 56° , *б* — фазового отношения $B(72^\circ)/B(56^\circ)$

ра Hertzprung S. Координаты кратера 0.78° N , 132.94° W , а диаметр 700 м.

На рис. 6 представлен пояснительный снимок этого кратера (стрелка) на мозаике, составленной из изображений, полученных широкоугольной камерой LROC WAC. Объект расположен на внутренней части вала старого

кратера Hertzprung S [см. <http://target.lroc.asu.edu/q3/#>].

Рис. 7 представляет изображение видимого альbedo для угла фазы 56° (*a*) и изображение фазового отношения $B(72^\circ)/B(56^\circ)$ (*б*). Для построения фазового отношения использованы три снимка высокого разрешения.

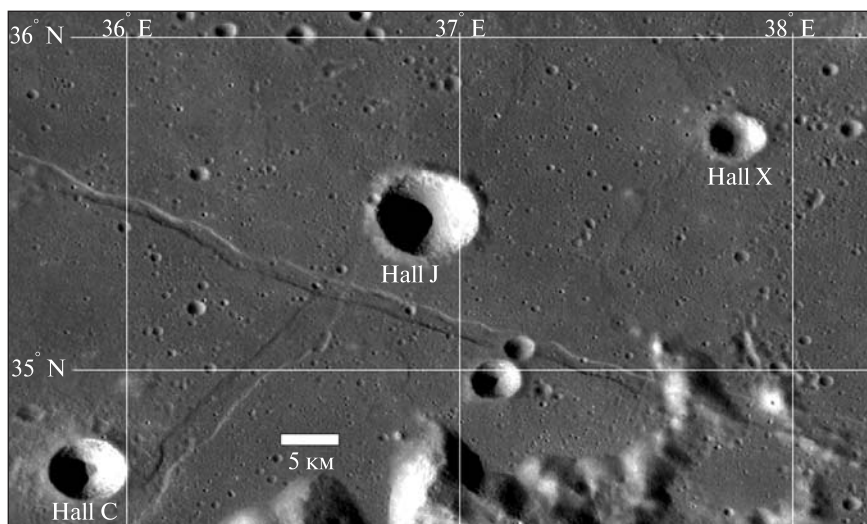
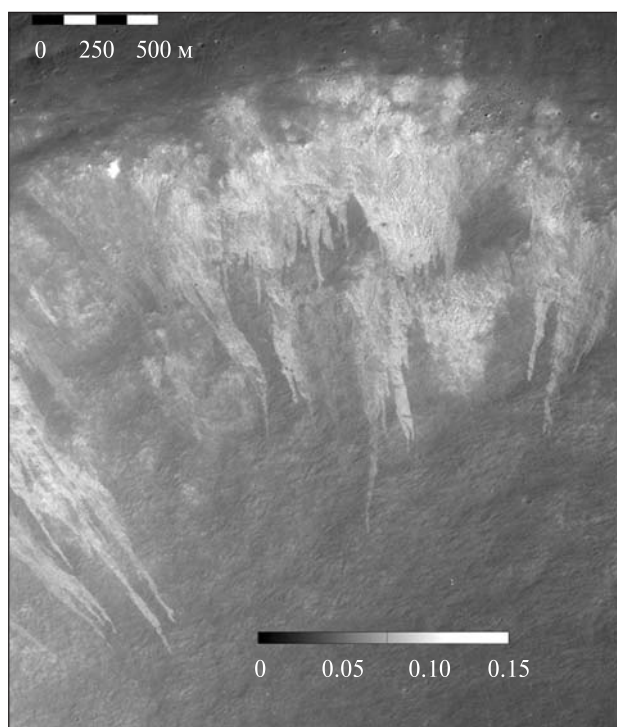
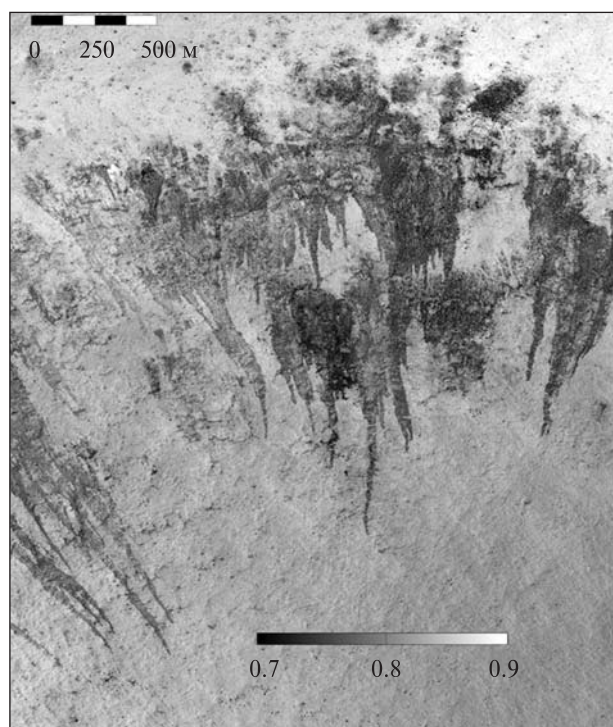


Рис. 8. Изображение окрестностей кратера Hall J на мозаике изображений камеры LROC WAC [<http://target.lroc.asu.edu/q3/#>)]



a



б

Рис. 9. Изображение: *a* — видимого альбеда кратера Hall J при угле фазы 55° , *б* — фазового отношения $B(82^\circ)/B(55^\circ)$

Первый (рис. 5) и второй (рис. 7) описанные кратеры сильно отличаются друг от друга. Второй имеет более развитую лучевую систему, хотя и в окрестности первого прослеживаются сравнительно слабые лучи. В фазовом отношении меньший кратер имеет очень контрастную структуру лучей. Темно окрашенные части лучей на рис. 7, б представляют собой зоны, в которых выбросы создают сильную шероховатость. Как и следовало ожидать, эти зоны расположены ближе к центру кратера. Светлые части лучей выделяются на рис. 7, б либо потому, что в их светлом материале многократное рассеяние заметно нивелирует теневой эффект, либо потому, что это зоны выброса мелкодисперсного материала, который выравнивает шероховатость нетронутой поверхности, что тоже уменьшает теневой эффект. У большего кратера (рис. 5, а) наблюдается мощный односторонний выброс влево темного вещества, однако он практически не выделяется в фазовом отношении, т. е. в шероховатости. Можно предположить, что структура поверхности выброса успела унифицироваться, а значит она заметно старше участков, видимых на внутреннем склоне этого кратера. Следует особо подчеркнуть, что рисунок этих образований в яркости и шероховатости заметно разнится. Это означает, что там есть склоновые движения и химически (расплав), и структурно (осыпь) разного материала. Аналогичные особенности наблюдались при исследовании крупного молодого кратера Джордано Бруно [8]. Потоки сыпучего материала перекрывают потоки застывшего расплава; это особенно заметно на южной части внутреннего вала. Отметим необычно плоское дно кратера, на котором набросаны камни (рис. 5, а).

Кратер Hall J. Этот кратер имеет диаметр 7.6 км и находится в Озере Сновидений (Lacus Somniorum) (см. рис. 8). Координаты кратера 35.47° N, 36.90° E. Для построения фазового отношения использованы три снимка высокого разрешения (табл. 2.). Рис. 8 представляет собой контекстное изображение окрестностей кратера Hall J на мозаике изображений камеры LROC WAC [<http://target.lroc.asu.edu/q3/#>]. Рис. 9, а показывает изображение видимого альбеда для

угла фазы 55°, которое охватывает северную сторону вала внутри кратера. Распределение фазового отношения $B(82^\circ)/B(55^\circ)$ для того же участка приведено на рис. 9, б. Снова мы видим склоновый узор, созданный потоками расплава и осыпями. Однако, в отличие от предыдущего случая (рис. 5), здесь наблюдается неплохая корреляция рисунков склонов, видимых в яркости и шероховатости. Это, вероятно, связано с тем, что кратер Hall J старше кратера, показанного на рис. 5. У Hall J потоки застывшего расплава, возможно, уже перекрыты осыпями. На днище кратера (здесь оно не показано) видно множество камней и крупных обломков, переместившихся по склону под действием силы тяжести. Они накапливаются не только у подножия склона, но и в локальных понижениях рельефа на склонах. Обвалы и оползни могут инициировать лавины лунной пыли. Повышенную шероховатость создают камни размером ниже разрешения снимков; в данном случае менее 1 м.

Кратер Censorinus. В полнолуние кратер Censorinus (Цензорин) является одним из самых ярких кратеров видимой стороны Луны. Он находится в северной части материка, обрамляющего Море Спокойствия с юга; его диаметр 4.1 км, а координаты 0.417°S, 32.691°E. Изображение окрестностей кратера Censorinus на мозаике изображений, полученных камерой LROC WAC [<http://target.lroc.asu.edu/q3/#>], представлено на рис. 10. Этот кратер моложе, чем Hall J; в его выбросах содержится светлое материковое вещество. Для построения фазового отношения для этого района были выбраны четыре снимка LROC NAC (табл. 2). Рис. 11, а представляет изображение кратера Censorinus при фазовом угле 70°. Пространственное разрешение изображения 0.5 м/пкл. Кратер выглядит несколько несимметрично, что связано с ракурсом съемки камерой LROC NAC. Фазовое отношение $B(70^\circ)/B(27^\circ)$ дано на рис. 11, б. Как следует из табл. 2, углы падения и отражения солнечных лучей близки у компонентных изображений фазовой пары. Таким образом, различие фазовых углов в большой степени обеспечивается разницей азимутов падающих лучей. Поэтому на изображении фазового отношения $B(70^\circ)/B(27^\circ)$

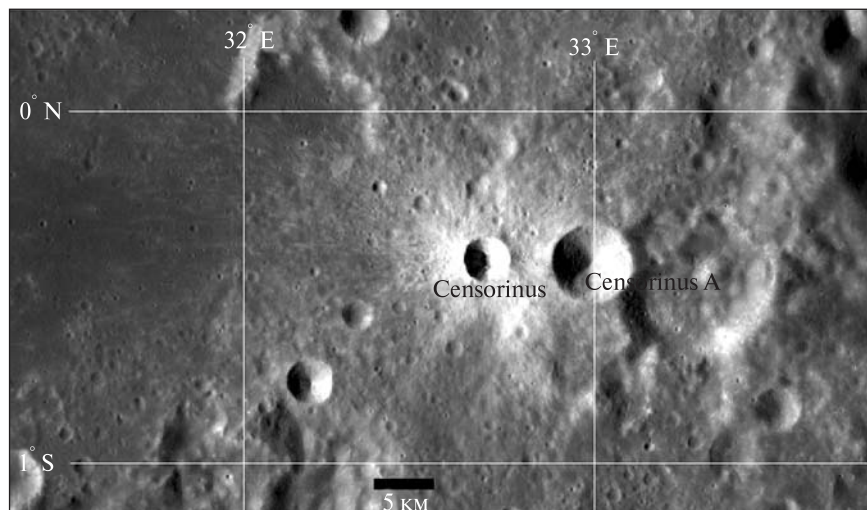
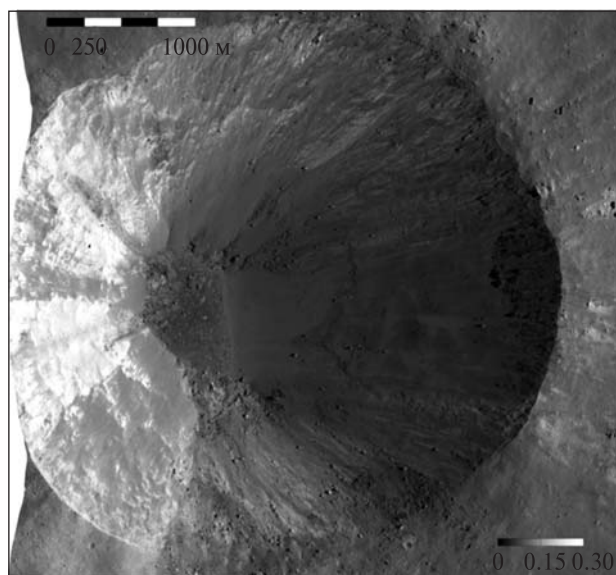
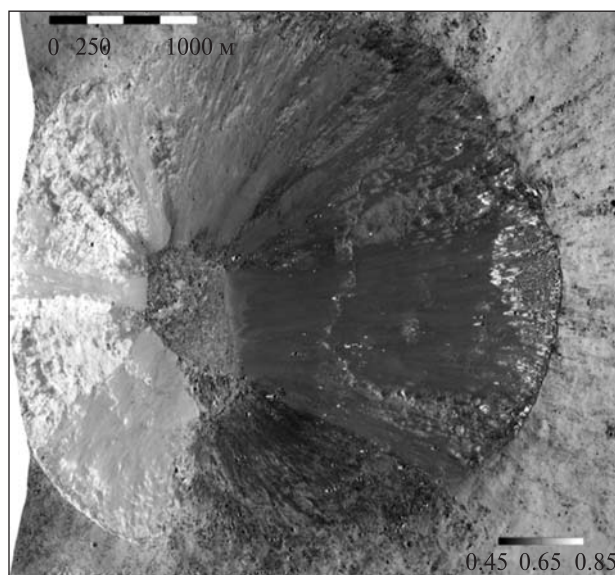


Рис. 10. Изображение окрестностей кратера Censorinus на мозаике изображений камеры LROC WAC [<http://target.lroc.asu.edu/q3/#>]



a



б

Рис. 11. Фрагмент изображения LROC NAC кратера Censorinus. Фазовый угол для изображения составляет 70° . Пространственное разрешение 0.5 м/пкл

заметно влияние рельефа поверхности, который разрешается камерой.

Ослабить влияние топографии местности на распределение фазового отношения позволяет следующий прием. Строится корреляционная диаграмма «видимое альbedo — фазовый на-

клон» (в данном случае «альbedo (70°) — фазовый наклон $B(70^\circ)/B(27^\circ)$ »). Затем по диаграмме находится уравнение регрессии. В большей мере корреляция создается тем, что яркость и фазовый наклон схожим образом зависят от топографии. Поэтому имеет смысл картогра-

фировать параметр, характеризующий отклонения от линии центральной регрессии. Для кратера Sensorinus корреляционная диаграмма «видимое альbedo $B(70^\circ)$ — фазовое отношение $B(70^\circ)/B(27^\circ)$ » показана на рис. 12. На диаграмме видна прямая корреляция между указанными величинами. В первом приближении она описывается следующим уравнением регрессии: $B(70^\circ)/B(27^\circ) = 1.468 B(70^\circ) + 0.482$ (сплошная серая линия), с коэффициентом корреляции 0.72. Диаграмма построена по всем $3.5 \cdot 10^7$ пикселям изображений, приведенных на рис. 11. Более темный тон на диаграмме соответствует большей частоте встречаемости данной комбинации параметров «фазовое отношение — видимое альbedo». Параметр δ характеризует удаленность точек от линии регрессии (черная линия, перпендикулярная к линии регрессии): $\delta = [B(70^\circ)/B(27^\circ) - K_1 B(70^\circ) - K_2]/(K_1^2 + 1)^{1/2}$, где $K_1 = 1.468$, а $K_2 = 0.482$.

Рис. 13 представляет изображение, передающее распределение параметра δ для кратера Sensorinus. Шкала показывает диапазон вариаций δ . Как видно, это изображение заметно отличается от тех, что показаны на рис. 11; это говорит о том, что эффект топографии здесь значительно нивелирован. Мы интерпретируем положительные значения δ на рис. 13 как увеличенную шероховатость поверхности, которая возникает вследствие накопления валунов, каменных блоков и фрагментов камней с размерами менее 0.5 м при склоновых процессах. Отметим, что следы склоновых процессов четко видны на распределении параметра δ , однако трудно различимы на яркостном изображении. Причиной этих процессов может быть бомбардировки небольшими метеороидными телами, что инициирует оползни и обвалы на крутых склонах кратера.

Таким образом, мы продемонстрировали возможности исследования склоновых процессов в лунных кратерах методом фазовых отношений. Вариации шероховатости реголита Луны чаще всего ассоциируются с обновлением верхнего слоя реголита за счет таких склоновых процессов, как оползни в районах, в которых есть крутые склоны.

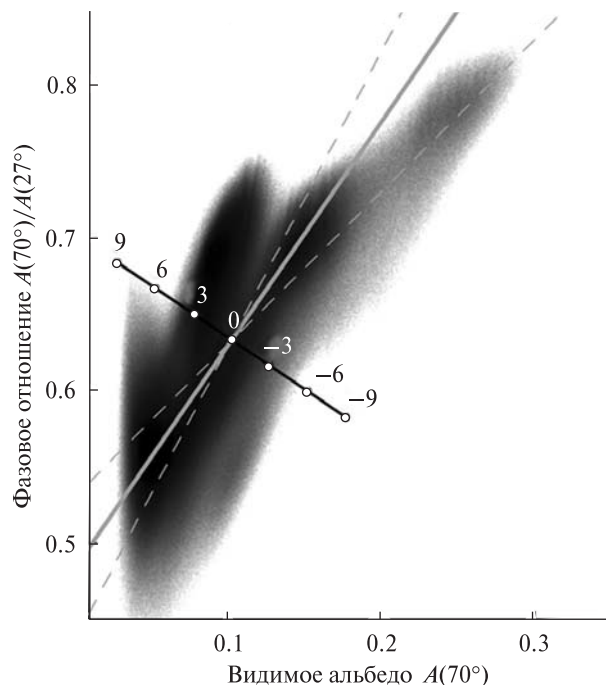


Рис. 12. Диаграмма «видимое альbedo (70°) — фазовый наклон $B(70^\circ)/B(27^\circ)$ » для кратера Sensorinus

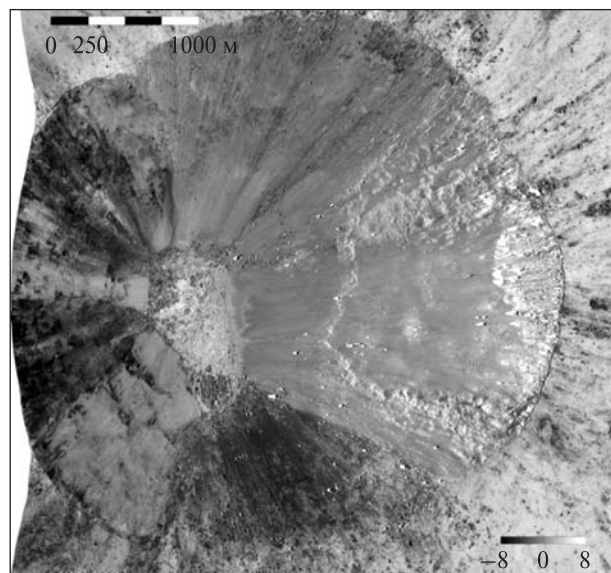


Рис. 13. Изображение, передающее распределение параметра δ для кратера Sensorinus. Шкала показывает диапазон вариаций δ

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Фотометрические аномалии, ассоциирующиеся с местами посадки КК «Аполлон-11» и «Аполлон-12», очевидным образом связаны с действием газовых струй посадочных модулей и деятельностью астронавтов на поверхности. Удар газовых струй может разрушать пористую структуру верхних слоев реголита, выдувая преимущественно мелкую фракцию частиц. Разрушение структуры ослабляет теневой эффект, уменьшает наклон фазовой кривой, приводя к отрицательной аномалии. Кроме того, накачка реголита газами может приводить к флюидизации реголита; это также выравнивает поверхность, и следовательно, ослабляет теневой эффект.

Сильная положительная фотометрическая аномалия видна в месте падения КА «Рейнджер-9». Обнаруживаются лучевая система кратера, слабо прослеживаемая в яркости, но прекрасно видимая на изображении фазового отношения. Это означает, что поверхность в области лучей очень изрыта и шероховатая. Вероятно, там находятся камни и фрагменты пород различной величины, выброшенные при образовании кратера. При падении камни, ударяясь о поверхность, могли еще больше осложнить рельеф в зоне выбросов. Сложный рельеф поверхности продуцирует много теней, что приводит к увеличению крутизны фазовой зависимости яркости. Аналогичный эффект наблюдается для молодых кратеров, образующихся при падении метеороидов с массой порядка массы станции «Рейнджер-9».

Метод фазовых отношений может быть успешно применен не только для исследования мест посадок, но и склонов молодых лунных кратеров, где процессы транспортировки реголита могут быть сильно развиты. Этим методом обнаруживаются свежие оползни, накопления обломочного материала на внутренних стенках кратеров, террасах и днищах. Одним из важных результатов является то, что потоки на внутренних стенках кратеров, ранее считавшиеся расплавом, скорее всего, являются сравнительно свежими осыпями этих стенок.

Метод фазовых отношений в комбинации с традиционным картографированием цветowych

отношений может быть эффективно использован для изучения астероидов спутников планет.

Работа сделана при финансовой поддержке «Целевой комплексной программы НАН Украины по научным космическим исследованиям на 2012 — 2016 гг.» в рамках проекта «Выявление аномалий структуры поверхности Луны с использованием космической фотометрии высокой разрешающей способности (проект LRO)».

1. Blewett D., Levy C., Chabot N., et al. Phase-ratio images of the surface of Mercury: Evidence for differences in sub-resolution texture // *Icarus*. — 2014. — **242**. — P. 142—148.
2. Chin G., Scott B., Foote M., et al. Lunar Reconnaissance Orbiter Overview: The Instrument Suite and Mission // *Space Sci. Rev.* — 2007. — **129**. — P. 391—419.
3. Clegg R. N., Jolliff B. L., Robinson M. S., et al. Effects of rocket exhaust on lunar soil reflectance properties // *Icarus*. — 2014. — **227**. — P. 176—194.
4. Hapke B. Theory of reflectance and emittance spectroscopy. — Cambridge: Cambridge Univ. Press, 1993. — 450 p.
5. Immer C., Metzger P., Hintze P., et al. Apollo 12 Lunar Module exhaust plume impingement on Lunar Surveyor III // *Icarus*. — 2011. — **211**, N 2. — P. 1089—1102.
6. Johnson J. R., Larson S. M., Singer R. B. A re-evaluation of spectral ratios for lunar mare TiO₂ mapping // *Geophys. Res. Lett.* — 1991. — **18**, N 11. — P. 2153—2156.
7. Kaydash V., Kreslavsky M., Shkuratov Y., et al. Photometric anomalies of the lunar surface studied with SMART-1 AMIE data // *Icarus*. — 2009. — **202**. — P. 393—413.
8. Kaydash V. G., Shkuratov Y. G. Structural disturbance of the lunar surface caused spacecraft // *Solar System Res.* — 2012. — **46**, N 2. — P. 108—118.
9. Kaydash V. G., Shkuratov Y. G. Structure perturbations of the lunar surface near the landing site of “Lunokhod-1” // *Solar System Res.* — 2014. — **48**, N 3. — P. 167—175.
10. Kaydash V., Shkuratov Yu., Korokhin V., Videen G. Photometric anomalies in the Apollo landing sites as seen from the Lunar Reconnaissance Orbiter // *Icarus*. — 2011. — **211**. — P. 89—96.
11. Kaydash V., Shkuratov Y., Videen G. Phase-ratio imagery as a tool of lunar remote sensing // *J. Quant. Spectrosc. and Radiat. Transfer*. — 2012. — **113**(18). — P. 2601—2607.
12. Kaydash V., Shkuratov Y., Videen G. Landing of the probes Luna 23 and Luna 24 remains an enigma // *Planet. Space Sci.* — 2013. — **89**. — P. 172—182.
13. Kaydash V. G., Shkuratov Y. G., Videen G. Dark halos and rays of young lunar craters: a new insight into interpretation // *Icarus*. — 2014. — **231**. — P. 22—33.
14. Korokhin V. V., Velikodsky Y. I., Shalygin E. V., et al. Retrieving lunar topography from multispectral LROC images // *Planet. Space Sci.* — 2014. — **92**. — P. 65—76.
15. Kreslavsky M. A., Shkuratov Y. G. Photometric anomalies of the lunar surface: Results from Clementine data // *J. Geophys. Res.* — 2003. — **108E**, N 3. — P. 5015.

