

# КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

Том 20  
4(89) + 2014

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

## ЗМІСТ

*Присяжний В. И., Левенко А. С., Паук О. Л.* Аспекти создания возвращаемого орбитального аппарата в форме спутника дистанционного зондирования Земли и ракеты-носителя

*Макаров А. Л., Мозговой Д. К., Хорошилов В. С., Балашов В. Н., Маслей Д. В., Попель В. М.* Эффективная фильтрация пространственно-периодических помех на архивных снимках

*Міхеєнко Л. А., Боровицький В. М.* Система радіометричного калібрування прецизійних оптико-електронних зондувальних систем космічного базування «Мульти-сфера»

*Лизунов Г. В., Леонтьев А. Ю.* Высота проникновения в ионосферу внутренних атмосферных гравитационных волн

*Курбасова Г. С., Вольвач О. Є.* Вейвлет-аналіз наземних і космічних вимірів локальної інсоляції

## CONTENTS

**3** *Prisiazhnyi V. I., Levenko A. S., Pauk O. L.* Some aspects of creating return orbiter in the form of a remote sensing satellite and launch vehicle

**14** *Makarov A. L., Mozgovoy D. K., Horoshilov V. S., Balashov V. N., Maslyey D. V., Popel' V. M.* Efficient filtering of space-periodic distortions on archive images

**22** *Mikheenko L. A., Borovytskyi V. N.* "Multisphere" system of radiometric calibration of precise space borne opto-electronic instruments for remote sensing

**31** *Lizunov G. V., Leontiev A. Yu.* Height of the penetration into the ionosphere for internal atmosphere gravity waves

**42** *Kurbasova G. S., Volvach A. E.* Wavelet analysis for ground-based and space measurements of local insolation

ДІЯЧІ РАКЕТНО-КОСМІЧНОЇ  
ГАЛУЗІ УКРАЇНИ

*Горбулін В. П.* Через тернии к звездам. К 100-летию  
Владимира Николаевича Челомея

НАШІ АВТОРИ

НОВИНИ КОСМІЧНИХ АГЕНТСТВ СВІТУ

НОВА КНИГА

ПАМ'ЯТІ

ЮРІЯ ІВАНОВИЧА МОШНЕНКА

FIGURES OF SPACE AND ROCKET  
INDUSTRY OF UKRAINE

**50** *Gorbulin V. P.* Through thorns to stars. To the 100th anniversary of Volodymyr Chelomei

**59** OUR AUTHORS

**61** NEWS FROM SPACE AGENCIES

**65** NEW BOOK

**74** TO THE MEMORY OF  
YURIY IVANOVYCH MOSHNENKO

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

---

Підписано до друку 11.11.14. Формат 84×108/16. Папір крейдований. Гарн. Ньютон. Друк офс.  
Ум. друк. арк. 7,77 + 0,42 вкл. Обл.-вид. арк. 8,60. Тираж 100 прим. Зам. № 4051.

---

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.

УДК 629.782

**В. И. Присяжный<sup>1</sup>, А. С. Левенко<sup>1</sup>, О. Л. Паук<sup>2</sup>**

<sup>1</sup>Товариство з обмеженою відповідальністю «Аерокосмічне агентство «Магеллан», Київ

<sup>2</sup>Дніпропетровська обласна рада, Дніпропетровськ

## **АСПЕКТЫ СОЗДАНИЯ ВОЗВРАЩАЕМОГО ОРБИТАЛЬНОГО АППАРАТА В ФОРМЕ СПУТНИКА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ И РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ**

---

*Дается обзор критериев для создания активного орбитального космического корабля с учетом анализа аспектов применения двигательной системы, работающей на перекиси водорода, и возможности его возвращения на Землю. Предложена концепция создания современного типа космического корабля — маневрирующего на орбите возвращающегося беспилотного орбитального аппарата в варианте спутника дистанционного зондирования Земли. В работе отражены результаты оптимизации конструкции ракеты-носителя для орбитального аппарата.*

---

### **ВВЕДЕНИЕ**

При всем многообразии научных исследований практические результаты космонавтики в настоящее время незначительны. Прошли времена грандиозных проектов достижения цели любой ценой (первый спутник, первый человек на Луне, первая космическая станция, первый «Шаттл» и т. д.). Перспективы развития космонавтики являются неопределенными. Это может быть связано с различными причинами. При множестве идей и проектов международное сообщество практически сосредоточено на разработках ракет-носителей (на основе достижений военной техники) и спутников. Немногочисленные исключения (экспериментальный «Боинг Х-37В», межпланетные аппараты, оригинальные аппараты для космического туризма, космические электрические ракетные двигатели и т. д.) не изменяют общую ситуацию. Можно сказать, что почти все ракеты и космические аппараты используют либо двухкомпонентные жидкостные ракетные двигатели (ЖРД) с ограниченным набором окислителей и горючего или твердотопливные ракетные двигатели (РДТТ) и мало отличаются друг от друга.