16. Lucey P. G. Mineral maps of the Moon // *Geophys. Res. Lett.* — 2004. — L08701. — doi:10.1029/2003GL019406.
17. Lucey P. G., Blewett D. T., Bradley L. L. Lunar iron and titanium abundance algorithm based on final processing of Clementine ultraviolet–visible images // *J. Geophys. Res.* — 2000. — **105**. — P. 20297–20305.
18. Lucey P. G., Blewett D. T., Taylor G. J., Hawke B. R. Imaging of the lunar surface maturity // *J. Geophys. Res.* — 2000. — **105**. — P. 20377–20386.
19. Mushkin A., Gillespie A. R. Estimating sub-pixel surface roughness using remotely sensed stereoscopic data // *Remote Sens. Environ.* — 2005. — **99**. — P. 75–83. — doi:10.1016/j.rse.2005.02.018.
20. Pieters C. M., Shkuratov Yu. G., Kaydash V. G., et al. Lunar soil characterization consortium analyses: pyroxene and maturity estimates derived from Clementine data // *Icarus*. — 2006. — **184**. — P. 83–101.
21. Robinson M. S., Boyd A. K., Denevi B. W., et al. New crater on the Moon and a swarm of secondaries // *Icarus*. — 2015. — **252**. — P. 229–235.
22. Robinson M. S., Brylow S. M., Tschimmel M., et al. Lunar Reconnaissance Orbiter Camera (LROC) Instrument Overview // *Space Sci. Rev.* — 2010. — **150**. — P. 81–124.
23. Shkuratov Y., Kaydash V., Gerasimenko S., et al. Probable swirls detected as photometric anomalies in Oceanus Procellarum // *Icarus*. — 2010. — **208**. — P. 20–30.
24. Shkuratov Y., Kaydash V., Korokhin V., et al. Optical measurements of the Moon as a tool to study its surface // *Planet. Space Sci.* — 2011. — **59**. — P. 1326–1371. doi:10.1016/j.pss.2011.06.011.
25. Shkuratov Yu. G., Kaydash V. G., Opanasenko N. V. Iron and titanium abundance and maturity degree distribution on the lunar nearside // *Icarus*. — 1999. — **137**. — P. 222–234.
26. Shkuratov Y., Kaydash V., Sysolyatina X., et al. Lunar surface traces of engine jets of Soviet sample return probes: The enigma of Luna-23 and Luna-24 landing sites // *Planet. Space Sci.* — 2013. — **75**. — P. 28–36.
27. Shkuratov Y., Kaydash V., Videen G. The crater Giordano Bruno as seen with optical roughness imagery // *Icarus*. — 2012. — **218**, N 1. — P. 525–533.
28. Shkuratov Yu., Stankevich D., Kaydash V., et al. Composition of the lunar surface as will be seen from SMART-1: simulation using Clementine data // *J. Geophys. Res. (Planets)*. — 2003. — **108E**, N 4. — P. 1–1–1–12.
29. Shkuratov Yu. G., Stankevich D. G., Petrov D. V., et al. Interpreting photometry of regolith-like surfaces with different topographies: Shadowing and multiple scatter // *Icarus*. — 2005. — **173**. — P. 3–15.
30. Shkuratov Yu. G., Starukhina L. V., Kreslavsky M. A., et al. Principle of perturbation invariance in photometry of atmosphereless celestial bodies // *Icarus*. — 1994. — **109**. — P. 168–190.
31. Velikodsky Yu. I., Opanasenko N. V., Akimov L. A., et al. New Earth-based absolute photometry of the Moon // *Icarus*. — 2011. — **214**, N 1. — P. 30–45.

Стаття надійшла до редакції 08.10.15

В. Г. Кайдаш¹, Ю. Г. Шкуратов^{1,2}, В. В. Корохін¹

¹ Науково-дослідний інститут астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, Харків

² Радіоастрономічний інститут Національної академії наук України, Харків

КОСМІЧНА ФОТОМЕТРІЯ ВИСОКОЇ РОЗДІЛЬНОЇ ЗДАТНОСТІ ЯК МЕТОД ВИЯВЛЕННЯ АНОМАЛІЙ СТРУКТУРИ МІСЯЧНОЇ ПОВЕРХНІ

Представлено короткий огляд досліджень порушення первісної структури місячного ґрунту, викликаного як штучними, і природними чинниками. Для виявлення таких порушень використовуються дані орбітальної фотометрії з високим просторовим розділенням у поєднанні з методом фазових відношень, який був розроблений авторами. Метод дає можливість оцінювати шорсткість світлорозсіювальної поверхні в масштабах менше елемента розділення зображення. Він, зокрема, дає можливість ідентифікації місць осипів ґрунту на крутих схилах; він також є ефективним засобом пошуку нових кратерів, місць падіння невеликих комет або метеороїдних роїв. Надійність нового методу доведено детектуванням фотометричних аномалій, пов'язаних зі змінами структури поверхневого шару реголіту у місцях посадки космічних апаратів, тобто там, де вплив людської діяльності на реголіт Місяця відомий. Отримані результати можуть бути використані при плануванні та реалізації космічних місій до Місяця та інших безатмосферних тіл Сонячної системи космічними агенціями світу.

Ключові слова: поверхня Місяця, реголіт, фотометрія, фотометричні аномалії.

V. G. Kaydash¹, Yu. G. Shkuratov^{1,2}, V. V. Korokhin¹

¹ Institute of Astronomy of V. N. Karazin Kharkiv National University

² Institute of Radio Astronomy of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kharkiv

HIGH RESOLUTION SPACE PHOTOMETRY AS A METHOD TO REVEAL STRUCTURE ANOMALIES OF THE LUNAR SURFACE

We have reviewed studies of disturbed primordial structure of the lunar regolith, which is caused by both artificial and natural factors. To identify such disturbances, we used orbital high resolution photometry data in conjunction with the method of phase ratios, which makes it possible to evaluate the surface roughness of the light scattering element on the scale of less than imaging resolution. In particular, this method allows the identification of soil talus; it is also an efficient way to find new craters and places of falling meteoroid streams. The reliability of the new method is proved by the photometric detection of the anomalies associated with changes in the structure of the surface layer of regolith in landing sites of manned spacecraft, i.e., where the impact of human activity on the lunar regolith is well known. The results can be used in a planning and implementation of space missions to the Moon and other atmosphereless bodies of the solar system by the space agencies.

Key words: lunar surface, regolith, photometry, photometric anomalies.

УДК 524.7

Д. А. Якубовський¹, Д. О. Савченко¹, Т. О. Буско²

¹ Інститут теоретичної фізики ім. М. М. Боголюбова Національної академії наук України, Київ

² Київський національний університет імені Тараса Шевченка, Київ

ПОБУДОВА КАРТ НЕБА В РЕНТГЕНІВСЬКОМУ ДІАПАЗОНІ ТА ЇХНЄ ЗАСТОСУВАННЯ ДЛЯ ПОШУКУ ЛІНІЇ РОЗПАДУ ТЕМНОЇ МАТЕРІЇ

Описано процес побудови карт неба в діапазонах 2–5 та 5–10 кеВ на базі даних публічних спостережень космічної рентгенівської обсерваторії XMM-Newton. На прикладі пошуку лінії розпаду темної матерії в рентгенівському діапазоні показано, як отримані карти неба можна використати для вирішення нагальних задач астрономії.

Ключові слова: рентгенівська астрономія, карта неба, лінія розпаду темної матерії.

ВСТУП

Типова вартість сучасних наукових космічних місій сягає декількох сотень мільйонів євро, тому навіть часткове фінансування такого проекту є досить обтяжливим для української науки. На щастя, поточна політика розповсюдження даних космічних місій (згідно з якою дані разом зі стандартизованим програмним забезпеченням для їхньої обробки стають публічно доступними через «пропрієтарний» період) сприяє появі малобюджетної альтернативи наукової участі в таких проектах — створення центрів обробки публічно доступних даних. Один з подібних центрів, Віртуальну рентгенівську та гамма-обсерваторію VIRGO (<http://virgo.ua.org>), було створено в 2006 р. за участі Інституту теоретичної фізики ім. М. М. Боголюбова, Головної астрономічної обсерваторії НАН України, фізичного факультету та Астрономічної обсерваторії Київського національного університету ім. Тараса Шевченка та центру обробки даних супутника INTEGRAL Женевського університету, із залученням коштів цільового гранту Швейцарського наукового фонду.

Незважаючи на загальний успіх проекту VIRGO, кількість українських астрономів, які використовують дані рентгенівських та гамма-обсерваторій, все ще залишається невеликою. Для подолання цієї проблеми в результаті виконання даного проекту було створено веб-інтерфейс віртуальної обсерваторії VIRGO <http://skyview.virgo.ua.org> у вигляді «карти неба», на якій зображається розподіл параметру (інтенсивності, значимості сигналу тощо) в області простору та інтервалі енергій, які задаються користувачем.

З аналізу великої кількості подібних веб-інтерфейсів можна відзначити, що основний прогрес в їхній розвиток пов'язаний із спрощенням доступу до даних та покращенням їхньої візуалізації. Цим двом аспектам приділено належну увагу і в нашому проекті, проте його ключова ідея полягає у новому підході до якості даних, що надаються користувачу. На нашу думку, однією з основних причин, що стоїть на заваді використання даних в наукових роботах, є невизначеність величини систематичної похибки, яка зазвичай не враховується наявним стандартизованим програмним забезпеченням.

Дана робота присвячена опису обробки даних космічної обсерваторії XMM-Newton для по-

будови спеціалізованих карт неба в жорсткому рентгенівському (2–10 кеВ) діапазоні (розміщених на веб-сторінці проекту <http://skyview.virgo.ua.org>), та використання отриманих результатів на прикладі пошуку лінії розпаду темної матерії.

ПОБУДОВА КАРТ НЕБА В РЕНТГЕНІВСЬКОМУ ДІАПАЗОНІ

Космічна рентгенівська обсерваторія XMM-Newton [3], запущена Європейським космічним агентством у грудні 1999 р., є однією з найважливіших на даний момент рентгенівських місій. Основні цілі обсерваторії — якомога точніші спостереження слабких точкових (а також протяжних) джерел, проведення глибоких оглядів, з можливістю отримання зображень і хорошою спектральною роздільною здатністю. Для отримання зображень використовуються фотони, відбиті від металевих дзеркал за дуже малих (ковзних) кутах падіння на дзеркало. Оскільки малість кута падіння на дзеркало сильно зменшує ефективну площу телескопа, останній роблять дуже довгим (довжина телескопа — понад 8 м), а також використовують унікальну технологію вкладених одне в одному 58 шарів гіперболічно-параболічних дзеркал. В результаті ефективна площа інструментів XMM-Newton помітно перевищує ефективну площу його найближчого аналога — американської обсерваторії Chandra. Основний інструмент обсерваторії — European Photon Imaging Camera (EPIC) — складається з трьох ПЗС-матриць-«камер» (дві камери MOS [7] і одна камера PN [6]), які фокусують зображення, отримане телескопом. Робочий діапазон енергій інструмента становить 300–10000 еВ для MOS камери і 300–12000 еВ для PN камери. Допоміжні інструменти — два рентгенівські спектрометри (RGS), що працюють в діапазоні 0.35–1.5 кеВ, і оптичний монітор (OM).

Детальне вивчення протяжних джерел задача аналізу форми спектру та статистичних властивостей рентгенівського позагалактичного фону потребує обробки з додатковим пошуком та вирізанням протяжних джерел. Стандартна процедура пакету Extended Sources Analysis Software (ESAS) [4], що є частиною програмного забезпечення XMM-SAS 13.5.0, не дає задовільного

результату (кількість знайдених джерел, радіус вирізання) та має обмежені можливості налаштування, тому нами розроблено скрипт на основі низькорівневих процедур XMM-SAS для досягнення задовільного пошуку та вирізання точкових джерел. Детальний чисельний аналіз спектру позагалактичного рентгенівського фону потребує також максимально консервативного викидання спостережень, що містять залишкову протонну складову. Ми використовуємо стандартну процедуру аналізу `Fin_over_Fout` для всіх камер, всіх спостережень, що зроблені до втрати одної з CCD-камери MOS1. Після втрати результат незалежного аналізу даних одної камери вже не може вважатись точним, тому нами розроблено і втілено в скриптах методику аналізу наявності залишкової протонної компоненти для всіх камер на основі даних з камери MOS2.

Перераховані модифікації процесу обробки спостережень дозволили провести ще один аналіз всіх доступних даних обсерваторії XMM-Newton і побудувати карти неба в діапазонах 2–5 та 5–10 кеВ [5], максимально оптимізовані до аналізу протяжних джерел, яким є і сам позагалактичний рентгенівський фон.

ПОШУК ЛІНІЇ РОЗПАДУ ТЕМНОЇ МАТЕРІЇ

З використанням побудованих карт неба в рентгенівському діапазоні задетектовано нову лінію випромінювання на енергії приблизно 3.5 кеВ у спектрах галактики Андромеди (рис. 1) та скупчення галактик Персея [1]. Хоча дана лінія слабка, вона має чітку тенденцію до концентрації у центрах об'єктів, є сильнішою у скупченні галактик Персея, ніж у галактиці Андромеди, та відсутня в дуже тривалому комбінованому спектрі спостережень «чистого неба». Хоча для індивідуальних об'єктів наразі складно виключити можливість того, що дана лінія є інструментальним ефектом або атомною лінією випромінювання аномальної яскравості, її властивості повністю узгоджуються з лінією розпаду частинок темної матерії. Подальші детектування або недетектування цієї лінії у спектрах об'єктів допоможуть визначити її природу.

Хоча для індивідуальних об'єктів наразі складно виключити можливість того, що дана лінія є

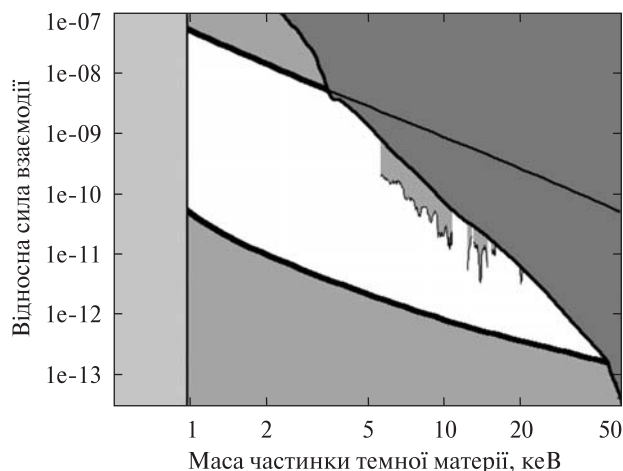
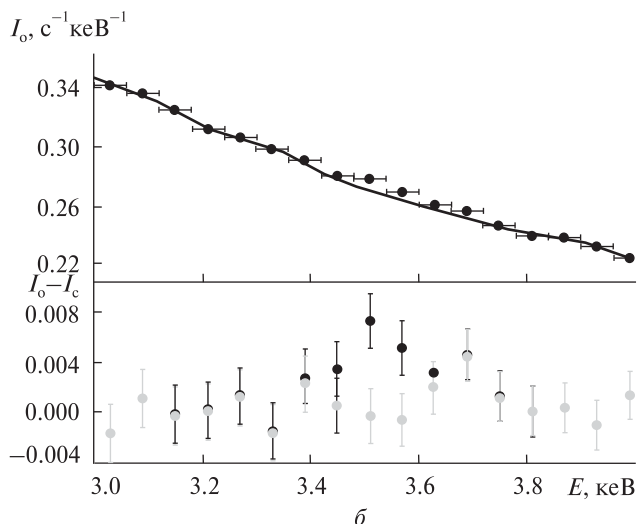
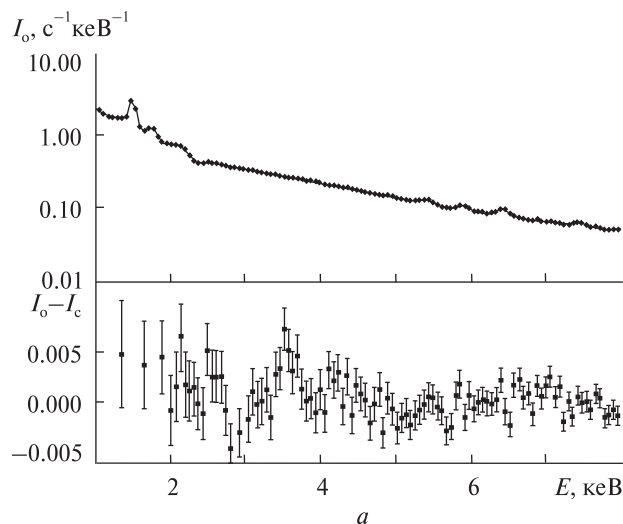


Рис. 1. Зліва (а) — повний спостережуваний потік I_o (згори) та різниця $I_o - I_c$ між спостережуваним і модельним потоком у континуумі (знизу) від центральної частини галактики Андромеди (дані XMM-Newton) як функція енергії на інтервалі $E = 1...8$ кеВ; справа (б) — ті ж величини на інтервалі $E = 3...4$ кеВ (сірі точки — резидуали для моделей з додаванням нової лінії на 3.53 кеВ, чорні точки — без лінії)



Рис. 2. Дозволена область параметрів темної матерії, що складається зі стерильного нейтрино в рамках моделі ν MSM (біла область), порівняна з відомими обмеженнями, отриманими з аналізу різних астрофізичних та космологічних спостережень

інструментальним ефектом або атомною лінією випромінювання аномальної яскравості, її властивості повністю узгоджуються з лінією розпаду частинок темної матерії. Подальші детектування або недетектування цієї лінії у спектрах об'єктів допоможуть визначити її природу.

Для дальшого посилення відомих обмежень на параметри розпаду темної матерії та перевірки теоретично мотивованих областей простору параметрів відповідних моделей фізики частинок за допомогою наявних рентгенівських космічних обсерваторій необхідно мати спеціальні довготривалі спостереження об'єктів різних типів, домінованих темною матерією (наприклад, спіральних та сферичних карликових галактик), а також

комбінацію архівних спостережень, в яких очікується найбільший сигнал від лінії розпаду. Для цього в роботі [2] було проаналізовано 400 архівних спостережень 59 близьких галактик (що мають найбільший очікуваний сигнал від лінії розпаду) за допомогою рентгенівської обсерваторії XMM-Newton [3]. Надзвичайно велика сумарна експозиція спостережень, 5—8 Мс (що на два порядки перевищує експозицію типового глибокого спостереження XMM-Newton) призводить до появи двох суттєвих ускладнень. По-перше, велика кількість фотонів у кожному інтервалі енергій комбінованого спектру означає, що статистичні похибки не перевищують одного відсотка. Для отримання надійних обмежень на параметри лі-

нії розпаду темної матерії систематичні похибки мають бути контрольованими на аналогічному рівні. В той же час рівень систематичної похибки при спостереженнях XMM-Newton вважається суттєво вищим (на рівні 5—10 %) у зв'язку з деградацією інструмента, змінності інструментального фону з часом, неточності визначення характеристик інструмента. Для подолання цієї проблеми в роботі [2] було розроблено новий метод аналізу даних, який дозволяє контролювати систематичну похибку з необхідною точністю. В результаті було знайдено декілька нових ліній-кандидатів. Після ретельного аналізу ці кандидати були визначені як слабкі інструментальні лінії, які раніше не спостерігалися.

Після цього в роботі [2] були побудовані нові обмеження на параметри темної матерії, що розпадається, які перевіряють суттєву частину простору параметрів відповідних моделей фізики частинок. Отримані обмеження є сильнішими за попередні у кілька разів (максимум у 8.7), див. обмеження згори на рис. 2.

ВИСНОВКИ

Показано, що побудова карт неба (доступних на сайті проекту <http://skyview.virgoua.org>) на базі публічних спостережень рентгенівської обсерваторії XMM-Newton дає можливість «швидкого» доступу до даних спостережень, без необхідності розбиратися в деталях їхньої обробки. На прикладі пошуку лінії розпаду темної матерії в рентгенівському діапазоні показано актуальність отриманих карт неба для розв'язку нагальних задач рентгенівської астрономії.

Робота виконана при фінансовій підтримці «Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2012—2016 рр.» в рамках проекту «Створення Астрокосмічного центру обробки даних для вирішення задач багатохвильової астрофізики».

1. Boyarsky A., Ruchayskiy O., Iakubovskiy D., Franse J. Unidentified line in X-ray spectra of the Andromeda galaxy and Perseus galaxy cluster // *Phys. Rev. Lett.* — 2014. — **113**. — 251301.
2. Iakubovskiy D. Constraining properties of dark matter particles using astrophysical data // *Casimir PhD Ser.* — Delft-Leiden, 2013. — 183 p.

3. Jansen F., Lumb D., Altieri B., et al. XMM-Newton observatory. I. The spacecraft and operations // *Astron. and Astrophys.* — 2001. — **365**. — P. L1—L6.
4. Kuntz K. D., Snowden S. L. The EPIC-MOS particle-induced background spectra // *Astron. and Astrophys.* — 2008. — **478**. — P. 575—596.
5. Savchenko D. O., Iakubovskiy D. A. Creation of 2—5 keV and 5—10 keV sky maps using XMM-Newton data // *Adv. Astron. and Space Phys.* — 2014. — **4**. — P. 51—53.
6. Strüder L., Briel U., Dennerl K., et al. The European Photon Imaging Camera on XMM-Newton: The pn-CCD camera // *Astron. and Astrophys.* — 2001. — **365**. — P. L18—L26.
7. Turner M. J. L., Abbey A., Arnaud M., et al. The European Photon Imaging Camera on XMM-Newton: The MOS cameras // *Astron. and Astrophys.* — 2001. — **365**. — P. L27—L35.

Стаття надійшла до редакції 20.09.15

Д. А. Якубовский¹, Д. А. Савченко¹, Т. О. Буско²

¹ Інститут теоретическої фізики ім. Н. Н. Боголюбова
Національної академії наук України, Київ

² Київський національний університет
імені Тараса Шевченка, Київ

ПОСТРОЕНИЕ КАРТ НЕБА В РЕНТЕНОВСКОМ ДИАПАЗОНЕ И ИХ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ДЛЯ ПОИСКА ЛИНИИ РАСПАДА ТЕМНОЙ МАТЕРИИ

Описано процесс построения карт неба в диапазонах 2—5 та 5—10 кэВ на базе данных публичных наблюдений космической рентгеновской обсерватории XMM-Newton. На примере поиска линии распада темной материи в рентгеновском диапазоне показано, как полученные карты неба могут помочь в решении актуальных задач астрономии.

Ключевые слова: рентгеновская астрономия, карта неба, линия распада темной материи.

D. A. Yakubovskiy¹, D. O. Savchenko¹, T. O. Busko²

¹ Bogolyubov Institute for Theoretical Physics
of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv

² Taras Shevchenko Kyiv National University, Kyiv

CREATION OF THE X-RAY SKY MAPS AND THEIR APPLICATION FOR A SEARCH OF THE DARK MATTER DECAY LINE

We describe a creation of the sky maps in 2—5 and 5—10 keV range using public database of observations of X-ray cosmic observatory XMM-Newton. Considering as an example a search of the dark matter decay line we show how the obtained sky maps can be used for actual astronomical tasks.

Keywords: X-ray astronomy, sky map, dark matter decay line.

І. Б. Вавилова¹, Г. Ю. Іващенко^{1,2}, Ю. В. Баби́к¹, О. М. Сергієнко³,
Д. В. Добри́чева¹, О. О. Торбанюк¹, А. А. Васи́ленко¹, Н. Г. Пулатова¹

¹ Головна астрономічна обсерваторія Національної академії наук України, Київ

² Астрономічна обсерваторія Київського національного університету імені Тараса Шевченка, Київ

³ Астрономічна обсерваторія Львівського національного університету імені Івана Франка, Львів

АСТРОКОСМІЧНІ БАЗИ ДАНИХ ДЛЯ ДОСЛІДЖЕНЬ МУЛЬТИХВИЛЬОВИХ І КОСМОЛОГІЧНИХ ВЛАСТИВОСТЕЙ ПОЗАГАЛАКТИЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Коротко описано нові спеціально-орієнтовані астрокосмічні бази даних, отримані за допомогою наземних телескопів і космічних обсерваторій. Це дало можливість повніше проаналізувати мультихвильові спектральні і фізичні властивості галактик і скупчень галактик, зокрема: 1) для дослідження спектральних властивостей квазарів та розподілу матерії на міжгалактичних масштабах за допомогою $\text{Ly}\alpha$ -лісу; 2) для досліджень галактик (у т. ч. з активними ядрами), на-самперед, формування великомасштабних структур у Всесвіті та впливу оточення на внутрішні параметри галактик; 3) для оцінок вмісту видимої і темної матерії у скупченнях галактик та для перевірки космологічних параметрів і еволюції матерії у широкому діапазоні віку Всесвіту.

Ключові слова: галактики, активні ядра галактик, квазари, рентгенівські скупчення галактик, космологічні моделі.

ВСТУП

Можливість поєднання спостережуваних даних, отриманих за допомогою наземних телескопів і космічних обсерваторій, дозволяє проаналізувати мультихвильові фізичні властивості галактик і скупчень галактик у більш цілісному обсязі. З цією метою нами було створено нові вибірки, які поповнили базу даних Астрокосмічного центру обробки даних, що об'єднує бази даних Віртуальної рентгенівської і гамма-обсерваторії (VIRGO) (<http://virgoua.org/>) та Української віртуальної обсерваторії (<http://www.ukr-vo.org/>) [50, 51], а саме:

1) для дослідження спектральних властивостей квазарів та розподілу матерії на міжгалактичних масштабах за допомогою $\text{Ly}\alpha$ -лісу:

- вибірка 3535 квазарів з SDSS DR7 із червоним зміщенням $2.3 < z < 4.6$ і спектрами гарної якості (високим відношенням сигнал-шум), наявними в цьому спектральному огляді неба;

- вибірка 33 квазарів із $z > 2$, що мають спектри високого розділення у публічно доступній базі ESO;

- вибірка з 102643 квазарів з SDSS DR10 (з них — вибірка «для композитів» — 65976); інші об'єкти: 11192 квазари з широкими (власними) лініями поглинання (BAL); 6804 квазари з DLA-системами; 1248 квазарів з поглинанням у лінії $\text{Ly}\alpha$; 493 квазари з поглинанням у лінії $\text{Ly}\beta$; 20 «нормальних» галактик або галактик із зореутворенням; 617 квазарів з неправильно визначеним червоним зміщенням; 1507 об'єктів, спектри яких мають низьке відношення сигнал-шум (неможливо провести ідентифікацію); 417 неповних спектрів (з технічних причин доступна лише частина спектру); 191 кандидат у бази;

© І. Б. ВАВИЛОВА, Г. Ю. ІВАЩЕНКО, Ю. В. БАБІК,
О. М. СЕРГІЄНКО, Д. В. ДОБРИЧЕВА, О. О. ТОРБАНЮК,
А. А. ВАСИЛЕНКО, Н. Г. ПУЛАТОВА, 2015

2) для досліджень галактик (у т. ч. з активними ядрами), насамперед формування великомасштабних структур у Всесвіті та впливу оточення на внутрішні параметри галактик:

- вибірка 260 тисяч галактик з огляду SDSS DR9 до $z < 0.1$;
- вибірка 1429 активних ядер галактик (АЯГ) I типу, 123 АЯГ II типу, 10 BLRG з SDSS DR7 із $0.1 < z < 1.1$ в полі огляду WiggleZ;
- вибірка 62 ізольованих галактик з активними ядрами до $z < 0.05$ на основі каталогу 2MIG;
- вибірка 95 активних ядер галактик за даними супутників XMM-Newton та INTEGRAL/IBIS;

3) для оцінок вмісту видимої і темної матерії у скупченнях галактик та для перевірки космологічних параметрів і еволюції матерії в широкому діапазоні віку Всесвіту:

- вибірка 125 рентгенівських скупчень галактик за даними КА «Чандра» до $z < 2$.

Нижче приведено основні результати, отримані нами із застосуванням цих вибірок позагалактичних об'єктів.

МУЛЬТИХВИЛЬОВІ ВЛАСТИВОСТІ ГАЛАКТИК З АКТИВНИМИ ЯДРАМИ

Ізольовані галактики з активними ядрами (АЯГ) дають можливість проаналізувати їхні мультитимові властивості без впливу оточення, а також виявити фізичні параметри акреції на центральні надмасивні чорні діри без урахування зовнішніх ефектів оточення [14, 54]. Для такого дослідження із вибірки 62 ізольованих АЯГ [13] було виділено 36 у північному небі ($\delta < -15^\circ$) шляхом крос-кореляції двох каталогів позагалактичних об'єктів, а саме 2MASS-каталог ізольованих галактик (2MIG) [27] та каталог Veron-Cetty квазарів і активних ядер галактик [52]. Вибірка обмежена за видимою величиною $K_s \leq 12.0^m$ (2MASS) і променевою швидкістю галактик $V_r < 15000$ км/с. Було проаналізовано всі наявні архівні дані, доступні з літератури і баз даних, зокрема дані космічних обсерваторій в ультрафіолетовому, інфрачервоному та рентгенівському спектральних діапазонах, а також використано власні спостережні дані, отримані на телескопах 2.6-м Кримської астрофізичної обсерваторії і 2-м телескопі Національного астрономічного інсти-

титу Таїланду, для встановлення мультитимових властивостей ізольованих АЯГ, які впродовж 3 млрд років не зазнавали впливу оточення [39].

Ізольовані 2MIG-АЯГ були класифіковані на декілька категорій (дійсні (A) та слабкі (B) ізольовані АЯГ, композити (C), зі слабкими галактиками-супутниками (D). Виявилось, що більшість ізольованих 2MIG-АЯГ північного неба належить до морфологічних типів S0-Sc, де близько 40 % мають тип Sb (рис. 1, а). Половина ізольованих 2MIG-АЯГ — це галактики спектрального типу Sy2 (рис. 1, б). Вперше встановлено, що всім ізольованим АЯГ спектрального типу Sy1 (без слабких галактик-супутників) притаманна така морфологічна особливість, як бар (рис. 2). Це свідчить про те, що бар має вирішальне значення для існування області широких емісійних ліній (ШЕЛ) в ізольованій галактиці і забезпечує передачу газу і пилу від диску галактики в область активного ядра. Отже, взаємодія з сусідніми галактиками не є необхідною умовою для формування області ШЕЛ.

Аналіз наявних спостережуваних даних показав, що ізольовані 2MIG-АЯГ є слабкими джерелами, від радіо- до рентгенівського діапазону електромагнітних хвиль, що збігається з гіпотезою про низьку світну активність АЯГ у Місцевому Всесвіті. При цьому унікальну інформацію про кінематичні властивості і спектральні особливості акреційних дисків АЯГ і надмасивні

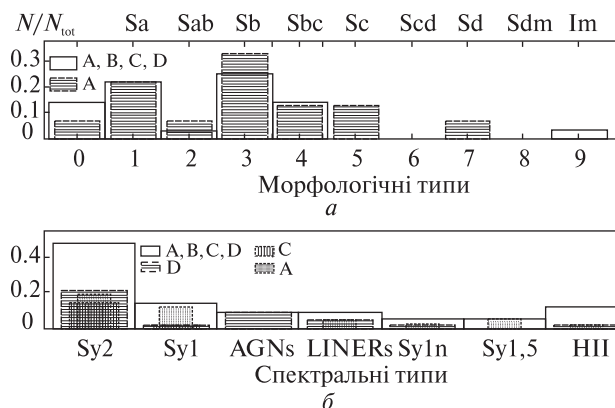


Рис. 1. Розподіл ізольованих 2MIG-АЯГ у північному небі: а — по морфологічних типах, б — по спектральних типах

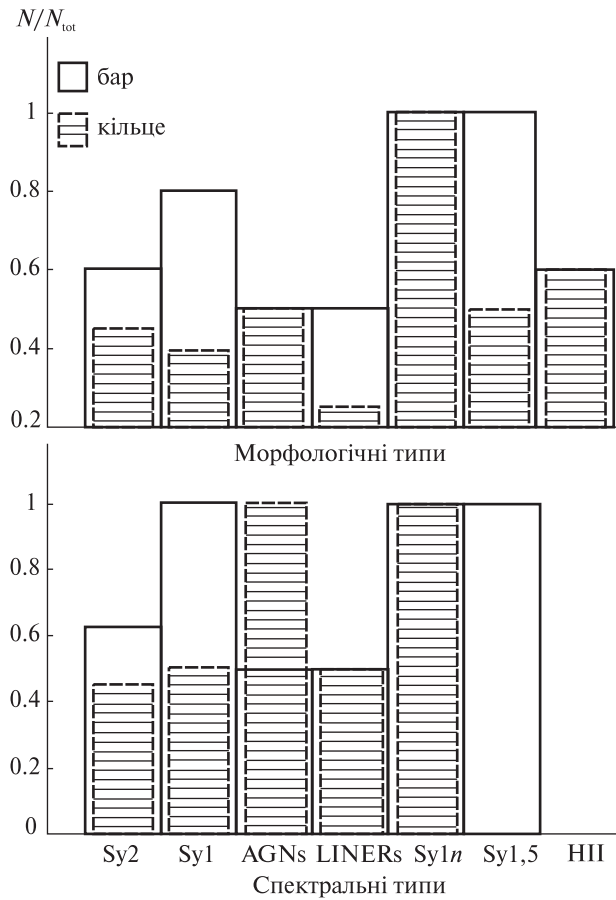


Рис. 2. Наявність барів і кільцевих структур як морфологічних особливостей для кожного спектрального типу ізолюваних 2MIG-АЯГ у північному небі

центральні чорні діри надає аналіз саме Х-ви-промінювання цих галактик.

З табл. 1 видно, що тільки десять ізолюваних 2MIG-АЯГ цієї вибірки, які спостерігалися в рентгенівському діапазоні космічними обсерваторіями Swift, Chandra та XMM-Newton, були проаналізовані в роботах [1, 16, 22, 47] з метою отримання фізичних властивостей та параметрів моделі. Табл. 1 містить такі параметри галактик: порядковий номер за каталогом 2MIG, назва, пряме сходження, схилення, швидкість (у км/с), морфологічний тип, потік у діапазоні 2...10 кеВ у одиницях 10^{-19} Дж/см², спектральний тип. Досліджувані галактики відносяться у своїй більшості до рентгенівських слабких, тому якість їхніх спектрів великою мірою залежить від часу експозиції. Об'єднуючи наявні дані космічних обсерваторій XMM-Newton і INTEGRAL, ми проаналізували з використанням програмного пакету XSpec спектри ще семи галактик: NGC 6300 (Sy1), Circinus galaxy (Sy2), NGC 1050 (Sy2), NGC 2989, ESO 317-038, ESO 438-009 (Sy1.5) та CGCG 179-005 (BLAGN). Для них були отримані значення таких величин (табл. 2), як «внутрішня» (виправлена за поглинання) світність у діапазоні 2...10 кеВ у одиницях 10^{33} Дж/с, степеневий індекс (Γ) та значення нейтрального поглинання (стовпчикова густина N_H) в одиницях 10^{20} см⁻². Приклади рентгенівських спектрів та їхнього моделювання для ізолюваних галактик з

Таблиця 1. Параметри ізолюваних 2MIG-АЯГ за даними [1, 16, 22, 47]

2MIG-номер	Назва	RA	DEC	V_h , км/с	Тип	Х-потік, 10^{-19} Дж/см ²	Спектральний тип
<i>A: дійсно ізолювані 2MIG-АЯГ</i>							
417	MCG-02-09-040	03:25:04.94	-12:18:28.5	4495	S0-a	1.1 [16]	Sy2
488	UGC02936	04:02:48.25	+01:57:56.6	3814	SB(s)d	1 [16]	Sy2
1345	NGC3035	09:51:55.02	-06:49:22.5	4350	SB(rs)bc	1.7 [16]	Sy1.5
1646	GCG243-024}	11:53:41.76	+46:12:42.6	7385	SB(r)a	0.12 [47]	Sy1n
2811	NGC6951	20:37:14.07	+66:06:20.3	1424	SAB(rs)bc	0.005 [1]	Sy2
3110	UGC12282	22:58:55.28	+40:55:55.9	5097	SABa	2.1 [16]	Sy1.5
3118	NGC7479	23:04:56.66	+12:19:22.3	2381	SB(s)c	0.023 [1]	Sy1.9
<i>D: ізолювані 2MIG-АЯГ зі слабкими галактиками-супутниками</i>							
1873	NGC5231	13:35:48.25	+02:59:55.6	6523	SBa	1.8[16]	Sy2
1915	NGC5347	13:53:17.85	+33:29:26.7	2384	(R)SB(rs)ab	0.03[47]	Sy2
2183	UGC10120	15:59:09.67	+35:01:47.3	9438	SB(r)b	0.3[22]	Sy1n

активними ядрами NGC 6300 (у діапазоні 0.5... 250 кеВ) і CGCG 179-005 (0.5...10 кеВ) приведено на рис. 3, а і б відповідно. Для галактики NGC 6300 було отримано також параметри відносного відбиття $R = 1.00 \pm 0.02$, енергії експоненційного обрізання $E_{\text{cut-off}} > 130$ та еквівалентну ширину $W = 124 \pm 90$ еВ лінії Fe K $_{\alpha}$. Отримані параметри моделі подано в табл. 2.

Було проведено ґрунтовну роботу з дослідження рентгенівських спектрів активних ядер галактик у діапазоні енергій 0.5—250 кеВ на основі оригінальної вибірки з 95 об'єктів каталогу 22-month Swift-BAT All-Sky Hard X-ray Survey. Для галактик вибірки отримано параметри рентгенівських спектрів за даними супутників XMM-Newton та INTEGRAL/IBIS, побудовані взаємні залежності фотонного індексу Γ , параметра відносного відбиття R , енергії експоненційного обрізання $E_{\text{cut-off}}$, еквівалентної ширини лінії W Fe K $_{\alpha}$ та стовпчикової густини N_H . Проведено кореляційний аналіз як для всієї вибірки, так і окремо у залежності від радіогучності галактик та від сейфертовських типів АЯГ [48]. Вперше виявлено тенденцію про систематично вище значення параметра відносного відбиття R при малих значеннях фотонного індекса Γ для Sy2 у порівнянні з Sy1 (сейфертівськими галактиками 1-го типу). Показано, що параметр R має менші значення у радіогучних галактиках у порівнянні з радіотихими, а еквівалентні ширини ліній W Fe K $_{\alpha}$ у радіогучних галактиках при фіксованому значенні R менші, аніж у радіотихих. У цілому проведений аналіз свідчить про індивідуальну специфіку АЯГ, яка виходить за рамки уніфікованої схеми Антонуччі — Міллера.

Таблиця 2. Параметри ізольованих 2MIG галактик з активними ядрами, отримані авторами

Галактика	RA	DEC	z	Спектральний тип	N_H , 10^{20} см^{-2}	Γ	Світність, $10^{33} \text{ Дж/с (2...10 кеВ)}$
NGC 1050	02:42:35.6	+34:45:49	0.013	Sy2	—	2 (фікс.)	2.15 (0.5...2 кеВ)
NGC 2989	09:45:25.2	−18:22:26	0.014	AGN	5.07 ± 0.08	1.69 ± 0.68	4.65
ESO 317-038	10:29:45.6	−38:20:55	0.015	AGN	1705^{+32}_{-14}	1.7 (фікс.)	27.1
ESO 438-009	11:10:47.9	−28:30:04	0.024	Sy1.5	46.1 ± 40	1.86 ± 0.06	357
NGC 6300	17:16:59.5	−62:49:14	0.004	Sy2	1895 ± 24	1.62 ± 0.02	59.6
WKK 3050 (Circinus)	14:13:09.9	−65:20:20	0.001	Sy2	4743 ± 81	1.18 ± 0.07	12.1
CGCG179-005	08:25:10.2	37:59:20	0.021	BLAGN	146^{+36}_{-28}	1.71 ± 0.04	213

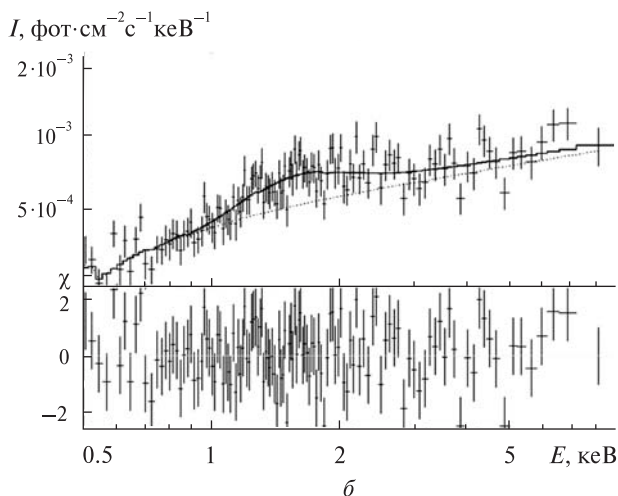
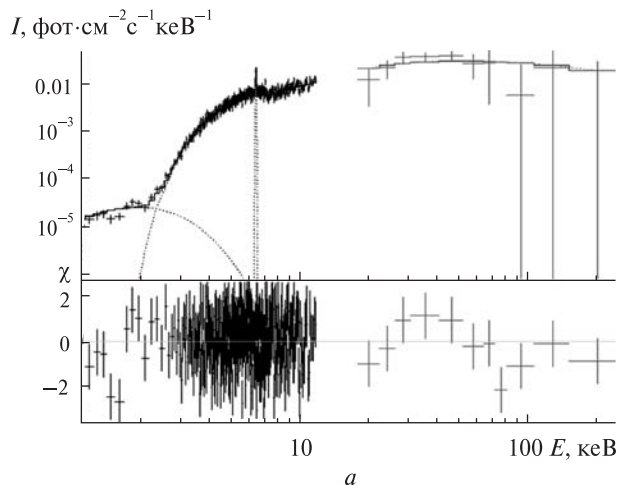


Рис. 3. Рентгенівські спектри двох ізольованих галактик з активними ядрами NGC 6300 (а) і CGCG 179-005 (б) за даними космічних обсерваторій XMM-Newton (до 10 кеВ) і INTEGRAL (20...250 кеВ), а також модельні криві (пунктир) з відповідними значеннями статистики χ критерію Пірсона

ЗВ'ЯЗОК СПЕКТРАЛЬНОГО УФ-ІНДЕКСУ КВАЗАРІВ З МАСОЮ ЧОРНОЇ ДІРИ

Спектральний розподіл енергії квазарів в УФ-оптичному діапазоні характеризується наявністю так званого УФ-піку з центром на 100–130 нм, широких ліній випромінювання, широких ліній поглинання ($\sim 10\%$ всіх об'єктів) та зменшення потоку в короткохвильовій частині спектру від лінії випромінювання $\text{Ly}\alpha$ через поглинання у міжгалактичному середовищі. Згідно із загаль-

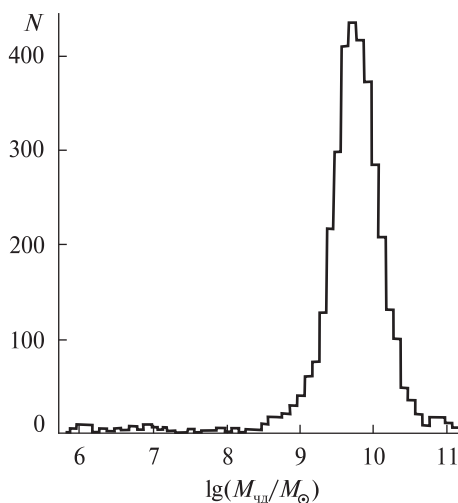


Рис. 4. Розподіл кількості N надмасивних чорних дір вибірки з 3535 квазарів з SDSS DR7 по масах

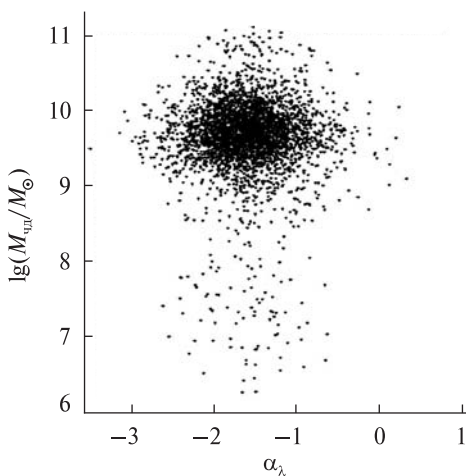


Рис. 5: Діаграма «логарифм маси надмасивних чорних дір — спектральний індекс» для вибірки з 3535 квазарів

ноприйнятою парадигмою будови АЯГ УФ-пик формується в навколоядерній області: континуум є тепловим випромінюванням акреційного диску, а лінії випромінювання формуються далі від ядра, в областях, які умовно представляють у вигляді хмар, що швидко обертаються навколо ядра, так званих ШЕЛ. Останні, в свою чергу, тісно пов'язані з іншими частинами галактики, як-то з баром [39]. Фізичні ж властивості АЯГ (маса НМЧД чи світність) напряду залежать від оточення, в якому формується АЯГ [19].