### **ПРЕДЛАГАЕМАЯ КОНЦЕПЦИЯ РАЗРАБОТКИ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ, РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ И ВОЗВРАЩАЕМОГО БЕСПИЛОТНОГО ОРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА**

Авторы сделали свой выбор в направлении орбитального маневрирующего в космосе и возвращающегося на Землю автоматического (беспилотного) космического аппарата (БКА). Орбитальный аппарат доставляется в космос с помощью небольшой ракеты-носителя (РН). Это направление можно рассматривать как современное продолжение ранее рассмотренного в Государственном космическом агентстве Украины технического предложения по возможности создания воздушно-космического самолета «Сура» [5]. Опыт экспериментальных полетов «Боинг Х-37В» на основе ранее проведенной эксплуатации «Шаттлов» демонстрирует, что это реализуемое воплощение технической мысли для практического освоения околоземного космического пространства. Создание подобного орбитального аппарата изначально требует уточнения терминологии.

Это также справедливо в выборе концепции современного ракетного двигателя (в Украине нет примера нового развития конструкций

ЖРД). Тем не менее, вариант можно найти даже в устоявшихся представлениях.

Универсальная конструкция ЖРД будет использоваться для:

- первой и второй ступеней РН;
- апогейного двигателя РН;
- орбитального маневрирования космических аппаратов и спутников;
- ракетных самолетов всех типов;
- воздушно-космических самолетов.

Авторы представляют два наиболее приемлемых варианта ЖРД:

- ЖРД на двух компонентах топлива (с возможностью работы на одном компоненте) для ракетных и космических аппаратов всех типов;
- ЖРД на двух компонентах топлива (с возможностью работы на одном компоненте) для полета в атмосфере и в космосе воздушно-космических самолетов.

В обоих вариантах наиболее целесообразно использовать 100<sub>-2</sub>% водный раствор водорода пероксида в качестве окислителя и однокомпонентного топлива. Водорода пероксид:

- экологически безопасный ингредиент;
- в высоких концентрациях наиболее безопасен при эксплуатации и менее восприимчив к разложению, имеет наибольшее количество кислорода в своем составе (93 %);
- температура в камере сгорания ЖРД меньше, чем при использовании чистого кислорода с любым топливом при возможности достижения высокого удельного импульса двигателя;
- в однокомпонентном варианте (с разложением водорода пероксида) обеспечивается до 60 % от полной тяги в ЖРД двухкомпонентной конструкции (в вариантах полного разложения в газогенераторе турбонасосного агрегата (ТНА) или при использовании в двухкамерном узле зажигания ЖРД с разложением пероксида);
- в варианте с полным разложением пероксида используется в ТНА для перекачки компонентов топлива;
- допускает предварительную заправку окислителем топливного бака РН и хранение в виде жидкости;
- в космическом пространстве водорода пероксид может замораживаться без разрушения

конструкции и затем размораживать без изменения физических и химических свойств;

- используется в нормальных климатических условиях, не имеет недостатков криогенные компоненты, имеет четкую химическую формулу.

Возможны два варианта конструкций для использования водорода пероксида:

- по схеме, заимствованной из ЖРД на криогенном кислороде — полное разложение пероксида в генераторе ТНА;
- простая схема без ТНА (компоненты подаются в камеру сгорания ракетного двигателя из топливных баков высоким давлением), когда пероксид подается в камеру сгорания ЖРД в жидком виде.

Такой вариант окислителя приемлем для воздушно-космических и космических аппаратов и малых ракет.

В качестве топлива для ракеты и космических аппаратов может быть использован 100<sub>-0,1</sub>% водный раствор этанола:

- экологически безопасный компонент;
- простой в эксплуатации в нормальных климатических условиях;
- обеспечивает относительно низкую температуру в камере сгорания ракетного двигателя и обеспечивает достаточно высокий удельный импульс (достигается конструктивно), что является необходимым условием для долговременного включения ЖРД (1000 минут или более);
- возможна предварительная заправка этанолом топливного бака горючего ракеты-носителя и хранение в жидком виде;
- выбранные компоненты топлива позволяют обеспечить длительное время работы ЖРД с возможностью многократного включения/выключения без ограничений (в том числе, например, с частотой около 10 Гц), в многоразовом варианте с ремонтпригодностью;
- в космическом пространстве этанол может замораживаться без разрушения конструкции и затем размораживаться без изменения физических и химических свойств.