Основними характеристиками, якими різняться спектри квазарів в УФ-оптичному діапазоні, є еквівалентні ширини емісійних ліній та спектральний індекс α_λ . Відома емпірична обернена залежність між еквівалентними ширинами і світністю квазарів (ефект Балдвіна), яку пояснюють близькістю областей формування континууму і ліній, тоді як фізичного пояснення різниці в α_λ досі немає. Тому для кращого розуміння процесів, що відбуваються в навколоядерній області АЯГ, важливим є встановлення зв'язків між згаданими характеристиками спектру. В наших роботах показано відсутність залежності між світністю в УФ-діапазоні і α_λ [25], а також наявність залежності між еквівалентними ширинами ліній випромінювання та α_λ для тих ліній, для яких спостерігається ефект Балдвіна [45, 46]. Тому нами була зроблена перевірка можливого зв'язку α_λ з масою надмасивних чорних дір (НМЧД) в центрі квазарів.

Для цього використано власну вибірку з 3535 спектрів квазарів із SDSS DR7 з роботи [25]. Віріальну масу НМЧД для кожного об'єкта обчислено з емпіричних співвідношень, які пов'язують її зі світністю квазару та фотометричною відстанню до нього. Ці співвідношення отримані з припущенням, що область утворення широких емісійних ліній віріалізована та світність в континуумі характеризує радіус даної області, а півширина ліній випромінювання — віріальну швидкість. Оскільки використана вибірка містить квазари із червоним зміщенням понад 2.3, використовувались емпіричні співвідношення для емісійної лінії CIV.

На рис. 4 наведено розподіл квазарів за віріальними масами, а на рис. 5 — діаграму «ло-

гарифм маси надмасивних чорних дір — спектральний індекс».

Отриманий пік розподілу логарифму мас НМЧД (в масах Сонця) квазарів припадає на 9-10. Для блазарів за результатами інших досліджень ця величина становить 8-9. Але для перевірки можливого зв'язку типу АЯГ з масою НМЧД необхідні додаткові дослідження з вибірками інших типів АЯГ. З діаграми «логарифм маси надмасивних чорних дір — спектральний індекс» можна бачити відсутність будь-якої залежності між цими величинами. Отримані результати подано в роботах [26, 45, 46].

СТВОРЕННЯ ВИБІРКИ СПЕКТРІВ КВАЗАРІВ З SDSS DR10

Для створення вибірки спектрів квазарів для дослідження $\text{Ly}\alpha$ -лісу було використано каталог квазарів з десятого видання Слоанівського цифрового огляду неба (SDSS DR10), який містить 166583 об'єкти із $0.053 < z < 5.855$. З нього було відібрано лише об'єкти із $z \geq 2$, бо саме на цих червоних зміщеннях у спектрах квазарів спостерігається область $\text{Ly}\alpha$ -лісу. У первинну вибірку увійшло 125132 об'єкти.

Наступним, і основним (з точки зору затрат часу), етапом створення вибірки була візуальна перевірка спектрів, бо автоматичне ототожнення спектрів в SDSS має певні вади, через що до списків «квазарів» потрапляють зорі, наднові, «нормальні» галактики тощо. В результаті було виділено декілька підвбірок об'єктів. Так, до основної вибірки не увійшли спектри з дуже низьким відношенням сигнал-шум, яке не дозволяє визначити клас об'єкта або ототожнити емісійні лінії. Було виключено два типи спектрів квазарів, які через свою специфічність зазвичай не використовуються для роботи з $\text{Ly}\alpha$ -лісом: квазари з широкими власними лініями поглинання (BAL-квазари) та так звані Damped $\text{Ly}\alpha$ Systems (DLA). Також було виключено спектри, в яких спостерігається потужне поглинання в лініях $\text{Ly}\alpha$ та $\text{Ly}\beta$, тому що вони не можуть бути використані ні для створення композитних спектрів, ні для дослідження області $\text{Ly}\alpha$ -лісу.

Оскільки основна вибірка буде використовуватися для двох взаємопов'язаних задач — ство-

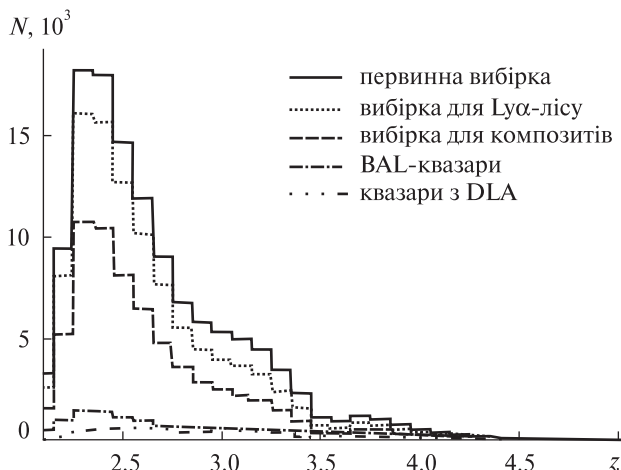


Рис. 6. Розподіл об'єктів первинної вибірки (суцільна лінія), вибірок для дослідження $\text{Ly}\alpha$ -лісу (пунктир), для композитів (штрихова лінія), BAL-квазарів (штрих-пунктир) та квазарів з DLA (штрих-штрих-пунктир)

рення композитних спектрів та дослідження розподілу матерії на міжгалактичних масштабах за допомогою $\text{Ly}\alpha$ -лісу, то після вилучення всіх вище перерахованих об'єктів в основній вибірці виділено додаткову підвибірку. Вона містить спектри з достатньо «якісно» вилученим фоном і відносно високим відношенням сигнал-шум. Це необхідно для створення композитних спектрів. До неї не входять спектри, що мають дуже вузькі лінії поглинання в довгохвильовій частині спектра від ліній $\text{Ly}\alpha$, які швидше за все є погано врахованими телуричними лініями. Отримана основна вибірка містить 102643 квазари та інші об'єкти (описана вище у вступі). Розподіл об'єктів вибірки по значеннях червоного зміщення для первинної вибірки, основної вибірки, вибірки «для композитів» та вибірок BAL-квазарів і квазарів з DLA подано на рис. 6. Детальний опис створення вибірки подано в роботі [44].

ГУСТИНА ОТОЧЕННЯ VS ПОКАЗНИК КОЛЬОРУ ГАЛАКТИК НА МАЛИХ ЧЕРВОНИХ ЗМІЩЕННЯХ

До вибірки галактик з червоними зміщеннями $0.02 < z < 0.1$ і видимою зоряною величиною $m_r < 17.7^m$, створеної нами на основі SDSS DR9 [17], був застосований 3D-метод мозаїки Вороного з метою визначення щільності оточення галактик. Метод був розроблений для виявлення систем

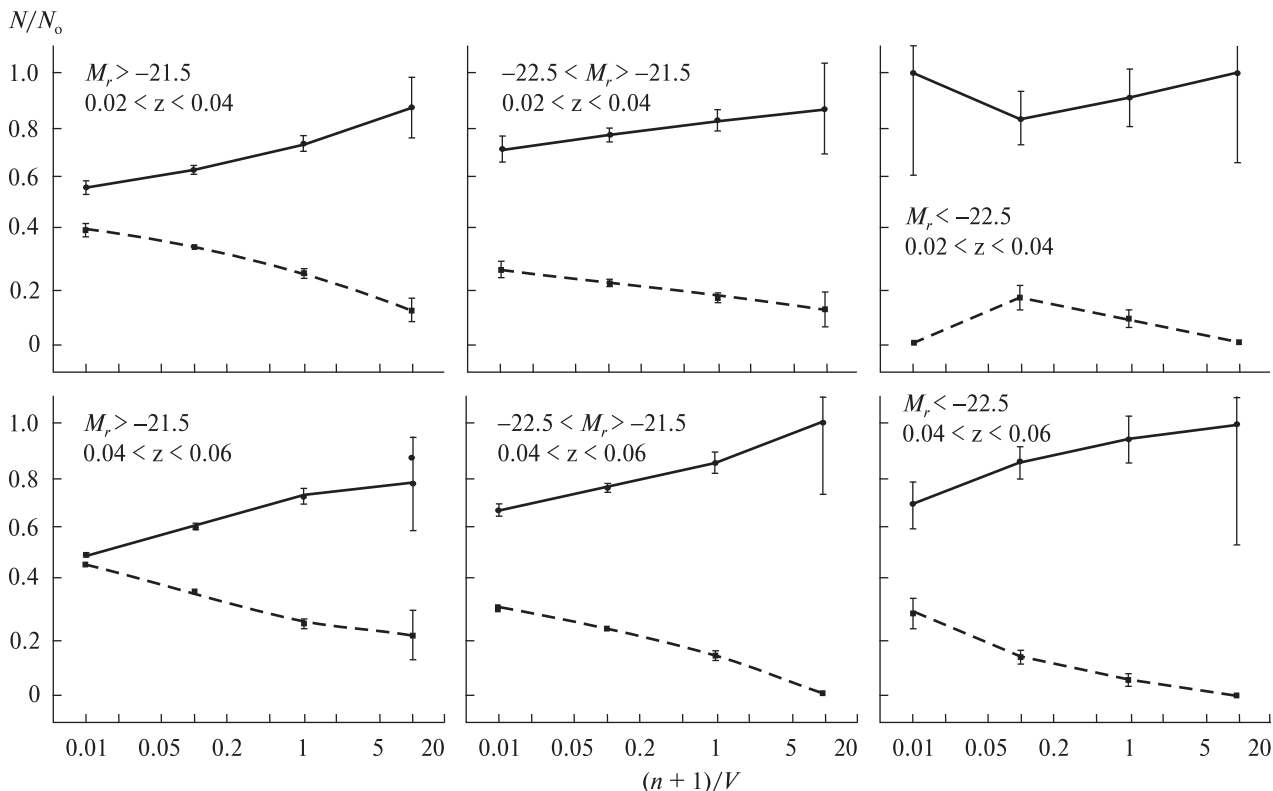


Рис. 7. Розподіл кількості галактик по їхній щільності у комірках Вороного: $(n + 1)/V$, де n — кількість слабких галактик з $M_r > -20.7^m$, V — об'єм комірки Вороного, для різних діапазонів червоних зміщень і світностей. Типи E-S0 (суцільна лінія) і Sa-Irr (пунктир) відповідають центральним галактикам, які є ядрами відповідних комірок Вороного. Кількість галактик в кожному біні нормовано на сумарну кількість N_0 центральних галактик E-Irr у кожному біні $(n + 1)/V$

галактик у великомасштабному розподілі Всесвіту і застосований для галактик спектрального огляду SDSS [21, 49] і галактик Місцевого Надскупчення [31]. При цьому галактики вибірки були розділені на дві групи: яскраві центральні з $M_r < -20.7^m$ ($N \sim 120000$) і слабкі галактики-супутники $M_r > -20.7^m$ ($N \sim 140000$). Щоб уникнути ефекту селекції, пов'язаного зі зменшенням кількості слабких галактик з червоним зміщенням, метод мозаїки Вороного був застосований до вибірки центральних галактик. Щільність оточення галактик ми характеризували зворотним об'ємом комірки Вороного $1/V$. Нижче представлено основні висновки.

Порівняно на малих червоних зміщеннях до $z < 0.1$ простежується тенденція еволюційного зменшення ранніх типів галактик зі збільшенням червоного зміщення. Таким чином, частка

ранніх типів галактик зменшується з червоним зміщенням, а спіральних і пізніх типів, навпаки, збільшується. Що вище щільність оточення центральних галактик (тобто що менша величина $1/V$), то більш імовірно, що центральна галактика має ранній тип. Крім того, зі збільшенням щільності слабких галактик навколо більш яскравої центральної галактики частка центральних галактик ранніх типів збільшується, а пізніх, навпаки, зменшується (рис. 7).

Що яскравіше галактики у вибірці, то вищою є частка центральних галактик ранніх типів в ній і більша їхня частка перебуває у щільнішому оточенні. Крім того, частка галактик ранніх типів серед яскравих центральних галактик є більшою (78 %) у порівнянні з вибіркою галактик-супутників (26 %). Це пояснюється тим, що в середньому галактики ранніх типів мають більшу

світність, і підтверджує тим самим, що галактики з найбільшою світністю знаходяться у тіснішому оточенні, ніж менш яскраві галактики [19].

У роботах [28, 35, 43] було показано, що центральні галактики і галактики-супутники еволюціонують по-різному. У роботах [23, 55], навпаки, були знайдені кореляції властивостей центральних галактик і їхніх супутників, що має свідчити про їхню спільну еволюцію. Зазначимо, що на основі вибірки 240 тис. галактик було розроблено автоматичну морфологічну класифікацію спіральних і еліптичних галактик для великих баз даних без попереднього перегляду [18] та визначено залежності показників кольору галактик від оточення [20].

ВИЗНАЧЕННЯ ОПТИЧНОЇ І РЕНТГЕНІВСЬКОЇ МАСИ ТА ОСНОВНИХ КОРЕЛЯЦІЙНИХ СПІВВІДНОШЕНЬ СКУПЧЕНЬ ГАЛАКТИК

Для визначення оптичних мас 37 рентгенівських скупчень галактик було використано дані з каталогу галактик та груп спектрального огляду SDSS DR7. Основним припущенням при визначенні маси скупчень була умова, що галактики перебувають у рівновазі з потенціалом скупчення. В результаті такого припущення маса скупчення може бути знайдена при відомих дисперсіях швидкостей галактик та їхніх положень за допомогою теореми віріала. Отримані у такий спосіб оптичні маси скупчень порівнювалися з масами, визначеними за рентгенівськими даними космічної обсерваторії «Чандра». Ми знайшли, що оптичні маси добре співвідносяться з рентгенівськими масами, а також що 70 % близьких скупчень перебувають в умовах гідростатичної рівноваги. Лише для невеликої кількості скупчень маси, визначенні оптичним методом та рентгенівським, відрізнялися. Зображена на рис. 8 кореляційна залежність між оптичними та рентгенівськими масами має великі похибки, що не можуть бути пояснені лише спостережними похибками. Варто відмітити, що похибки, визначенні для рентгенівської маси, значно перевищують оптичні [6].

Рентгенівські значення мас скупчень галактик, отримані в наших попередніх роботах, були використані для побудови кореляційної залеж-

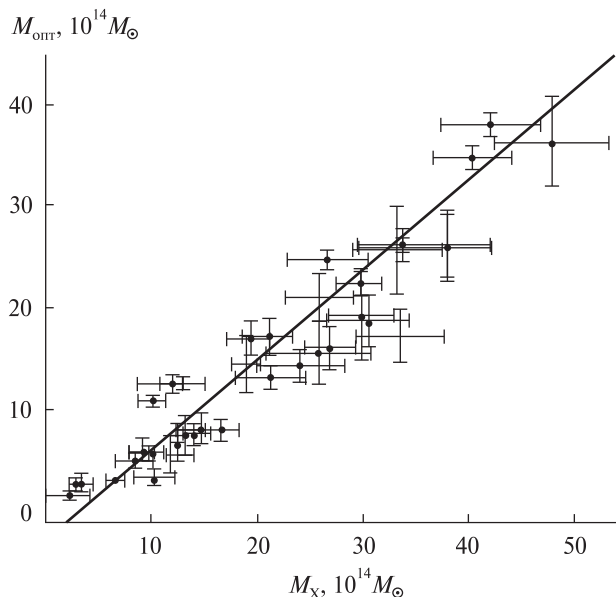


Рис. 8. Кореляційна залежність між оптичними та рентгенівськими масами скупчень галактик. Суцільна лінія — лінійна апроксимація

ності між параметром концентрації c та повною масою скупчення як $c \sim M_{\text{vir}} / (1+z)^b$ зі значенням нахилу профілю густини $a = -0.56 \pm 0.15$ і параметром $b = 0.80 \pm 0.25$ (для довірчого інтервалу 95 %). Додатково було знайдено, що внутрішній нахил профілю густини гало темної матерії корелює з масою баріонної матерії у скупченні галактик (зорі + міжкластерний газ), а саме: значення нахилу зменшується із збільшенням маси баріонів. Також отримані значення рентгенівських світностей, температури та маси міжгалактичного газу для скупчень галактик у широкому діапазоні червоних зміщень були використані для побудови відповідних кореляційних співвідношень.

Окремо з використанням даних телескопа «Чандра» було досліджене питання про вміст баріонного компонента у складі скупчень галактик на малих червоних зміщеннях ($z < 0.2$). Для відповідного завдання будувалися профілі поверхневої яскравості скупчень галактик, які моделювалися β -моделлю. Припускаючи, що отримані значення є статистично незалежними, тому що маса газу скупчення є незалежною від температури скупчення, ми знайшли високу достовірну

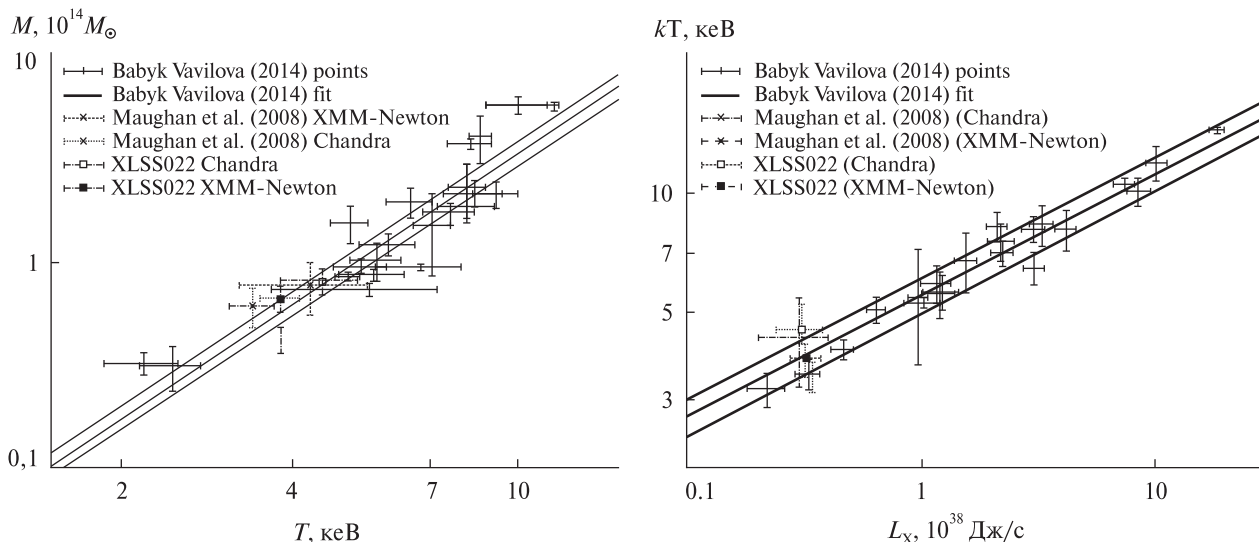


Рис. 9. Космологічні залежності між температурою і масою (а) та світністю та температурою (б) для вибірки скупчень галактик в діапазоні червоних зміщень 0.4 — 1.4 (використано дані з робіт [3, 8, 9, 30])

кореляцію між радіусом скупчення та його температурою: $R_{200} = 850 \text{ кпк} \cdot T^{0.61 \pm 0.04} \text{ кеВ}$.

Ми знайшли емпіричну залежність для повної маси баріонів (міжгалактичний газ+галактики), а також оцінили похибки вимірювання на рівні 25–30 % при визначенні повних мас скупчень галактик для близьких скупчень галактик. Для самого визначення маси баріонів була побудована кореляційна залежність між масою газу та оптичною світністю, отримана в роботі [53]. З відповідної залежності ми отримали не лише маси газу, але й повні маси баріонів скупчень (газ + зорі) вибірки, використовуючи залежність $M_b = M_g [1.33 + 0.05(M_g/10^{15} M_{\text{sun}})^{-0.52}]$. Тут M_b — маса баріонів на відстані R_{200} від центра скупчення, M_g — маса газу для відповідного радіуса без частки зоряного компонента. Було знайдено, що частка зір в повній масі баріонного компонента є значною і становить 10–15 % для масивних скупчень. Використовуючи отримані результати, було визначено, що частка газу та зір не еволюціонує із червоним зміщенням z , тому дане співвідношення може бути використане для визначення частки баріонного компонента у скупчень і на великих червоних зміщеннях, для яких наразі не отримано достовірних оптичних спостережень [5].

Для збільшеної за кількістю вибірки рентгенівських скупчень галактик, ніж це розглядалося в наших роботах (близько 150), визначено основні фізичні характеристики та вміст темної матерії, а також розглянуто важливість врахування баріонного ефекту для скупчень з потужними центральними галактиками [5, 9]. Для дослідження властивостей газу на відстані віріальних радіусів від центра скупчень було використано дані космічної обсерваторії Suzaku, — в результаті було побудовано розподіли температури, металічності та маси для вибірки з п'яти скупчень галактик до віріального радіуса.

Для досліджень скупчень галактик на великих червоних зміщеннях була підготовлена вибірка скупчень в діапазоні червоних зміщень 0.4–1.4, для якої побудовано основні космологічні залежності між температурою, світністю та масою [4, 7, 9]. Відповідні залежності були побудовані для ще двох далеких скупчень галактик [3, 8]. Результати добре корелюють із аналітичними моделями та попередніми нашими результатами (рис. 9). У зазначених дослідженнях використовувалися дані космічних обсерваторій «Чандра», ХММ-Ньютон, Сузаку. Створена нова вибірка X-скупчень галактик увійшла до онлайн-каталогу Страсбурзького центру даних Vizier [10].

ПАРАМЕТРИ КОСМОЛОГІЧНИХ МОДЕЛЕЙ З ДИНАМІЧНОЮ ТЕМНОЮ ЕНЕРГІЄЮ ЗА ДАНИМИ КОСМІЧНОЇ ОБСЕРВАТОРІЇ PLANCK ТА ЦИФРОВИХ ОГЛЯДІВ НЕБА

Встановлення природи темних компонентів Всесвіту — темної матерії та темної енергії — є одним з основних завдань сучасної космології. Для цієї мети ключовими є як дані щодо анізотропії реліктового випромінювання, отримані за допомогою космічних обсерваторій WMAP та Planck, так і дані щодо великомасштабної структури Всесвіту. Останні включають баріонні акустичні осциляції або спектри потужності галактик з сучасних цифрових оглядів неба, а також характеристики рентгенівських скупчень галактик та Ly α -лісу. Водночас інформація про оптимальну космологічну модель є важливою для аналізу даних позагалактичних спостережень.

На основі сучасних спостережних даних за допомогою методу марківських ланцюжків Монте-Карло (MCMC, [19] та пакет програм CosmoMC <http://cosmologist.info/cosmomc>) було визначено найоптимальніші значення та довірчі інтервали

для параметрів динамічної темної енергії, моделю якої є класичне скалярне поле з баротропним рівнянням стану, яке може бути як квінтесенційним, так і фантомним (безрозмірна густина Ω_{de} , теперішнє значення параметра рівняння стану w_0 та адіабатична швидкість звуку c_a^2 темної енергії) [22], та інших основних космологічних параметрів (фізичні густини баріонів $\Omega_b h^2$ та холодної темної матерії $\Omega_{cdm} h^2$, стала Габбла $h = H_0/100$ км/(с·Мпк), скалярний спектральний індекс n_s та амплітуда A_s первинних збурень, оптична глибина до реіонізації τ_{rei}).

Використано такі набори даних:

- 1) спектри потужності флуктуацій температури реліктового випромінювання, отримані в космічних експериментах WMAP (WMAP9) [11, 24] та Planck (Planck2013) [36—38], доповнені даними щодо поляризації реліктового випромінювання, отриманими WMAP;
- 2) вимірювання сталої Габбла за допомогою Космічного телескопа Габбла (HST) [40];
- 3) баріонні акустичні осциляції (BAO) з оглядів неба SDSS релізів DR7 [33], DR9 [2] та 6dF [12];

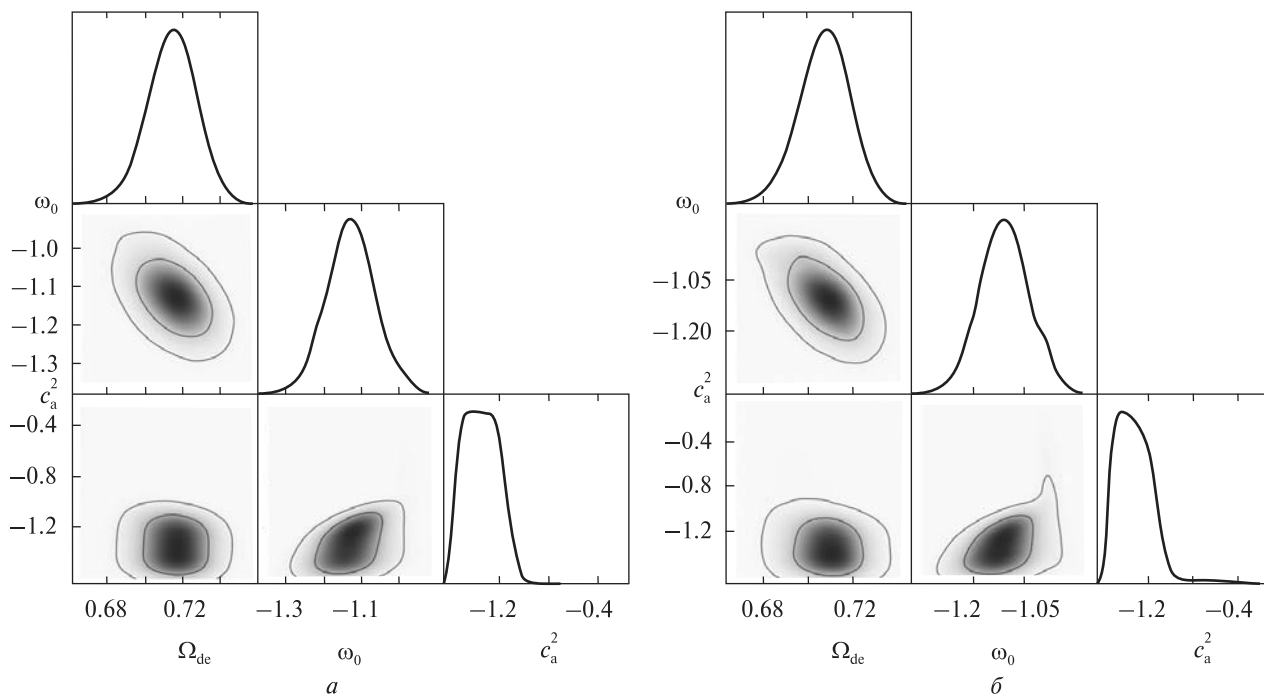


Рис. 10. Одно- та двовимірні маргіналізовані апостеріорні функції розподілу для наборів даних Planck2013 + HST + WiggleZ + SNLS3 (а) та Planck2013 + HST + WiggleZ + Union2.1 (б)

Таблиця 3. Найоптимальніші значення параметрів, їхні середні значення та довірчі 2σ -інтервали для наборів даних Planck2013+HST+WiggleZ+SNLS3 та Planck2013+HST+WiggleZ+Union2.1

Параметр	Planck2013+HST+WiggleZ+SNLS3		Planck2013+HST+WiggleZ+Union2.1	
	Найоптимальніше значення	Середнє значення $\pm 2\sigma$ с. л.	Найоптимальніше значення	Середнє значення $\pm 2\sigma$ с. л.
Ω_{de}	0.715	$0.714_{-0.026}^{+0.024}$	0.715	$0.709_{-0.028}^{+0.026}$
w_0	-1.160	$-1.130_{-0.126}^{+0.134}$	-1.150	$-1.111_{-0.141}^{+0.141}$
c_a^2	-1.320	$-1.328_{-0.250}^{+0.238}$	-1.304	$-1.316_{-0.253}^{+0.249}$
$10\Omega_b h^2$	0.220	$0.221_{-0.005}^{+0.005}$	0.221	$0.221_{-0.005}^{+0.005}$
$\Omega_{cdm} h^2$	0.121	$0.120_{-0.004}^{+0.004}$	0.120	$0.120_{-0.004}^{+0.005}$
h	0.708	$0.706_{-0.028}^{+0.028}$	0.708	$0.700_{-0.030}^{+0.030}$
n_s	0.961	$0.960_{-0.013}^{+0.013}$	0.960	$0.960_{-0.013}^{+0.013}$
$\lg(10^{10} A_s)$	3.083	$3.086_{-0.047}^{+0.051}$	3.091	$3.087_{-0.047}^{+0.050}$
τ_{rei}	0.086	$0.089_{-0.024}^{+0.027}$	0.091	$0.089_{-0.024}^{+0.026}$

4) спектр потужності галактик з WiggleZ Dark Energy Survey [34];

5) відстані до наднових типу Ia з компіляцій SNLS3 [15] та Union2.1 [42].

Встановлено, що серед комбінованих наборів даних, які включають дані про баріонні акустичні осциляції, найточніше визначення космологічних параметрів з найвужчими довірчими інтервалами отримується для набору даних Planck2013+HST+BAO+SNLS3. Для цього набору Λ CDM-модель лежить дещо за межами довірчої 2σ -області, у той час як для набору WMAP9+HST+BAO+SNLS3 Λ CDM відхиляється від найоптимальнішої моделі лише на 1σ . Підтверджено наявність розходження значень деяких космологічних параметрів, визначених на основі даних WMAP9 і Planck2013, яке сягає $(1.72...1.86)\sigma$ [32].

Точність визначення космологічних параметрів на основі комбінованих наборів даних Planck-2013 + HST + WiggleZ + SNLS3 та Planck2013 + HST + WiggleZ + Union2.1 (рис. 10, табл. 3) є близькою до точності для наборів даних Planck-2013 + HST + BAO + SNLS3 та Planck2013 + HST + BAO + Union2.1 (див. табл. 2 у роботі [32]).

Водночас показано, що ні комбіновані набори даних, що включають баріонні акустичні осциляції, ні ті, що включають спектр потужності галактик, не дозволяють встановити обмеження

на значення ефективної швидкості звуку темної енергії [41]. Отже, для визначення цього параметра слід розробити нові космологічні тести.

ВИСНОВКИ

Коротко описано нові спеціально-орієнтовані астрокосмічні бази даних, створені авторами для вирішення різноманітних досліджень з позагалактичної астрономії і космології. Це дало можливість поєднати спостережувані дані, отримані за допомогою наземних телескопів і космічних обсерваторій та повніше проаналізувати мултихвильові спектральні і фізичні властивості галактик і скупчень галактик.

Роботу виконано в рамках Цільової комплексної програми НАН України з наукових космічних досліджень на 2012 — 2016 рр. Створені нами бази даних доступні для студентів, аспірантів і науковців за адресами <http://virgoua.org/> та <http://www.ukrvo.org/>.

1. Akylas A., Georgantopoulos I. XMM-Newton observations of Seyfert galaxies from the Palomar spectroscopic survey: the X-ray absorption distribution // Astron. and Astrophys. — 2009. — **500**. — P. 999—1012.
2. Anderson L., Aubourg E., Bailey S., et al. The clustering of galaxies in the SDSS-III Baryon Oscillation Spectroscopic Survey: baryon acoustic oscillations in the Data Release 9 spectroscopic galaxy sample // Mon. Notic. Roy. Astron. Soc. — 2012. — **427**. — 3435.

3. *Babik Iu.* A distant Chandra galaxy cluster CL J1415.1+3612: constraint on evidence of the cool core phenomenon // *Baltic Astron.* — 2014. — **23**. — P. 93—102.
4. *Babik Iu., Del Popolo A.* Correlations in relaxed clusters of galaxies // *Baltic Astron.* — 2014. — **23**. — P. 9—26.
5. *Babik Iu. V., Vavilova I. B.* The distribution of baryon matter in the nearby X-ray galaxy clusters // *Odessa Astron. Pubs.* — 2012. — **25**. — P. 119—124.
6. *Babik Iu. V., Vavilova I. B.* Comparison of optical and X-ray mass estimates of the Chandra Galaxy Clusters at $z < 0.1$ // *Odessa Astron. Pubs.* — 2013. — **26**, N 2. — P. 175—178.
7. *Babik Iu., Vavilova I.* The Chandra X-ray galaxy clusters at $z < 1.4$: constraints on the evolution of L_X - T_X - M_g relations // *Astrophys. and Space Sci.* — 2014. — **349**, N 1. — P. 415—421.
8. *Babik Iu., Vavilova I.* The distant galaxy cluster XLSSJ022403.9-041328 on the L_X - T_X - M scaling relations using Chandra and XMM-Newton observations // *Astrophys. and Space Sci.* — 2014. — **353**, N 2. — P. 613—619.
9. *Babik Iu., Vavilova I., Del Popolo A.* Chandra X-ray galaxy clusters at $z < 1.4$: constraints on the inner slope of density profiles // *Astron. Reports.* — 2014. — **58**, N 9. — P. 587—610.
10. *Babik Iu., Vavilova I., Del Popolo A.* VizieR Online Data Catalog: Chandra X-Ray galaxy clusters at $z < 1.4$ // *VizieR On-line Data Catalog: J/AZh/91/679*.
11. *Bennett C. L., Larson D., Weiland J. L., et al.* Nine-Year Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP) Observations: Final maps and results // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* — 2013. — **208**, N 2. — id. 20. — 54 p.
12. *Beutler F., Blake C., Colless M., et al.* The 6dF Galaxy Survey: baryon acoustic oscillations and the local Hubble constant // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2011. — **416**. — P. 3017.
13. *Chesnok N. G.* General properties of a sample of isolated galaxies containing active nucleus // *Kosmichna Nauka i Tekhnologiya.* — 2010. — **16**, N 5. — P. 77—88.
14. *Chesnok N. G., Sergeev S. G., Vavilova I. B.* Optical and X-ray variability of Seyfert galaxies NGC 5548, NGC 7469, NGC 3227, NGC 4051, NGC 4151, Mrk 509, Mrk 79, and Akn 564 and quasar 1E 0754 // *Kinematics and Physics of Celestial Bodies.* — 2009. — **25**, N 2. — P. 107—113.
15. *Conley A., Guy J., Sullivan M., et al.* Supernova constraints and systematic uncertainties from the first three years of the Supernova Legacy Survey // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* — 2011. — **192**, N 1. — 29 p.
16. *Cusumano G., La Parola V., Segreto A., et al.* The Palermo Swift-BAT hard X-ray catalogue. III. Results after 54 months of sky survey // *Astron. and Astrophys.* — 2010. — **524**. — id. A64. — 37 p.
17. *Dobrycheva D. V.* The New Galaxy Sample from SDSS DR9 at $0.003 \leq z \leq 0.1$ // *Odessa Astron. Pubs.* — 2013. — **26**. — P. 187—188.
18. *Dobrycheva D., Melnyk O. V., Vavilova I. B.* Morphology and color indices of galaxies in Pairs: Criteria for the classification of galaxies // *Astrophysics.* — 2012. — **55**, N 3. — P. 293—305.
19. *Dobrycheva D. V., Melnyk O. V., Vavilova I. B., Elyiv A. A.* Environmental Properties of Galaxies at $z < 0.1$ from the SDSS via the Voronoi Tessellation // *Odessa Astron. Pubs.* — 2014. — **27**. — P. 26—27.
20. *Dobrycheva D. V., Melnyk O. V., Vavilova I. B., Elyiv A. A.* Environmental density vs. colour indices of the low redshifts galaxies // *Astrophysics.* — 2015. — **58**, N 2. — P. 168—180.
21. *Elyiv A., Melnyk O., Vavilova I.* High-order 3D Voronoi tessellation for identifying isolated galaxies, pairs and triplets // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2009. — **394**, N 3. — P. 1409—1418.
22. *Gallo L. C.* Investigating the nature of narrow-line Seyfert 1 galaxies with high-energy spectral complexity // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2006. — **368**. — P. 479—486.
23. *Hartley W. G., Conselice C. J., Mortlock A., et al.* Galactic conformity and central/satellite quenching, from the satellite profiles of M^* galaxies at $0.4 < z < 1.9$ in the UKIDSS UDS // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2015. — **451**, N 2. — P. 1613—1636.
24. *Hinshaw G., Larson D., Komatsu E., et al.* Nine-Year Wilkinson Microwave Anisotropy Probe (WMAP) Observations: Cosmological Parameter Results // *Astrophys. J. Suppl. Ser.* — 2013. — **208**, N 2. — id. 19. — 25 p.
25. *Ivashchenko G., Sergijenko O., Torbaniuk O.* Composite spectra of quasars with different UV spectral index // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2014. — **437**. — P. 3343—3361.
26. *Ivashchenko G., Vasylenko O.* Cross-correlation function of SDSS DR7 I-type AGNs and WiggleZ galaxies // *Kinematics and Physics of Celestial Bodies.* — 2015. — **31**. — N 3. — P. 1—12.
27. *Karachentseva V. E., Mitronova S. N., Melnyk O. V., Karachentsev I. D.* Catalog of isolated galaxies selected from the 2MASS survey // *Astrophys. Bull.* — 2010. — **65**, N 1. — P. 1—17.
28. *Kovac K., Lilly S. J., Knobel C., et al.* zCOSMOS 20k: satellite galaxies are the main drivers of environmental effects in the galaxy population at least to $z \sim 0.7$ // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2014. — **438**. — P. 717—738.
29. *Lewis A., Bridle S.* Cosmological parameters from CMB and other data: A Monte Carlo approach // *Phys. Rev. D.* — 2002. — **66**. — 103511.
30. *Maughan B. J., Ellis S. C., Jones L. R., et al.* XMM-Newton Observes Cl J0152.7-1357: A Massive Galaxy Cluster

- Forming at Merger Crossroads at $z = 0.83$ // *Astrophys. J.* — 2006. — **640**, N 1. — P. 219–227.
31. Melnyk O. V., Elyiv A. A., Vavilova I. B. The structure of the Local Supercluster of galaxies detected by three-dimensional Voronoi's tessellation method // *Kinematics and Physics of Celestial Bodies.* — 2006. — **22**, N 4. — P. 283–296.
32. Novosyadlyj B., Sergijenko O., Durrer R., Pelykh V. Constraining the dynamical dark energy parameters: Planck-2013 vs WMAP9 // *J. Cosmology and Astroparticle Phys.* — 2014. — 5, N 05. — article id. 030.
33. Padmanabhan N., Xu X., Eisenstein D. J., et al. A 2 per cent distance to $z = 0.35$ by reconstructing baryon acoustic oscillations. I. Methods and application to the Sloan Digital Sky Survey // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2012. — **427**. — 2132.
34. Parkinson D., Riemer-Sorensen S., Blake C., et al. The WiggleZ Dark Energy Survey: Final data release and cosmological results // *Phys. Rev. D.* — 2012. — **86**. — 103518.
35. Peng Y.-J., Lilly S. J., Kovac K., et al. Mass and Environment as Drivers of Galaxy Evolution in SDSS and zCOSMOS and the Origin of the Schechter Function // *Astrophys. J.* — 2010. — **721**. — P. 193–221.
36. Planck collaboration, Planck 2013 results. I. Overview of products and scientific results // *Astron. and Astrophys.* — 2014. — **571**. — A1.
37. Planck collaboration, Planck 2013 results. XV. CMB power spectra and likelihood // *Astron. and Astrophys.* — 2014. — **571**. — A15.
38. Planck collaboration, Planck 2013 results. XVI. Cosmological parameters // *Astron. and Astrophys.* — 2014. — **571**. — A16.
39. Pulatova N. G., Vavilova I. B., Sawangwit U., et al. The 2MIG isolated AGNs. I. General and multiwavelength properties of AGNs and host galaxies in the northern sky // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2015. — **447**, N 3. — P. 2209–2223.
40. Riess A. G., Macri L., Casertano S. A 3 % Solution: Determination of the Hubble Constant with the Hubble Space Telescope and Wide Field Camera 3 // *Astrophys. J.* — 2011. — **730**. — P. 119.
41. Sergijenko O., Novosyadlyj B. Sound speed of scalar field dark energy: Weak effects and large uncertainties // *Phys. Rev. D.* — 2015. — **91**. — 083007.
42. Suzuki N., Rubin D., Lidman C., et al. The Hubble Space Telescope Cluster Supernova Survey. V. Improving the Dark-energy Constraints above $z > 1$ and Building an Early-type-hosted Supernova Sample // *Astrophys. J.* — 2012. — **746**. — P. 85.
43. Tinker J. L., Leauthaud A., Bundy K., et al. Evolution of the Stellar-to-dark Matter Relation: Separating Star-forming and Passive Galaxies from $z = 1$ to 0 // *Astrophys. J.* — 2013. — **778**. — article id. 93. — 18 p.
44. Torbaniuk O. A quasar sample for Ly α -forest studies from SDSS DR10 // *Adv. Astron. and Space Phys.* — 2015. — 5, N 12.
45. Torbaniuk O., Ivashchenko G. Dependence between some spectral and physical characteristics of quasars // WDS'14: Proc. of Contributed Papers — Physics / Eds J. I. B. Safrankova, J. Pavlu. — Prague, Matfyzpress, 2014. — P. 42–47.
46. Torbaniuk O., Ivashchenko G. Dependence of equivalent width of quasar emission lines on UV-optical spectral index // *Multiwavelength AGN Surveys and Studies: Proc. IAU Symp.* — 2014. — **304**. — P. 282–283.
47. Ueda Y., Ishisaki Y., Takahashi T., et al. The ASCA Medium Sensitivity Survey (The GIS Catalog Project): Source Catalog II // *Astrophys. J. Supl. Ser.* — 2005. — **161**, N 2. — P. 185–223.
48. Vasylenko A., Zhdanov V., Fedorova O. X-Ray Spectral Parameters for a Sample of 95 Active Galactic Nuclei. — 2015. — eprint arXiv:1501.04555.
49. Vavilova I. B., Melnyk O. V., Elyiv A. A. Morphological properties of isolated galaxies vs. isolation criteria // *Astron. Nachr.* — 2009. — **330**. — P. 1004–1009.
50. Vavilova I. B., Pakuliak L. K., Protsyuk Yu. I. Ukrainian Virtual Observatory (UkrVO). The goals, structure, and tasks // *Kosmichna Nauka i Tekhnologiya.* — 2010. — **16**, N 5. — P. 62–70.
51. Vavilova I. B., Pakuliak L. K., Protsyuk Yu. I., et al. UkrVO Joint Digitized Archive and Scientific Prospects // *Baltic Astron.* — 2012. — **21**. — P. 356–365.
52. Veron-Cetty M. P., Veron P. A catalogue of quasars and active nuclei: 13th edition // *Astron. and Astrophys.* — 2010. — **518**. — id. A10.
53. Voevodkin A. A., Vikhlinin A. A., Pavlinskii M. N. Correlation between baryon mass and intergalactic gas temperature in Nearby Galaxy Clusters // *Astron. Lett.* — 2002. — **28**, N 6. — P. 366–372.
54. Vol'vach A. E., Vol'vach L. N., Kut'kin A. M., et al. Multi-frequency studies of the non-stationary radiation of the blazar 3C 454.3 // *Astron. Reports.* — 2011. — **55**, N 7. — P. 608–615.
55. Weinmann S. M., van den Bosch F. C., Yang X., et al. Properties of galaxy groups in the Sloan Digital Sky Survey. I. The dependence of colour, star formation and morphology on halo mass // *Mon. Notic. Roy. Astron. Soc.* — 2006. — **366**, N 1. — P. 2–28.

Стаття надійшла до редакції 26.10.15

И. Б. Вавилова¹, А. Ю. Иващенко^{1,2},
Ю. В. Бабик¹, О. Н. Сергиенко³, Д. В. Добрычева¹,
Е. А. Торбаниук¹, А. А. Василенко¹, Н. Г. Пулатова¹

¹ Главная астрономическая обсерватория Национальной академии наук Украины, Киев

² Астрономическая обсерватория Киевского национального университета имени Тараса Шевченко, Киев

³ Астрономическая обсерватория Львовского национального университета имени Ивана Франко

АСТРОКОСМИЧЕСКИЕ БАЗЫ ДАННЫХ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЙ МУЛЬТИ ВОЛНОВЫХ И КОСМОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ВНЕГАЛАКТИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Кратко описаны новые специально ориентированные Астрокосмические базы данных, полученные с помощью наземных телескопов и космических обсерваторий. Это дало возможность проанализировать мультиволновые спектральные и физические свойства галактик и скоплений галактик, в частности: 1) для исследования спектральных свойств квазаров и распределения материи на межгалактических масштабах с помощью $\text{Ly}\alpha$ -леса; 2) для исследований галактик (в том числе с активными ядрами), прежде всего, формирование крупномасштабных структур во Вселенной и влияния окружения на внутренние параметры галактик; 3) для оценок содержания видимой и темной материи в скоплениях галактик и для проверки космологических параметров и эволюции материи в широком диапазоне возраста Вселенной.

Ключевые слова: галактики, активные ядра галактик, квазары, рентгеновские скопления галактик, космологические модели.

I. B. Vavilova¹, G. Yu. Ivashchenko^{1,2},
Yu. V. Babyk¹, O. M. Sergienko³, D. V. Dobrycheva¹,
O. O. Torbaniuk¹, A. A. Vasilenko¹, N. G. Pulatova¹

¹ Main Astronomical Observatory of the National Academy of Sciences of Ukraine, Kyiv

² Astronomical Observatory of Kyiv Shevchenko National University

³ Astronomical Observatory of Ivan Franko National University of Lviv

THE ASTROCOSMIC DATABASES FOR MULTI-WAVELENGTH AND COSMOLOGICAL PROPERTIES OF EXTRAGALACTIC SOURCES

The article briefly describes the new specially-oriented Astro Space databases obtained with ground-based telescopes and space observatories. As a result, multi-wavelength spectral and physical properties of galaxies and galaxy clusters were analyzed in more details, particularly 1) to study the spectral properties of quasars and the distribution of matter in intergalactic scales using Lyman-alpha forest; 2) to study galaxies (including with active nuclei), especially for the formation of large-scale structures in the Universe and influence of the environment on the internal parameters of galaxies; 3) to estimate a visible and dark matter content in galaxy clusters and to test cosmological parameters and the evolution of matter in a wide range of age of the Universe.