В качестве топлива для полета в атмосфере воздушно-космических самолетов предпочтительно использование керосина — его можно использовать в реактивных атмосферных дви-

гателях, что значительно снижает вес аппарата по сравнению с ракетным двухкомпонентным аппаратом. Керосин имеет недостатки (отсутствие достаточной экологичности, разброс характеристик, вещество не имеет точной химической формулы — это смесь веществ, имеются сложности использования в космосе), но широко применяется в авиации, имеет относительно низкую стоимость производства. В этом случае ЖРД на топливе «водорода пероксид + керосин» используется при:

- применении ускорителей в варианте двухрежимного двигателя (тяга, например, 5 тс), для достижения сверхзвуковой скорости полета;
- выключении керосиновых реактивных двигателей;
- достижении необходимой высоты (например 30 км) — авиационные керосиновые двигатели выключены, включается ЖРД в двух версиях, для ускорения и выхода на заданную высоту (тяги, например, 10—40 тс);
- коррекции траектории полета на околоземной орбите с изменением направления полета и высоты, возможно использование однокомпонентного режима ЖРД (тяги, например, 3 тс).

Жидкостные ракетные двигатели для однокомпонентного и двухкомпонентного режимов разрабатываются по одному проекту [1].

Высококонцентрированный водорода пероксид ранее в качестве компонента ракетного топлива широко не использовался, так как имеет более высокую стоимость, чем изготавливаемый массово ракетный окислитель, например четырехокись азота, так же как и абсолютированный этанол, который по стоимости не может конкурировать с производимым в больших количествах несимметричным диметилгидразином (НДМГ).

Этот недостаток выбранных компонентов становится преимуществом в реальной жизни: количество космических аппаратов и ракет-носителей значительно меньше, чем потребности военных в боевых ракетах, и по экологической безопасности выбранные компоненты, по сравнению с ранее использовавшимися, почти идеальны.

Известны разработки ЖРД на высококонцентрированном водорода пероксиде и керосине

(«Gamma-8», «Bristol Siddley»). Но в этом случае водная концентрация водорода пероксида ниже (меньше удельный импульс двигателя). Такие ЖРД с горючим в виде керосина («Thiokol LR40», «Boeing / Rocketdyne AR2-3», «Энергомаш» RD-161П и др.) не нашли применения в ракетной технике. Концепция схемы ЖРД с использованием высококонцентрированного водорода пероксида и этанола представлена в работе [6]. В орбитальном аппарате (БКА) предполагается использование двигательной системы с двигателем внутреннего сгорания (ЖРД) и ракетным двигателем «внешнего сгорания» — с использованием накопленной орбитальным аппаратом кинетической энергии в результате нагрева при торможении в атмосфере. Этот двигатель используется в соплах атмосферной ориентации.

#### ПРЕДЛАГАЕМАЯ КЛАССИФИКАЦИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМ

Развитие ракетно-космических (в том числе воздушно-космических) систем требует разделения технических средств на те, которые преимущественно используются в атмосфере, и те, которые преимущественно используются в космосе.

При этом воздушно-космические самолеты могут вылетать в космическое пространство, а космические аппараты могут «нырять» в атмосферу и летать в атмосфере с космическими скоростями, недоступными воздушно-космическим системам (обеспечивается конструктивно), и могут возвращаться обратно в космическое пространство.

Отсюда предлагается сделать вывод, что воздушно-космические системы могут относиться к авиации и эксплуатироваться на условиях опыта авиации.

Возвращаемые космические ракетные аппараты следует отнести к ранее не существовавшему классу летательных аппаратов — это маневрирующие в космосе и атмосфере аппараты, которые не могут относиться к авиации. Но при их создании следует ориентироваться на многоразовое применение, близкое к авиационным системам. При этом цикл использования космических маневрирующих аппаратов может быть протяженнее авиационного: после приземления требуется

более тщательная проверка технического состояния конструкции, возможен ремонт и замена некоторых узлов — т. е. недостаточно только новой заправки топливом, как в авиации.

Ракетные возвращаемые на Землю космические системы такого типа можно отнести к маневрирующим космическим летательным аппаратам (МКЛА).

### ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ МАНЕВРИРУЮЩЕГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА И ЦЕЛЬ ИССЛЕДОВАНИЙ

На современном уровне развития техники, в связи с недостаточной энергетикой, воздушно-космический аппарат и космический носитель с МКЛА неизбежно должны быть двухступенчатыми. Это подтверждается множеством нереализованных проектов воздушно-космических самолетов, проектом «Спейс Шаттл», развитием космического туризма и полетами экспериментального возвращаемого аппарата «Боинг Х-37В».