Key words: galaxies, active galaxy nuclei, quasars, X-ray galaxy clusters, cosmological models.

УДК 58:577.112:52-423

О. А. Артеменко

Інститут ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України, Київ

ОСОБЛИВОСТІ РЕГУЛЯЦІЇ КЛІТИННОГО ЦИКЛУ РОСЛИН В УМОВАХ ЗМІНЕНОЇ ГРАВІТАЦІЇ

Оскільки основними регуляторами клітинного циклу еукаріот є цикліни і циклін-залежні кінази (ЦЗК), припускається суттєва зміна саме їхнього рівня у клітинах в умовах мікрогравітації та дії інших фізичних факторів. Використання клиностатування дає можливість визначити вплив симульованої гравітації на події у клітині протягом клітинного циклу — вихід зі стану спокою і просування по пресинтетичній (G1) і фазі синтезу ДНК(S) клітинного циклу. Для вивчення впливу клиностатування на активність клітинної проліферації необхідні дослідження як молекулярних механізмів регуляції клітинного циклу, так і розвитку рослин в умовах зміненої гравітації. Активність цикліну D, який відповідає за перебіг подій клітинного циклу в пресинтетичній фазі, може контролюватися дією як ендогенних, так і екзогенних факторів, а клиностатування є одним із тих факторів, що впливають на експресію генів, які регулюють клітинний цикл. Ці дані можна використати як модель для подальшого дослідження комплексу циклін — ЦЗК у вивченні молекулярних механізмів регуляції росту та проліферації. В роботі аналізуються відомі літературні та отримані нами дані стосовно основних регуляторів клітинного циклу в умовах зміненої гравітації.

Ключові слова: клітинний цикл, рослина, цикліни, циклін-залежні кінази, гравічутливість, клиностатування.

Найбільшу зацікавленість для дослідження викликають гени δ-циклінів (що належать до класу D-циклінів), які дуже важливі для проходження клітиною пресинтетичної фази клітинного циклу і відповідають за вихід клітини зі стану спокою та перехід до фази синтезу ДНК, а також ЦЗК2, що активується цим класом циклінів й утворює активний ЦЗК-цикліновий комплекс. Саме вивчення ЦЗК необхідне для розуміння фундаментальних механізмів контролю клітинного циклу [3].

У дослідах з різними видами вищих рослин спостерігається різноманітність їхньої ростової реакції на вплив зміненої гравітації в умовах космічних експериментів чи при клиностатуванні: виявлено як стимуляцію росту, так і його пригні-

чення, або ж відсутність помітних змін інтенсивності цього процесу. Встановлено також, що характер росту може змінюватися залежно від тривалості дії даного чинника. Так, в експериментах з насінням *Brassica napuss L.*, що проростало в умовах клиностатування, швидкість росту кореня збільшувалася протягом перших п'ять діб, але зменшувалася через 15 діб. Цю закономірність автори пов'язують зі змінами в гормональному балансі клітин меристем, швидкість поділу яких є одним із основних факторів, що визначає інтенсивність росту рослин [1, 2].

Результати вивчення впливу зміненої гравітації безпосередньо на процес поділу клітин в меристемах рослин також неоднозначні. При експозиції в таких умовах від 2 до 9 діб спостерігали пригнічення мітотичної активності, а при короткотривалій дії — або стимуляцію, або незначні відмінності порівняно з контролем [11].

Експерименти у космосі показали, що у клітинах коренів рослин відсутність сили тяжіння призводить до відокремлення процесів клітинного росту та проліферації клітин. У космосі проліферація клітин збільшується, тоді як ріст клітин зменшується. Координація росту та проліферації клітин є головною особливістю клітин меристеми, а таке роз'єднання є суттєвим стресом для клітин і призводить до важливих змін у структурі та розвитку рослини [10].

Механізми геотропізму та гравічутливості взаємодоповнювальні: перший з них в основному чутливий до напрямку вектора гравітації, а другий — до його модуля. Оскільки рослина ніколи не зустрічалась раніше в ході еволюції з таким видом стресу, як зміна гравітації, щоб протидіяти їй, геном має бути достатньо стійким на молекулярному рівні. В цьому плані мультигенні родини та резервні гени мають перевагу, бо вони можуть змінюватися без ризику нашкодити клітині, і тому саме вони мають відігравати ключову роль у відповіді на гравітаційний стрес [7]. Безумовно, до таких родин належать і цикліни, і ЦЗК.

Під час перебігу подій клітинного циклу відбувається зміна кількості окремих циклінів, що пов'язано зі зміною рівня їхньої транскрипції та протеолізу з подальшою зміною субстратів ЦЗК протягом циклу. Деяке дублювання функцій окремих циклінів *in vivo* було визначене завдяки так званому «вилученню циклінів» (cyclin

deletions — коли окремих циклінів був інактивований), і запропоновано як шаблон, в якому цикліни можуть виконувати повноцінно функції, ініційовані попередніми циклінами, що підлягають протеолізу, щоб зберегти життєздатність клітини. Накопичення цикліну особливо важливо в завершенні фази G1, коли він підвищує активність ЦЗК і починає поділи, що призводять до реплікації ДНК. Передбачається, що цей механізм актуальний не тільки для рослин [5].

А- та В-типи циклінів — це мітотичні цикліни, що забезпечують просування клітини через G2 (постсинтетична) до М (мітоз) фази клітинного циклу. Велика кількість експериментів з рослинами також показала, що цей період контролюється А- та В-типами ЦЗК, асоційованими з відповідними циклінами. D-циклін належить до циклінів пресинтетичної фази і демонструє незалежну від фаз клітинного циклу експресію. Рослинні D-цикліни класифіковано на три групи (D1—D3), серед яких найбільш вивчені і визначені гени, які кодують циклін D3. Враховуючи, що *Arabidopsis* не має аналогів людської ЦЗК4 та ЦЗК6, цілком імовірно, що в рослинах D-цикліни можуть функціонувати в G1-фазі, зв'язуючись з А-типом ЦЗК. Як і тваринні клітини, рослинні також експресують декілька видів ЦЗК і множинні гени для ЦЗК, які були знайдені в *Arabidopsis*, люцерні, рисі, сої, кукурудзі та *Antirrhinum*. Це свідчить про те, що поділ рослинних клітин контролюється конкретними па-

Класифікація та функції деяких ЦЗК еукаріот

Вид	Назва	Синонім	Розмір (амінокислотні залишки)	Функція
<i>Saccharomyces cerevisiae</i>	Cdk1	Cdc28	298	Усі стадії клітинного циклу
<i>Saccharomyces pombe</i>	Cdk1	Cdc2	297	Усі стадії клітинного циклу
<i>Drosophila melanogaster</i>	Cdk1	Cdc2	297	М
	Cdk2	Cdc2c	314	G1/S, S, можливо, М
	Cdk4	Cdk4/6	317	G1, забезпечує ріст
<i>Xenopus laevis</i>	Cdk1	Cdc2	301	М
	Cdk2		297	S, можливо, G1/ S
<i>Homo sapiens</i>	Cdk1	Cdc2	297	М
	Cdk2		298	G1/S, S, можливо, М
	Cdk4		303	G1
	Cdk6		326	G1

рами ЦЗК/циклін, а не за допомогою однієї основної ЦЗК, як у дріжджів. Тим не менш, на сьогоднішній день небагато інформації щодо активності ЦЗК-циклінових комплексів у рослин. Рослинні ЦЗК можуть бути розподілені на п'ять груп (від А- до Е-типу), основаних на подібності амінокислотних залишків. Виявлено деяку подібність між ними, яка вказує, що кожен А-тип ЦЗК має консервативну послідовність PSTAIRE, показує конститутивну експресію протягом усього клітинного циклу і може функціонувати, взаємодіючи з різними циклінами в кожній фазі клітинного циклу. На відміну від цього типу, В-тип ЦЗК відрізняється від решти, оскільки їхні транскрипти накопичуються частково у фазах клітинного циклу, а саме під час переходу G2-М-фаз та S-М-фаз. Таким чином, ці ЦЗК активуються шляхом взаємодії з мітотичними циклінами [12].

Найбільш поширена в літературних джерелах ідентифікація називає вісім індивідуальних ЦЗК (ЦЗК1 — ЦЗК8), частина яких безпосередньо не бере участі в регуляції клітинного циклу (див. таблицю). Для поліпептидних ланцюгів усіх ЦЗК характерна висока (до 75 %) структурна гомологія. Специфічність їхнього функціонування забезпечує унікальні сайти зв'язування відповідних активуючих циклінів.

Прийняту нумерацію ЦЗК (Cdk в англійському варіанті) визначено послідовно за їхнім відкриттям:

- ЦЗК1 асоціюється з циклінами А та В і бере участь у переході G2-М;
- ЦЗК2 може зв'язуватися з циклінами А, Е, D2 та D3 (але не D1) та є однією з основних кіназ, які регулюють перехід G1-S і проходження через S-фазу;
- ЦЗК3 експресується у більшості клітин на незначному рівні, її функція поки що не визначена, хоча припускається, що вона, подібно до ЦЗК2, бере участь у переході G1-S;
- ЦЗК5 — дані про її роль та циклінів, що з нею взаємодіють, суперечливі;
- ЦЗК4 та ЦЗК6 беруть участь у регуляції переходу G1-S. Вони є основними каталітичними партнерами циклінів D-типу, утворюють з ними функціональні комплекси, що володіють суб-

стратною специфічністю для білка Rb (ретинобластоми) [14].

Клітинний цикл управляється активністю комплексів циклін — ЦЗК. Таким чином, внутрішні та зовнішні сигнали регулюють активність цих комплексів, впливаючи на клітинну проліферацію у певних процесах розвитку організму та в різних умовах оточуючого середовища. Діяльність комплексу циклін — ЦЗК супроводжується кількома механізмами: контроль транскрипції, деградація білку, фосфорилування, активація інгібіторів ЦЗК. Ці молекулярні механізми лежать в основі регуляції входу та виходу клітини з клітинного циклу, швидкості перебігу клітинного циклу, або пересуванні по різних фазах клітинного циклу [15].

ЦЗК сприймаються як локомотиви просування клітинного циклу, тоді як цикліни схожі на шестерні, які змінюються, щоб допомогти здійсненню переходу між фазами циклу. Кіназна активність ЦЗК-циклінових комплексів жорстко регулюється безліччю інгібіторів ЦЗК — циклінкіназами інгібіторами ЦКІ (англ. — CKI), які гальмують просування клітинного циклу при несприятливих умовах [8].

Попередні дослідження впливу реальної мікрогравітації в космічному польоті та симульованої мікрогравітації (клиноостатування) в земних умовах показали зміни проліферативної активності клітин апікальної меристеми коренів [4, 11], що підтверджує положення про найбільшу гравічутливість рослинних клітин, які діляться або активно метаболізують [9]. Оскільки було встановлено, що уповільнення клітинного циклу в умовах зміненої гравітації відбувається в основному за рахунок подовження G1-фази, як і при дії інших несприятливих факторів, ми поставили за мету дослідити експресію генів $\delta 1$ - та $\delta 3$ -циклінів у апікальній меристемі зародкових коренів у першому клітинному циклі у процесі індукції проростання [2].

Раніше ми показали, що клиноостатування гальмує перехід клітин кореневої меристеми рослин від пресинтетичної фази першого клітинного циклу у фазу синтезу ДНК завдяки накопиченню у клітині транскриптів $\delta 3$ -цикліну, який відповідає за вступ клітини у фазу синтезу,

і є похідним D-типу циклінів [2]. Вважається, що надекспресія гена $\delta 3$ -цикліну є відповіддю клітини на стресові умови і свідчить про вплив клиностатування на клітинний цикл. Транскрипційна активність генів циклінів в умовах клиностатування вища, ніж у контролі, однак очевидна затримка переходу клітин у фазу синтезу ДНК, наймовірніше, зумовлена неактивним станом ЦЗК-циклінового комплексу за рахунок дії циклін-кіназних інгібіторів (ЦКІ) [6, 13].

Отже, аналізуючи отримані дані щодо проліферативної активності клітин кореневої меристеми рослин та перебігу клітинного циклу в умовах космічного польоту та клиностатування, можна зробити такі висновки. Суперечливість даних щодо збільшення або зменшення проліферативної активності зумовлена різними строками дослідження клітинного циклу; протягом першого клітинного циклу відбувається збільшення транскрипції певних генів клітинного циклу і затримка переходу клітин від пресинтетичної фази до фази синтезу ДНК, що і призводить до зниження проліферативного пулу. Однак на пізніших етапах росту спостерігається збільшення проліферативної активності, що може свідчити про роботу адаптаційних механізмів і відновлення механізмів нормального життєзабезпечення клітини. Крім того, клиностатування лише імітує окремі фактори космічного польоту, тоді як в умовах реального космічного польоту додається ще дія космічного опромінення, знижений тиск, шум, вібрації, прискорення тощо. Такі розбіжності в умовах проведення експериментів пояснюють різноманітність описаних результатів стосовно цього питання, проте всі вони допомагають встановити цілісність і повноту всього процесу клітинного циклу в умовах зміненої гравітації, а також висвітлюють проблеми і питання, які ще потрібно дослідити.

1. Артеменко О. А. Сучасні уявлення про регуляцію клітинного циклу у рослин // Укр. ботан. журн. — 2001. — **58**, № 4. — С. 415—421.
2. Артеменко О. А. Експресія генів $\delta 1$ - та $\delta 3$ -циклінів в кореневій меристемі *Pisum sativum* L. за умов кліно-

- статування // Цитологія та генетика. — 2006. — **40**, № 2. — С. 36—41.
3. Артеменко О. А. Регуляторы клеточного цикла в трансгенных растениях *Arabidopsis thaliana* (L) Heynh. в условиях клиностатирования // Укр. ботан. журн. — 2014. — **71**, № 5. — С. 620—640.
4. Aarrouf J., Schoevaert D., Maldiney R., Perbal G. Changes in hormonal balance and meristematic activity in primary root tips on the slowly rotating clinostat and their effect on the development of the rapeseed root system // *Physiol. Plant.* — 1999. — **105**. — P. 708—718.
5. Fuster Jose J., Fernandez Patricia, Gonzalez-Navarro Herminia, Silvestre Carlos, et al. Control of cell proliferation in atherosclerosis: insights from animal models and human studies // *Cardiovasc. — Res.* doi: 10.1093/cvr/cvp363. First published online: November 9, 2009.
6. Healy J. M., Menges M., Doonan J. H., Murray J. A. The *Arabidopsis* D-type cyclins CycD2 and CycD3 both interact in vivo with the PSTAIRE cyclin-dependent kinase Cdc2a but are differentially controlled // *J. Biol. Chem.* — 2001. — **276**. — P. 7041—7047.
7. Herranz R., Medina F. J. Cell proliferation and plant development under novel altered gravity environments // *Plant Biol. (Stuttg.)*. — 2014. — **16**, N 1. — P. 23—30.
8. Inagaki S., Umeda M. Cell-cycle control and plant development // *Int. Rev. Cell Mol. Biol.* — 2011. — **291**. — P. 227—261.
9. Kordyum E. L. Biology of plant cell microgravity and under clinostating // *Int. Rev. Cytol.* — 1997. — **171**. — P. 1—72.
10. Medina F., Herranz R. Microgravity environment uncouples cell growth and cell proliferation in root meristematic cells. The mediator role of auxin // *Plant Signal Behav.* — 2010. — **5**, N 1. — P. 176—179.
11. Merksys A. J., Laurinavicius R. S. Plant growth in space // *Fundamentals of Space Biology* / Eds M. Asashima, G. M. Malacinski. — Tokyo: Jap. Sci. Soc. Press; Berlin: Springer Verlag, 1990. — P. 69—83.
12. Mews M., Moore R. Cyclin/Cdk complexes: their involvement in cell cycle progression and mitotic division // *Protoplasma*. — 2001. — **216**, N 3-4. — P. 119—142.
13. Morgan D. O. The cell cycle: principles of control. — New Science Press, 2007. — 297 p.
14. Sherr C. J., Roberts J. M. CDK inhibitors: positive and negative regulators of G1-phase progression // *Genes Dev.* — 1999. — **13**, N 12. — P. 1501—1512.
15. Van den Heuvel S., Harlow E. Distinct roles for cyclin-dependent kinases in cell cycle control // *Sci.* — 1994. — **262**. — P. 2050—2054.

Стаття надійшла до редакції 18.06.15

О. А. Артеменко

Институт ботаники им. Н. Г. Холодного
Национальной академии наук Украины, Киев

ОСОБЕННОСТИ РЕГУЛЯЦИИ КЛЕТОЧНОГО ЦИКЛА РАСТЕНИЙ В УСЛОВИЯХ ИЗМЕНЕННОЙ ГРАВИТАЦИИ

Поскольку основными регуляторами клеточного цикла эукариот являются циклины и циклин-зависимые киназы (ЦЗК), предполагается существенное изменение именно их уровня в клетках в условиях микрогравитации и при действии других физических факторов. Использование клиноротирования дает возможность определить влияние симулированной гравитации на события в клетке в течение клеточного цикла — выход из состояния покоя и продвижение по пресинтетической (G1) и фазе синтеза ДНК (S) клеточного цикла. Для изучения влияния клиноротирования на активность клеточной пролиферации необходимы исследования как молекулярных механизмов регуляции клеточного цикла, так и развития растений в условиях измененной гравитации. Активность циклина D, который отвечает за протекание событий клеточного цикла в пресинтетической фазе, может контролироваться действием как эндогенных, так и экзогенных факторов, а клиноротирование — это один из тех факторов, которые влияют на экспрессию генов, регулирующих клеточный цикл. Эти данные можно использовать как модель для дальнейшего исследования комплекса циклин-ЦЗК в изучении молекулярных механизмов регуляции роста и пролиферации. В данной работе мы попытались обобщить и проанализировать литературные и полученные нами данные относительно основных регуляторов клеточного цикла в условиях измененной гравитации.

Ключевые слова: клеточный цикл, растение, циклины, циклин-зависимые киназы, гравичувствительность, клиноротирование.

О. А. Artemenko

Institute of Botany
of the National Academy of Science of Ukraine, Kyiv

FEATURES OF PLANT CELL CYCLE REGULATION UNDER ALTERED GRAVITY CONDITIONS

Cyclins and cyclin-dependent kinases (CDK) are main regulators of the cell cycle of eukaryotes. It's assumes a significant change of their level in cells under microgravity conditions and by other physical factors actions. The clinorotation use enables to determine the influence of gravity on the simulated events in a cell during the cell cycle — exit from the state of quiet stage and propagation through presynthetic phase (G1) and DNA synthesis phase (S) of the cell cycle. For the clinorotation effect study on a cell proliferation activity is the necessary study of molecular mechanisms of the cell cycle regulation and development of plants under altered gravity conditions. The activity of cyclin D, which is responsible for the events of the cell cycle in presynthetic phase can be controlled by the action of endogenous as well as exogenous factors, but clinorotation is one of the factors that influence on genes expression that regulate the cell cycle. This data can be used as a model for a further research on cyclin — CDK complex for study molecular mechanisms of regulation of growth and proliferation. In this investigation we tried to summarize and analyze both bibliographic sources and our own data as for the main regulators of the cell cycle in altered gravity conditions.

Key words: cell cycle, plant, cyclins, cyclin-depending kinases, gravysensitive, clinorotation.

УДК 338.12.017

Е. А. Ермоленко, Т. А. Удовиченко

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

РАЗРАБОТКА РЫНОЧНЫХ СТРАТЕГИЙ НА РЫНКЕ СПУТНИКОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ПО РЕЗУЛЬТАТАМ МАРКЕТИНГОВЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ И АНАЛИЗА ПРИВЛЕКАТЕЛЬНОСТИ СЕГМЕНТОВ РЫНКА

Анализ привлекательности сегментов рынка для продвижения товаров является одной из ключевых форм стратегического маркетингового анализа и основой для разработки рыночных стратегий. Предлагаются рыночные стратегии ведения спутникового бизнеса, в частности в области дистанционного зондирования Земли и телекоммуникаций, определенные на основе сегментации рынка и изучения привлекательности каждого сегмента. Учтены современные рыночные условия, которые характеризуются динамичностью и сложностью конъюнктуры рынка, усилением конкурентной борьбы.

Ключевые слова: космический аппарат, рынок спутниковых технологий, правительственный сектор рынка, коммерческий сектор рынка, наноспутники, микроспутники, сегменты рынка, конкуренция, рентабельность, рыночная стратегия, целевой потребитель.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что сегментирование рынка — процесс разбивки потребителей или потенциальных потребителей на рынке на различные группы (или сегменты), в рамках которых потребители имеют схожие или аналогичные запросы, — имеет для любой компании стратегическое значение, поскольку определяет область деятельности и идентифицирует факторы, ключевые для достижения цели компании. Компания, разрабатывающая такую высокотехнологичную и наукоемкую продукцию, как спутники и космические системы, заведомо несет большие финансовые риски. Такая компания, выходя на рынок, должна заранее определить, на каких отдельных целевых группах она сфокусирует усилия, предлагая адаптированные к специфическим проблемам этих групп решения, так называемые товарные

предложения, поскольку запросы и требования целевых потребителей определяют технический облик спутников. Кроме того, для успешной деятельности компания должна проявлять гибкость и уметь быстро адаптироваться к новым условиям рынка, так как спутниковые технологии активно развиваются и изменяются.

Исходя из теории, задачей сегментации может быть определение:

- незанятой рыночной зоны (где нет конкуренции или она слаба);
- зоны активной покупательской реакции на маркетинговые действия;
- рыночной зоны, где норма прибыли выше средней.

Сегментация позволяет сразу отбросить сегменты, которые не интересны для предприятия с точки зрения несоответствия товара его специализации. Сегменты с очень высоким уровнем конкуренции, которые характеризуются непреодолимыми преградами для захода предприятия



Рис. 1. Емкость сегментов на мировом рынке производства КА в 2012 г.

в этот сегмент, как правило, могут иметь узкие ниши, где уникальность (оригинальность) товара или формы обслуживания позволяет компании быть конкурентоспособной. Как правило, поиск таких ниш открывает дополнительные перспективы роста, однако ниши характеризуются низкой емкостью.

Для того чтобы правильно осуществить сегментирование рынка и определение целевых групп потребителей, необходимо провести адекватное рыночное исследование. Для этого необходимо иметь исчерпывающую информацию о запросах потребителей, их приоритетах, о состоянии рынка в каждом его сегменте.

Согласно открытым источникам информации [<http://esogusrace.me/>], данные из которых приведены в табл. 1, экономически наиболее

эффективной сферой деятельности на рынке спутниковых технологий продолжает оставаться сфера телекоммуникации и связи. При этом основные доходы получают поставщики услуг наземного оборудования и дополнительных услуг, а производство КА связи имеет невысокую экономическую эффективность, как и КА ДЗЗ. Коммерческие аппараты, выводимые на геоостационарные орбиты (ГСО), являются основным источником дохода для сегмента производства КА коммерческого рынка. Согласно отчету консалтинговой компании Northern Sky Research (NSR) [2] данный сегмент рынка находится в прямой зависимости от объема финансовых средств, вкладываемых в развитие отрасли со стороны гражданских и военных организаций. В 2012 г. телекоммуникационные коммерческие аппараты, выводимые на ГСО, составили 21 % мирового рынка спутников. В свою очередь, государственные телекоммуникационные аппараты, выводимые на ГСО, составили всего 8 %, что видно из рис. 1.

На мировом рынке спутников производство аппаратов ДЗЗ в 2012 г. согласно данным Northern Sky Research (NSR) [2] распределилось следующим образом (см. рис. 1):

- 17 % от общего объема рынка КА — аппараты ДЗЗ, выведенные на ГСО;
- 16 % от общего объема рынка КА — правительственные аппараты ДЗЗ, выведенные на другие орбиты;

Таблица 1. Экономическая привлекательность секторов рынка спутниковых технологий

Сектор	Услуги	Связь		ДЗЗ		Навигация	
		Количество компаний	Эффект от вложения 1 дол. в производство КА	Количество компаний	Эффект от вложения 1 дол. в производство КА	Количество компаний	Эффект от вложения 1 дол. в производство КА
Космический сектор	Космическая индустрия	~20	1	10	1	Государство	
	Услуги по запуску аппаратов	~10	0.8	~10	0.8		
Операторы	Лизинг или сдача в аренду емкости	~50	3.9	Мало	1		
Телекоммуникационный сектор	Наземное оборудование потребителей и терминалы	Много	16.7	Мало	1	Мало	1
	Дополнительные услуги	Много	30	Много	2.6	Много	2.4

• 4 % от общего объема рынка КА — коммерческие аппараты ДЗЗ, выведенные на другие орбиты.

Заказы на спутники на мировом рынке согласно прогнозам NSR [2] в 2015 г. распределяться следующим образом: 53 % мирового объема запущенных спутников придется на правительственный сектор (государственные и военные спутники), 47 % — на коммерческий сектор. По прогнозам NSR данная тенденция по распределению заказов сохранится и в ближайшее десятилетие, что видно из рис. 2.

Необходимо отметить, что в данном сегменте объемы коммерческого рынка составляют не более 20 % от общих объемов, а следовательно, коммерческая деятельность в данном сегменте рынка является ограниченной. По состоянию на 2014 г. выручка на коммерческом рынке ДЗЗ составляла всего около 200 млн долл. [3]. Особенно усложнило рыночную ситуацию то обстоятельство, что в 2014 г. мировой лидер в лице американской компании «Digital Globe» предложил услугу по предоставлению снимков с космического аппарата «WorldView-3» с беспрецедентным разрешением в 30 см (предельное значение составляет 15–20 см в зависимости от состояния атмосферы), что для основной массы операторов, работающих на рынке, сделало крайне сложной конкуренцию за потребителя.

Наиболее активно развивается рынок малых космических аппаратов (массовый диапазон до 500 кг), которые составляют более 60 % рынка. На рис. 3 представлено распределение космических аппаратов по массе в период с 2010 г. по март 2015 г. Виден стремительный рост количества малых космических аппаратов (МКА), особенно в массовом диапазоне до 50 кг. Рост рынка МКА связан с уменьшением габаритов и массы платформы и ПН из-за продолжающейся миниатюризации и снижения энергопотребления электронных компонентов. Немаловажным фактором роста рынка МКА является стоимость запуска, которая у МКА значительно ниже, чем у «тяжелых» космических аппаратов. Такие спутники можно выводить в космос в качестве вторичной полезной нагрузки или же в качестве основной — большой группировкой в десятки и

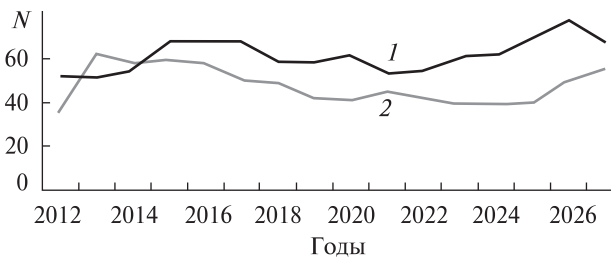


Рис. 2. Количество N запущенных и планируемых к запуску спутников: 1 — государственные и военные КА, 2 — коммерческие КА

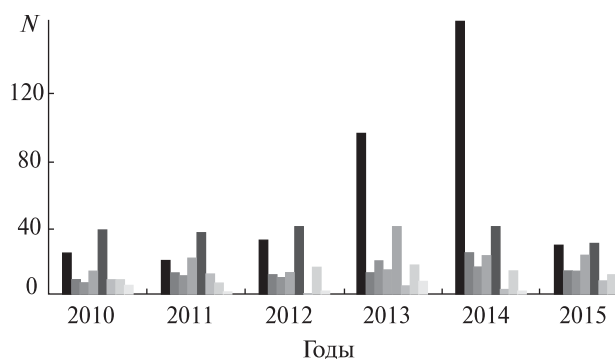


Рис. 3. Тенденции распределения количества N КА по массам

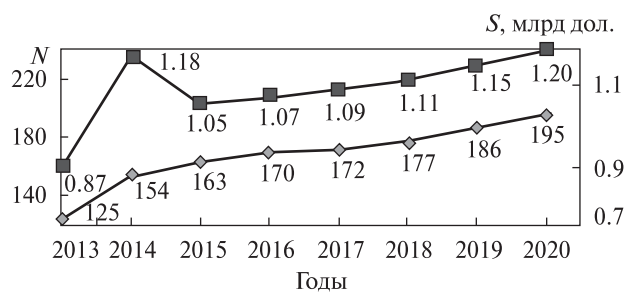


Рис. 4. Динамика мирового рынка малых космических аппаратов: ромбики — количество МКА (шкала слева); квадратики — суммарная стоимость МКА (шкала справа)

даже сотни спутников. По качеству съемки малые спутники не могут состязаться со спутниками-шпионами, которые имеют оптические системы с зеркалами диаметром более 2 м, однако у них есть другое, гораздо более важное свойство — высокая частота съемки.

Эксперты компании «Marketsand Markets» в своем исследовании прогнозируют рост рынка нано- и микроспутников с 702.4 млн долларов в 2014 г. до 1.887 млрд долларов в 2019 г. Ежегодный рост составит 21.8 %, причем крупнейшим заказчиком будет коммерческий сектор. В настоящее время интерес к разработке МКА проявляют такие гиганты авиакосмической промышленности, как «Northrop Gruman», «Raytheon», «Surrey Satellite Technologies», «Sierra Nevada Corp», «Clyde Space» и многие другие.

Анализ показал, что основными факторами риска при изготовлении космических аппаратов и их комплектующих являются:

1) риск ликвидности, соответствующий изменению индикаторов рынка, которые могут привести к увеличению стоимости кредита или даже к временному ограничению доступа к внешним источникам финансирования. Изменение процентной ставки по кредитам может привести к потере рентабельности бизнеса;

2) изменение котировок курсов валют;

3) риски, связанные с ограничениями на импорт/экспорт;

4) риски, связанные с использованием интеллектуальной собственности. Например, последний иск корпорации «ViaSat» привел к возмещению 100 млн долларов;

5) риски, связанные с действиями иностранных космических агентств в области повышения конкурентоспособности национальных продуктов;

6) риски нестабильности финансирования со стороны государственных потребителей;

7) сложность прогнозирования цены на начальном этапе производства;

8) политические риски;

9) риски работы с кооперацией. Экономическая зависимость многих предприятий от единственного заказчика [<http://ecoruspace.me>].

Существенные риски деятельности на рынке спутниковых технологий связаны с тем, что большинство стран мира зависят от США в поставках критических космических технологий.

Следует отметить, что результатом сегментации и анализа рисков и привлекательности для предприятия того или иного сегмента рын-

ка является обобщенная интегральная оценка привлекательности рынка. Оценка привлекательности рынка спутниковых технологий в настоящей статье была проведена на основе структурно-логической модели первичного анализа уровня привлекательности рынков РКТ [<http://www.seradata.com/>]. Рынок спутниковых технологий для проведения данного анализа был разделен на следующие сегменты:

- сегмент производства спутников ДЗЗ (подсегменты: 1) среднего и высокого разрешения, 2) сверхвысокого разрешения);

- сегмент производства спутников связи (подсегменты: 1) геостационарных КА, 2) низкоорбитальных КА);

- сегмент производства научных и технологических КА;

- сегмент производства компонентов КА (подсегменты: 1) низкоорбитальных КА, 2) геостационарных КА);

- новые сегменты, отсутствующие на рынке или только зарождающиеся, определяемые инновационными разработками в сфере спутниковых технологий.

В соответствии с методикой [<http://www.seradata.com/>] для определения привлекательности рынка проводится определение доступности его сегментов для предприятия, перспективности по спросу (рост или падение спроса, превышение спроса над предложением), по уровню рентабельности деятельности на нем предприятия и по характеру конкуренции.

Доступность сегмента рынка определяется в основном законодательными ограничениями на деятельность компаний на данном рынке (космические стратегии стран, международные соглашения, закрытые тендерные процедуры). Если рынок по определению закрыт для компании, то не имеет смысла на него выходить. Также на доступность сегмента влияют риски, связанные с интеллектуальной собственностью. Ограничения поставок ключевых компонентов КА делают работу в сегменте невозможной для компании, не имеющей доступа к данным комплектующим.

Перспективность по спросу выявляется в ходе маркетингового анализа. Если спрос невысок,

Таблица 2. Анализ привлекательности сегментов спутникового рынка

Сегмент рынка	Доступность	Спрос	Рентабельность	Конкуренция
КА ДЗЗ:	Средняя	Низкий для 1), средний для 2)	Низкая для 1), высокая для 2)	Острая
1) среднего и высокого разре- шения	Стратегии развитых космических стран предполагают собс- твенное производство КА ДЗЗ. Доступны формирующийся ком- мерческий рынок и рынок развивающихся стран	Спрос не превышает предложение, не име- ет тенденции к росту	На рынке идет борьба за снижение издержек на производство КА. Эффект от вложения инвестиций самый низкий на рынке (табл. 1)	Рынок олигополюсный. Конкуренция острая — на одного заказчика приходится около 10 производителей
2) сверхвысоко- го разрешения	Есть ограничения на поставку сканеров сверхвысокого разре- шения. Доступен рынок развивающихся стран	Предложение мень- ше, чем в сегменте среднего и высокого разрешения. Спрос более высокий и имеет тенденцию к росту	Рентабельность более высокая, чем для 1)	Рынок олигополюсный. Конкуренция менее острая, чем для 1). В сегменте есть лидеры с устоявшимся имиджем
КА связи:	Средняя для 1) Доступная для 2)	Низкий для 1) Средний для 2)	Высокая	Острая
1) геостацио- нарные	Стратегии развитых космических стран предполагают собс- твенное производство КА. Доступны фор- мирующийся коммер- ческий рынок и рынок развивающихся стран	Спрос начинает падать из-за загру- женности геостаци- онарной орбиты и насыщения рынка	Самый рентабельный сегмент рынка	Рынок олигополюсный. Конкуренция острая. В сегменте есть ли- деры с устоявшимся имиджем
2) низкоорби- тальные	Подсегмент носит коммерческий харак- тер и является доступ- ным	Широкий спрос удов- летворен имеющи- мися группировками. Однако есть незапол- ненные ниши специа- лизированной связи	Рентабельный сегмент	Рынок олигополюсный. Конкуренция менее острая. В сегменте есть лидеры с устоявшимся имиджем и высокой рыночной долей
Научные и техно- логические КА	Доступный	Средний	Низкая	Высокая
Компоненты КА:	Доступный	Средний	Средняя	Средняя
Геостационар- ных и низко- орбитальных	Возможно участие в программах фирм из развитых и развиваю- щихся стран, коммер- ческих компаний	Есть спрос на недо- рогие компоненты, позволяющие снизить цену КА	Средняя рентабель- ность	Конкуренция свобод- ная, не острая
Инновационные КА	Доступный	Нужно формировать	Высокая	Отсутствует

не прогнозируется его рост или спрос значительно ниже предложения, то продвижение на таком рынке может стать слишком дорогостоящим и малоуспешным.

Рентабельность деятельности предприятия на данном рынке исследуется, исходя из анализа затрат предприятия на производство продукта в сравнении с возможными поступлениями от его продажи на данном рынке. Если деятельность предприятия на данном рынке нерентабельна, то из коммерческих соображений не имеет смысла на него выходить. При оценке данного показателя необходимо учитывать вышеперечисленные финансово-экономические риски.

Характер конкуренции на рынке существенно влияет на его привлекательность. Если рынок монополизирован, то есть значительные препятствия выхода на этот рынок. Если конкуренция острая, то необходима дорогостоящая маркетинговая кампания, которая еще и не будет гарантом успешных продаж.

Классификация указанных сегментов рынка по привлекательности по результатам анализа рынка приведена в табл. 2. Как видно, в сегменте рынка КА ДЗЗ среднего и высокого разрешения самая проблемная ситуация, поэтому можно сделать вывод о непривлекательности данного сегмента рынка. Определенно большую привлекательность — на уровне средней, имеет сегмент КА ДЗЗ со сверхвысоким разрешением.

Рынок КА связи имеет среднюю привлекательность (спрос и конкуренция имеют отрицательные и средние показатели, а рентабельность и доступность — положительные). Более привле-

кательным является в настоящее время рынок низкоорбитальных КА связи в случае предложения инновационной по сути системы связи для нового класса потребителей. Однако очевидно, что рынок этот сложный как с точки зрения продукции, так и с точки зрения маркетинга из-за высокого уровня конкуренции.

Рынок научных и технологических КА имеет средний уровень привлекательности, так как, с одной стороны, не сможет обеспечить высокий доход и рентабельность и на рынке конкурирует множество разработчиков подобных КА, с другой стороны — имеется спрос при отсутствии ограничений.

Рынок компонентов КА наиболее привлекателен, поскольку на нем наименьшее число ограничений, компании-производители КА, остро конкурирующие по цене, нуждаются в поставщиках недорогих компонентов при экономически правильном подходе к производству компонентов, их продажа может быть рентабельной, хотя суммарный доход от продаж не будет достаточно большим, конкуренция на этом рынке в основном свободная, что делает выход на него простым.

Недостатком данного сегмента является необходимость продаж большого количества разных товаров (компонентов КА) для достижения денежного потока, сопоставимого с доходами от продажи КА.

Наиболее рискованным, однако и наиболее привлекательным является предложение инновационных КА. Опыт успешных стартапов («Даурия Аэропейс», SSTL и др.) демонстрирует те

Таблица 3. Интегральная оценка привлекательности сегментов рынка спутниковых технологий

Сегмент рынка	Привлекательность сегмента
КА ДЗЗ высокого и среднего разрешения	Низкая
КА ДЗЗ сверхвысокого разрешения	Средняя
КА связи геостационарные	Средняя
КА связи низкоорбитальные (нетрадиционные)	Высокая
Научные и технологические КА	Средняя
Компоненты КА	Высокая
Инновационные КА, формирующие новые сегменты рынка	Высокая

выгоды, которые можно получить, разработав и выведя на рынок новый продукт, формирующий новый рыночный сегмент. Хотя при этом необходима кропотливая работа по формированию спроса.

В табл. 3 приведена интегральная оценка привлекательности сегментов рынка спутниковых технологий. Выявленное распределение привлекательности сегментов рынка обуславливает выбор компаниями, работающими на рынке спутниковых технологий, инновационных стратегий.

В работе [1] предлагается несколько подходов к выбору стратегии поведения компании в условиях низкой и средней привлекательности традиционных сегментов рынка КА.

1. Подход на основе уменьшения массы КА и расширения спутниковой группировки.

С учетом сложившихся условий и технологических возможностей предлагается создавать спутники меньшего размера в комплексе с увеличением размера спутниковых группировок. Такой подход приведет к увеличению масштаба производства и более стабильному производственному темпу. Стабильный производственный процесс позволит прийти к:

- снижению стоимости продукции за счет экономии от масштаба;
- повышению качества и темпов производства за счет эффекта конвейера;
- улучшению и более частому обновлению производственной базы за счет увеличения прибыльности производства;
- более быстрому внедрению достижений науки в производство за счет концентрации на более узком участке работ.

2. Подход на основе унификации и разделения платформы и полезной нагрузки (ПН).

Исторически сложившийся подход к проектированию спутников был нацелен на создание высокоиндивидуализированных платформ спутников для каждой миссии. Сейчас рыночная тенденция состоит в стандартизации платформ спутников, а усилия разработчиков направлены на усовершенствование полезных нагрузок. Считая полезные нагрузки основным элементом архитектуры построения миссий, можно создать

продукт, который сможет летать как на специально созданной универсальной платформе, так и как дополнительная ПН с минимальными доработками при производстве. Смещение акцента приведет к борьбе за серийный заказ платформ спутников, а также к возникновению рынка услуг по размещению дополнительной ПН на различных КА. Новая стратегия заключается в том, чтобы получить преимущества размещения чужой ПН на своей спутниковой платформе и обеспечить её быстрый запуск на орбиту в сжатые сроки. Это приведет к значительному снижению цены для потребителей услуг.

Второй аспект, который необходимо учитывать, — это объем функций, которые целесообразно включить в ПН одного КА. Большее количество меньших по размеру ПН создает новые возможности. Достаточное количество одинаковых ПН в архитектуре миссии позволяет снизить технический риск, более индивидуально подойти к вопросу обеспечения успеха миссии, а также получить экономию от масштаба при производстве.

Другой стратегией, способной преодолеть неблагоприятное для производителей КА положение на рынке, является бизнес-модель *Revoluzione* [<http://www.au.af.mil/au/ssq/2012/spring/pawlikowski.pdf>], которая базируется на переходе от больших КА связи к интегрированным группировкам средних КА, что позволяет снизить вдвое первоначальные инвестиции при выходе на рынок и при расширении спектра услуг. Техническое решение *Revoluzione* позволяет более продуктивное использование мест на орбите. Возможность постепенно увеличивать рынки услуг очень привлекательна для провайдеров спутниковых услуг, так как позволяет им более эффективно следовать рыночным тенденциям.

Главная привлекательная идея данной модели — разделение прав собственности на платформу и полезную нагрузку КА. При этом оператор КА за повременную арендную плату в виде роялти (доли от доходов поставщика услуг связи) предоставляет место для поставщика услуг связи на своей спутниковой платформе. Это позволяет создателям КА получать с самого высокодоход-

ного сегмента космического рынка постоянный доход и не зависеть от периодичности заказов на создание КА.

Следует отметить, что обе предложенные модели предполагают отказ от единичных крупных спутников, а также разделение прав собственности на платформу КА и на его полезную нагрузку. Также для обеих моделей привлекательной является компоновка полезных нагрузок от разных собственников в рамках одной космической системы и получение производителями платформ (владельцами космической системы) постоянного дохода с рынка от владельцев полезных нагрузок. Реализация указанных стратегий мировыми производителями КА привела к снижению массы КА.

Для компании-разработчика и производителя КА целевыми потребителями являются, в первую очередь, государственные заказчики, которые, как правило, заявляют о своих потребностях в спутнике через открытые или закрытые тендеры. При этом на мировом ракетно-космическом рынке наблюдается устойчивая тенденция (в особенности на американском рынке) привлечения национальными государственными компаниями коммерческих компаний для разработки продукции и оказания услуг на коммерческой основе [<http://portal.tugraz.at/>].

Однако в условиях жесткой конкуренции на мировом космическом рынке конкурентные преимущества имеют вертикально интегрированные корпорации, которые оптимизировали структуру управления, сконцентрировали научно-технический потенциал на разработке продукции, имеют больше возможностей расширения рынков сбыта и стабилизации финансовой ситуации. Поэтому для работы на спутниковом рынке предлагается применение стратегии создания международных вертикально интегрированных стратегических альянсов, что оправдано в условиях глобализации рынков. Важным критерием успешности вертикально интегрированного стратегического альянса является вопрос рентабельности деятельности, для достижения которой необходимо жесткое регламентирование затрат до максимально низкого уровня, серийность разработок, максимальная надежность

разрабатываемых спутников, космических систем, комплектующих, длительный срок функционирования спутников на орбите, инновационные подходы к проведению технологических процессов.

Создание стратегических вертикально интегрированных альянсов позволяет выйти на конечного потребителя с обеспечением выполнения всех потребностей заказчика «под ключ» и осуществлять услуги на коммерческой основе, в том числе — для государственных предприятий. Заключение такого альянса между компаниями-резидентами разных стран существенно расширяет рынок сбыта и повышает вероятность привлечения заказчиков, оптимизируя процессы взаимодействия с заказчиком. В зависимости от типа консолидации нескольких компаний, направленности их деятельности образованный альянс может значительно упростить каналы взаимодействия с заказчиками, существенно расширить перечень предлагаемых возможностей либо позволит сконцентрировать усилия на выполнении определенной специализации «под ключ».

ВЫВОДЫ

По результатам проведенного анализа видно, что традиционный рынок КА ДЗЗ теряет коммерческую привлекательность, для успешной работы на нем нужны новые технологии и бизнес-модели, спрос на рынке ниже, чем предложение, конкуренция крайне острая, основу спроса формируют государственные заказчики, а не массовый потребитель. Эти факторы обуславливают существенные трудности для любой компании при работе на рынке. Исходя из проблем на рынке КА ДЗЗ, общим для всех развитых компаний условием конкурентоспособности стала диверсификация направлений деятельности при вертикальной интеграции бизнеса, а также формирование новых ниш за счет выхода на рынок с инновационными продуктами и новыми схемами ведения бизнеса. Вместо дорогостоящих КА, продуктов и услуг активно развиваются сегменты микро- (100 кг) и наноразмерных спутников (5—10 кг). Компании фокусируются на рынке недорогих МКА с невысокими техни-

ческими возможностями, сравнительно коротким сроком службы на орбите (до 4 лет) и ориентируются на создание группировок и формаций таких КА. Исходя из проблемной коммерческой ситуации на рынке, зарубежными специалистами были предложены новые стратегии деятельности отрасли, базирующиеся на создании кластеров, группировок, формаций малых КА, предоставляющих услуги массовому потребителю и государственным органам. Эти стратегии нашли воплощение в США. Для коммерческих компаний (в том числе иностранных) данная стратегия позволяет получить доступ на рынок правительственных заказов США при предложении конкурентоспособных нано- или микроплатформ (желательно производимых совместно с американской компанией) или возможностей размещения полезных нагрузок США в качестве дополнительных.

Новые подходы к спутниковому бизнесу также нашли отражение в стратегии, предусматривающей разделение прав собственности на платформу и полезную нагрузку КА. При этом оператор КА за повременную арендную плату в виде роялти (доли от доходов поставщика услуг связи) предоставляет место для поставщика услуг связи на своей спутниковой платформе. Это позволяет создателям КА получать с самого высокодоходного сегмента космического рынка постоянный доход и не зависеть от периодичности заказов на создание КА. Оптимальной стратегией работы на производителя КА на рынке является стратегия создания вертикально интегрированных стратегических международных альянсов.

1. Ермоленко Е. А., Воротников В. А. Структурно-логическая модель первичного анализа уровня привлекательности рынков ракетно-космической техники // Вестник социально-эконом. исслед. — Одесса: Изд-во Одесского нац. эконом. ун-та, 2013. — С. 66—76.
2. *Satellite Manufacturing and Launch Services: 3rd Ed.* // Northern Sky Research Report. — USA, 2013. — 17 p.
3. *Satellites to be Built & Launched by 2021: A Euroconsalt Research Report* // Euroconsalt. — France, 2011. — 224 p.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

Є. О. Єрмоленко, Т. О. Удовиченко

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

РОЗРОБКА РИНКОВИХ СТРАТЕГІЙ НА РИНКУ СУПУТНИКОВИХ ТЕХНОЛОГІЙ ЗА РЕЗУЛЬТАТАМИ МАРКЕТИНГОВИХ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА АНАЛІЗУ ПРИВАБЛИВОСТІ СЕГМЕНТІВ РИНКУ

Аналіз привабливості сегментів ринку для просування товарів є однією з ключових форм стратегічного маркетингового аналізу та основою для розробки ринкових стратегій. Пропонуються ринкові стратегії ведення супутникового бізнесу, зокрема в галузі дистанційного зондування Землі та телекомунікацій, визначені на основі сегментації ринку і вивчення привабливості кожного сегменту. Враховані сучасні ринкові умови, які характеризуються динамічністю і складністю кон'юнктури ринку, посиленням конкурентної боротьби.

Ключові слова: космічний апарат, ринок супутникових технологій, урядовий сектор ринку, комерційний сектор ринку, наносупутники, мікросупутники, сегменти ринку, конкуренція, рентабельність, ринкова стратегія, цільовий споживач.

Ye. A. Yermolenko, T. A. Udovichenko

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

MARKETING STRATEGIES DEVELOPMENT ON THE SATELLITE TECHNOLOGY MARKET BASED ON MARKETING RESEARCH AND ANALYSIS OF THE MARKET SEGMENTS ATTRACTIVENESS

The analysis of the market segments attractiveness to promote products is one of the key forms of strategic marketing analysis. As for the satellite technologies market, the product is designed for both, individual consumers with the highest possible customer satisfaction and for certain groups of consumers with the product customization to their specific needs. The correct definition of consumer groups is a critical factor in the marketing effectiveness. Market segmentation allows determining the capacity and rate of the segments attractiveness as well as develops an economically-attractive segment entry strategy. In this paper the market strategies for satellite business, in particular, for the remote sensing of the Earth and telecommunications, are proposed based on the analysis of different approaches in the global market, market segmentation as well as attractiveness determination of the each segment. The current market conditions which are characterized by dynamics and complexity of the market and increased competition are taken into account

Key words: spacecraft, satellite technology market, market government of sector, market commercial of sector, nanosatellites, microsatellites, market segments, competition, profitability, market strategy, target customer.

А. В. Новиков, В. Д. Ткаченко

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

ПОДГОТОВКА ИНЖЕНЕРНЫХ КАДРОВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ: СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД И ВЗАИМОДЕЙСТВИЕ

Анализируется опыт и результаты взаимодействия предприятий промышленности и университетов по подготовке специалистов для ракетной промышленности по схеме непрерывного космического образования. Рассматриваются возможности модернизации аэрокосмического образования через международное сотрудничество промышленных предприятий и университетов в рамках проектов по программе Европейского Союза Тетрис. Развитие сотрудничества университетов и предприятий промышленности способствует повышению качества подготовки кадров и обеспечению высокого научно-технического уровня разработок ракетно-космической техники.

Ключевые слова: инженерное образование, подготовка кадров, система непрерывного аэрокосмического образования.

Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М. К. Янгеля» — головная организация ракетно-космической отрасли Украины и одна из крупнейших в мире организаций по разработке ракетно-космической техники. В настоящее время КБ «Южное» активно участвует в реализации крупных международных космических проектов, таких как «Морской старт», «Наземный старт», «Днепр», «Циклон-4», «Вега», «Антарес» и других в кооперации с ведущими корпорациями США, России, Норвегии, Бразилии, Италии.

Для разработки такой сложной техники, как ракетно-космическая, необходимы специалисты высокой квалификации. В Советском Союзе действовала система кадрового обеспечения ракетно-космической отрасли, которая успешно функционировала в условиях государственного планового хозяйства. В частности, при создании Днепропетровского ракетного центра (включающего КБ «Южное» и Южный маши-

ностроительный завод) он комплектовался лучшими представителями ведущих научных школ СССР — выпускниками Московского авиационного института, Московского высшего технического училища им. Баумана, Московского университета, Ленинградского военно-механического института, Харьковского авиационного института, Казанского авиационного института и многих других высших учебных заведений. Одновременно в составе Днепропетровского университета в начале 1950-х годов был создан физико-технический факультет для подготовки на месте инженеров и учёных для ракетной промышленности, выпустивший за 50 лет более 20 тысяч специалистов.

В рамках независимой Украины круг учебных заведений, поставляющих кадры для ракетно-космической отрасли, резко сузился, в основном это Днепропетровский национальный университет, Харьковский авиационный институт, Киевский политехнический институт. В новых условиях экономического и социального развития Украины как космической державы появилась необходимость формирования новой концеп-

ции решения задачи обеспечения ракетно-космической отрасли высококвалифицированными инженерами и учёными, повышения эффективности системы инженерного образования. Основные проблемы, связанные с обеспечением ракетно-космической отрасли инженерными и научными кадрами, сегодня следующие:

- старение кадрового состава предприятий, уменьшение прослойки специалистов в возрасте 30—45 лет, что приводит к нарушению преемственности поколений, ослаблению или утрате научных школ, создававшихся десятилетиями;
- молодое поколение сегодня не считает работу ученого, инженера, престижной, что создает значительные трудности в привлечении и закреплении на предприятии перспективных молодых специалистов;
- снижение уровня подготовки в общеобразовательных школах и колледжах, что создает значительные трудности при подготовке специалистов в вузах для высокотехнологичных предприятий;
- недостаточное участие научно-исследовательских институтов и промышленных предприятий в подготовке специалистов;
- недостаточное участие профессорско-преподавательского состава вузов, аспирантов, студентов в решении актуальных научно-технических проблем предприятий;
- практически отсутствует юридическая база и механизмы распределения на предприятия молодых специалистов, получивших образование за счет государственного бюджета.

Общая стратегия решения этой проблемы заключается в том, чтобы объединить усилия средней школы, высших учебных заведений, научно-исследовательских институтов и предприятий промышленности для раннего выявления наиболее способных учеников и вовлечения их в систему подготовки специалистов для ракетно-космической отрасли по схеме непрерывного образования: школа — ВУЗ — предприятие [1].

Очень важным звеном в построении системы непрерывного образования является сотрудничество промышленности и высших учебных заведений в области подготовки специалистов. Удачным примером такого сотрудничества яв-

ляется взаимодействие в течение многих лет КБ «Южное», Южного машиностроительного завода и Днепропетровского национального университета, когда ученые и специалисты промышленности активно участвуют в учебном процессе, а преподаватели и студенты — в решении актуальных научно-технических проблем.

Учебный процесс физико-технического факультета Днепропетровского национального университета с момента его создания был тесно увязан с научной и производственной деятельностью КБ и завода. КБ и завод помогали университету создавать собственную лабораторную базу. Подобная интегрированная система подготовки специалистов дает возможность наиболее рационально сочетать университетское техническое образование с отраслевой наукой и производством.

Формы сотрудничества высшей школы и промышленности непрерывно изменяются и совершенствуются. В настоящее время в КБ «Южное» и Южном машиностроительном заводе функционирует ряд филиалов кафедр Днепропетровского национального университета и кафедры Харьковского Национального аэрокосмического университета. На этих кафедрах учеными и специалистами КБ и завода ведется обучение студентов старших курсов Днепропетровского национального университета и Харьковского Национального аэрокосмического университета. Преподаватели КБ «Южное» помимо хорошей теоретической подготовки владеют богатым практическим опытом проектирования, конструирования и экспериментальной отработки ракетно-космической техники, чего обычно не хватает штатным преподавателям вузов. В результате студенты учатся передовым технологиям и адаптируются к условиям предприятия. Это способствует притоку талантливой молодежи в промышленность и научно-исследовательские центры, способствует повышению качества инженерного образования и закреплению молодых специалистов на предприятии. В настоящее время в ГП «КБ «Южное» работает более 1800 сотрудников в возрасте до 35 лет, что составляет треть кадрового состава предприятия. Развитие взаимодействия университетов и предприятий

промышленности в результате синергетического эффекта приводит к повышению научно-технического потенциала обеих сторон, способствует повышению качества подготовки инженерных и научных кадров, а также обеспечению высокого научного уровня разработок ракетно-космической техники.

Одним из направлений дальнейшего совершенствования качества подготовки специалистов является развитие международного сотрудничества университетов и промышленных предприятий для обмена накопленным опытом, модернизации учебных программ, формирования общей стратегии подготовки и трудоустройства выпускников аэрокосмических учебных заведений. ГП «КБ «Южное» сотрудничает с европейскими, российскими и украинскими университетами по проектам в рамках программы Европейского Союза TEMPUS, где участвует как заказчик и эксперт разрабатываемых учебных программ, передает университетам свой опыт в области научной и инновационной деятельности.

Например, сотрудничество университетов и промышленных предприятий в рамках проекта TEMPUS «Реформирование учебных программ в области космических технологий в Казахстане, России и Украине» (2009—2011 гг.), в котором участвовали все ведущие аэрокосмические университеты Украины (ДНУ, КПИ, ХАИ), а также ведущие университеты Европы, России и Казахстана позволило получить целый ряд позитивных результатов:

- в университетах Украины, России и Казахстана внедрены новые учебные программы по проектированию микроспутников (на базе передовых технологий Берлинского университета) и менеджменту аэрокосмической промышленности;
- созданы и оснащены новые учебные лаборатории микроспутников и компьютерные классы проектных и конструкторских работ, а также планирования и анализа бизнес-процессов;
- участники проекта ознакомились с достижениями известных научных школ Европы, России и Украины в области космических исследований, обменялись опытом организации учебного процесса;

- молодые преподаватели и студенты в результате проведенных тренингов значительно повысили свою квалификацию.

В целом это позволило перейти на новый уровень обучения студентов, создать для них мотивацию освоения передовых космических технологий. Коллективная работа университетов и предприятий промышленности привела не только к взаимному обогащению знаниями. Сформировались общие подходы по развитию системы аэрокосмического образования и ее унификации. В частности, оказалось, что вопросы построения системы непрерывного космического образования, усиления роли научных организаций и промышленных предприятий в подготовке и трудоустройстве специалистов являются актуальными не только для Украины, но и для других стран. Важнейшим результатом проекта является то, что сложилась кооперация научных коллективов, способных вместе решать сложные задачи в области космических исследований. Одно из уже реализуемых направлений сотрудничества — разработка студенческих спутников и запуск их на орбиту на ракетах-носителях КБ «Южное».

В настоящее время в рамках программы TEMPUS проводятся работы по проектам «Национальная образовательная инфраструктура совершенствования инновационной и предпринимательской деятельности IT-студентов» и «Новая модель третьего уровня высшего инженерного образования в соответствии с рекомендациями Болонского процесса в университетах Белоруссии, России и Украины». Готовится проект в рамках Европейской программы совершенствования высшего образования ERASMUS+ «Новые учебные программы по перспективному материаловедению и технологиям для аэрокосмической техники». Выполнение этих проектов является продолжением начатой работы по улучшению качества инженерного образования в Украине с использованием Европейского опыта и повышению уровня подготовки специалистов ГП «КБ «Южное».

Системное взаимодействие университетов и предприятий промышленности позволяет найти пути решения проблемы обеспечения квалифи-

цированими кадрами підприємств такої наукової та високотехнологічної галузі як ракетно-космічна промисловість, сприяє скорейшій інтеграції випускників університетів в сучасне виробництво, в тому числі для реалізації великих міжнародних космічних проєктів.

1. Novykov O. V., Perlik V. I., Dzhrur E. O. Experience of high school cooperation with manufacturing enterprise while training rocket and space industry experts // IAC-53. — Texas, 2001.
2. Novykov O. V., Perlik V. I., Polyakov M. V., Khutoryni V. V. Continues space education system and its role in increasing efficiency of engineering staff training for Ukraine space rocket industry // Acta Astronautica. — 2008. — P. 33—35.

Стаття надійшла до редакції 21.07.15

О. В. Новиков, В. Д. Ткаченко

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

ПІДГОТОВКА ІНЖЕНЕРНИХ КАДРІВ ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ ГАЛУЗІ: СИСТЕМНИЙ ПІДХІД І ВЗАЄМОДІЯ

Аналізується досвід і результати взаємодії підприємств промисловості та університетів щодо підготовки фахівців для ракетної промисловості за схемою безперервної космічної освіти. Розглядаються можливості модернізації аерокосмічної освіти через міжнародне співробітництво

промислових підприємств і університетів у рамках проєктів за програмою Європейського Союзу Tempus. Розвиток співробітництва університетів і підприємств промисловості сприяє підвищенню якості підготовки кадрів і забезпеченню високого науково-технічного рівня розробок ракетно-космічної техніки.

Ключові слова: інженерна освіта, підготовка кадрів, система безперервної аерокосмічної освіти.

O. V. Novykov, V. D. Tkachenko

Yuzhnoye State Design Office, Dnipropetrovsk

ENGINEERING EDUCATION FOR AEROSPACE INDUSTRY: SYSTEMATIC APPROACH AND COOPERATION

To maintain and to develop further aerospace industry of Ukraine it is essentially important to create efficient education system for engineering and research personnel. Existent problems of the personnel training for aerospace industry in Ukraine and ways for their resolving are reviewed in this article. Particularly we analyze the best practices and results of cooperation between industry companies and universities concerning human resource development for rocket industry in accordance with continuous space educational scheme. Modernization of aerospace education through international cooperation of industry companies and universities in the frame of Tempus European program is considered. Development of cooperation between universities and industry companies promotes to improving the engineering and scientific personnel training and provides high scientific level of aerospace technology design.

Key words: engineering education, personnel training, continuous education system.

АРТЕМЕНКО Ольга Анатоліївна — старший науковий співробітник відділу клітинної біології та анатомії Інституту ботаніки ім. М. Г. Холодного Національної академії наук України, кандидат біологічних наук, лауреат Державної премії для молодих вчених в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — клітинна біологія та анатомія.

БАБИК Юрій Вікторович — науковий співробітник лабораторії астроінформатики відділу АКЮЦ Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, рентгєнівська і гамма-астрономія.

БІЛОУСОВ Костянтин Георгійович — заступник головного конструктора-начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

БУСКО Тетяна Олегівна — молодший науковий співробітник кафедри функціональних матеріалів фізичного факультету Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — фізика функціональних матеріалів, астрофізика високих енергій.

ВАВИЛОВА Ірина Борисівна — завідувач лабораторії астроінформатики відділу АКЮЦ Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук, доцент.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, математичні методи досліджень структури Всесвіту, бази даних, історія астрономії і космічних досліджень.

ВАСИЛЕНКО Анатолій Андрійович — молодший науковий співробітник лабораторії астроінформатики відділу АКЮЦ Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, рентгєнівська і гамма-астрономія.

ГАЛАБУРДА Дмитро Анатолійович — начальник сектору відділу проектування космічних апаратів та космічних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

ГОРДІЄЦЬ Іван Миколайович — начальник групи Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля».

Напрямок науки — космічна техніка.

ДЕГТЯРЕВ Максим Олександрович — Головний конструктор напрямку Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля», член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики.

Напрямок науки — проектування і розробка ракетно-космічних комплексів.

ДЕГТЯРЕВ Олександр Вікторович — Генеральний конструктор — Генеральний директор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля», академік Національної академії наук України, доктор технічних наук, кандидат економічних наук, академік міжнародної академії астронавтики. Секретар українського регіонального відділення Міжнародної академії астронавтики. Лауреат Державної премії України, нагороджений орденами «За заслуги» II і III ступеня.

Напрямок науки — проектування, конструкція і виробництво літальних апаратів.

ДОБРИЧЕВА Дар'я Вікторівна — аспірант Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, інженер I кат. лабораторії астроінформатики відділу АКЮЦ Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, бази даних.

ЄРМОЛЕНКО Євгенія Олександрівна — начальник самостійної науково-технічної лабораторії стратегічного планування і маркетингу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгєля».

Напрямок науки — стратегічне планування і маркетинг.

ЄФІМЕНКО Микола Володимирович — директор з наукової роботи Науково-виробничого підприємства «Хартрон-ЮКОМ», кандидат технічних наук, доцент Запорізького національного технічного університету.

Напрямок науки — системи керування космічними апаратами.

ЗАЙЦЕВА Анжела Юріївна — інженер-конструктор I категорії відділу проектування космічних апаратів та

космічних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

ЗАЙЦЕВ Сергій Станіславович — інженер-конструктор І категорії відділу проектування космічних апаратів та космічних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

ІВАЩЕНКО Ганна Юріївна — молодший науковий співробітник Астрономічної обсерваторії Київського національного університету імені Тараса Шевченка, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, астрономічні бази даних.

КАЙДАШ Вадим Григорович — директор Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник. Лауреат Державної премії України 2010 р. у галузі науки і техніки.

Напрямок науки — фізика планет, спектрофотометрія, обробка астрономічних зображень.

КОНОХ Володимир Іванович — начальник відділу Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки, лауреат премії ім. М. К. Янгеля Національної академії наук України.

Напрямок науки — космічна техніка.

КОРОХІН Віктор Валентинович — завідувач відділу Сонця, Місяця та планет Науково-дослідного інституту астрономії Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник.

Напрямок науки — фотометрія і поляриметрія планет та супутників, розробка програмного забезпечення та апаратури для отримання та обробки фотополяриметричних даних.

ЛУЩЕНКО Наталія Володимирівна — старший викладач Запорізького національного технічного університету.

Напрямок науки — програмування, моделювання складних систем.

МАСЛЄЙ Володимир Микитович — Головний конструктор-начальник проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

МАЩЕНКО Олександр Миколайович — перший заступник Генерального конструктора — Генерального директора з організаційно-технічних питань Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

МАКАРЕНКО Андрій Олександрович — начальник науково-дослідної лабораторії Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

МІТІКОВ Юрій Олексійович — завідувач кафедри двигунобудування Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара, кандидат технічних наук, доцент.

Напрямок науки — двигунобудування.

МОСКАЛЬОВ Сергій Ігорович — начальник відділу проектування космічних апаратів та космічних комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

НОВИКОВ Олександр Васильович — заступник Генерального директора Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», директор Ракетно-космічного навчально-дослідного центру, кандидат технічних наук, професор, академік Міжнародної академії астронавтики, заслужений діяч науки і техніки України, нагороджений орденами.

Напрямок науки — динаміка польоту та керування ракетами.

ПАРОМОВА Тетяна Олександрівна — старший викладач Запорізького національного технічного університету.

Напрямок науки — програмування, організація баз даних.

ПОТАПОВ Олександр Михайлович — начальник комплексу нових матеріалів та перспективних технологій Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, член-кореспондент Міжнародної академії астронавтики, академік Академії технологічних наук України.

Напрямок науки — теплозахисні і ерозійно стійкі матеріали для соплових блоків ракетних двигунів на твердому паливі; розробка та впровадження деталей з вуглець-вуглецевих композиційних матеріалів.

ПРОКОПЧУК Олександр Олександрович — головний конструктор КБ з розробки ракетних двигунів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна галузь.

ПУЛАТОВА Надія Григорівна — науковий співробітник лабораторії астроінформатики відділу АКІОЦ Головної

астрономічної обсерваторії Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — позагалактична астрономія, астрономічні бази даних.

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

Напрям науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

САВЧЕНКО Денис Олександрович — провідний інженер лабораторії астрофізики та космології Інституту теоретичної фізики ім. М. М. Боголюбова Національної академії наук України.

Напрям науки — астрофізика високих енергій, космологія.

СЕРГІЄНКО Ольга Миколаївна — науковий співробітник Астрономічної обсерваторії Львівського національного університету імені Івана Франка МОН України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — теоретична і спостережна космологія.

ТКАЧЕНКО Віктор Дмитрович — начальник відділення науково-технічної інформації і патентно-ліцензійних досліджень Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», заслужений машинобудівник України, лауреат Державної премії в галузі науки і техніки.

Напрям науки — інформаційні технології.

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

Напрям науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ТОРБАНЮК Олена Олександрівна — аспірант Головної астрономічної обсерваторії Національної академії наук України.

Напрям науки — позагалактична астрономія, бази даних.

УДОВИЧЕНКО Тетяна Олександрівна — інженер I категорії самостійної науково-технічної лабораторії стратегічного планування і маркетингу Державного підприємства «Конструкторського бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — стратегічне планування і маркетинг.

ШЕВЦОВ Євген Іванович — заступник Генерального конструктора з питань конструювання і супроводу конструкцій, Головний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля». Заслужений машинобудівник України.

Напрям науки — ракетно-космічна техніка.

ШКУРАТОВ Юрій Григорович — завідувач кафедри астрономії та космічної інформатики Харківського національного університету ім. В. Н. Каразіна, член-кореспондент Національної академії наук України, доктор фізико-математичних наук, професор. Лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки (1986 р.), премії Національної академії наук України ім. М. П. Барабашова (1997 р.). Відмінник освіти України (2008 р.).

Напрям науки — фізика планет і розсіювання світла об'єктами зі складною структурою поверхні.

ШОВКОПЛЯС Юрій Анатолійович — заступник головного конструктора-начальника проектно-конструкторського бюро космічних апаратів, комплексів та систем Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрям науки — проектування космічних апаратів та космічних комплексів.

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

Напрям науки — плазмоелектродинаміка космічних апаратів, фізика плазми.

ШУЛЬГА Володимир Андрійович — заступник головного конструктора КБ з розробки ракетних двигунів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, заслужений діяч науки і техніки України, лауреат державної премії України в галузі науки і техніки, член Міжнародної академії астронавтики, лауреат премії ім. М. К. Янгеля Національної академії наук України.

Напрям науки — ракетно-космічна галузь.

ЯКУБОВСЬКИЙ Дмитро Анатолійович — старший науковий співробітник лабораторії астрофізики та космології Інституту теоретичної фізики ім. М. М. Боголюбова Національної академії наук України, кандидат фізико-математичних наук.

Напрям науки — астрофізика високих енергій, космологія.

На першій сторінці обкладинки — унікальна фотографія висадки астронавтів на Місяць 19 листопада 1969 р. під час місії «Аполлон-12» (з архіву НАСА)