Имеющиеся в мире ограничения по стоимости разработок определяют облик современного орбитального аппарата с предъявлением к конструкции следующих требований:

- малая стоимость за счет уменьшения габаритов, использования беспилотного варианта, упрощения конструкции с сохранением ее работоспособности путем использования доступных на мировом рынке технических средств (материалов, приборов, оборудования и пр.);

- использование для вывода на околоземную орбиту МКЛА малобюджетной и малоразмерной РН со спасаемыми ступенями и двигателями многоразового применения, для старта которой не требуется специально оборудованного космодрома;

- приземление в заданном месте без учета плоскости схода МКЛА с орбиты.

Требования определяют и основные проблемы создания МКЛА:

- низкая надежность безаварийного возврата в условиях нагрева корпуса (аэродинамическое торможение затупленной лобовой частью);

- невозможность обеспечения космической скорости полета в атмосфере при кратковременном «нырянии» в плотные слои атмосферы при

наличии затупленной носовой части корпуса аппарата (что необходимо для торможения даже в случае применения гиперзвукового аэродинамического тормозного устройства на основе парашютирования);

- недостаточное удаление аппарата от плоскости схода с орбиты (не более 5000 км — что было обеспечено Space Shuttle);

- недостаточная энергетика;

- высокая стоимость;

- требование сложного дорогостоящего стартового обеспечения.

Цель и задача проведенных исследований — определение возможности создания МКЛА, лишённого перечисленных выше недостатков.

### МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

**Интуитивные методы.** Авторами использованы не формализованные правила, а непосредственно авторская конструкторская модель, основанная на опыте.

**Эвристические методы.** Авторы применили методы изобретательного творчества (часть технических решений по рассматриваемой теме запатентована в Украине): применены приемы и правила научного и инженерно-технического исследования, адаптируемые к исходным неопределённым условиям и не являющимися четкой программой.

Кроме этого, применены и другие известные методы, используемые в изобретательском творчестве:

- метод проб и ошибок (эмпирический метод мышления человека), т. е. метод перебора вариантов;

- функционально-стоимостный анализ — метод системного исследования функций объекта с целью поиска баланса между стоимостью и полезностью.

**Алгоритмические методы.** Применены методы, основанные на логической обработке данных, в том числе при помощи компьютерных программ, полностью заданной исходной информации в виде баз знаний, содержащих сведения о патентах, научно-технических эффектах и основных приемах устранения научно-технических противоречий.

## РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

**Ракетно-космический комплекс с беспилотным орбитальным аппаратом в виде маневрирующего спутника ДЗЗ.** Результаты исследований базируются на оптимизации ранее предложенной авторской версии малобюджетного ракетно-космического комплекса (РКК) с малоразмерной РН и беспилотным возвращаемым орбитальным аппаратом (МКЛА — БКА) [7]. Этот вариант представлен в рамках участия Украинского научно-технического центра (НТЦУ) в 50-м воздушном шоу в Ле-Бурже 17–20 июня 2013 г. Вариант РН для РКК без использования ТНА представлен на рис. 7.

В этом варианте возможно использование водорода пероксида без его предварительного полного разложения в газогенераторе, что значительно упрощает конструкцию, ее изготовление и снижает стоимость. Вариант предварительно представлен на совещании в Казкосмосе, Астана, 8–9 сентября 2013 г. (в рамках встречи казахстанских специалистов с представителями НТЦУ).

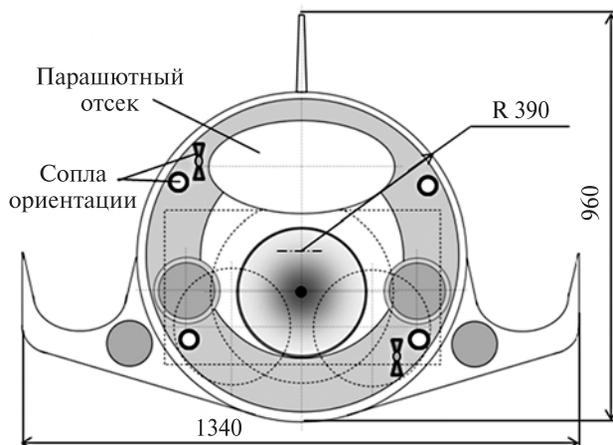


Рис. 1. Орбитальный аппарат (БКА) — вид с кормы

Разработанные для исследований схемы компоновки орбитального аппарата (USC) представлены на рис. 1–4. На конструктивных схемах представлен вариант орбитального аппарата, способного выполнять функции спутника ДЗЗ. Для маршевого двигателя орбитального аппарата проработана схема камеры сгорания, предназначенная для длительного безаварийного

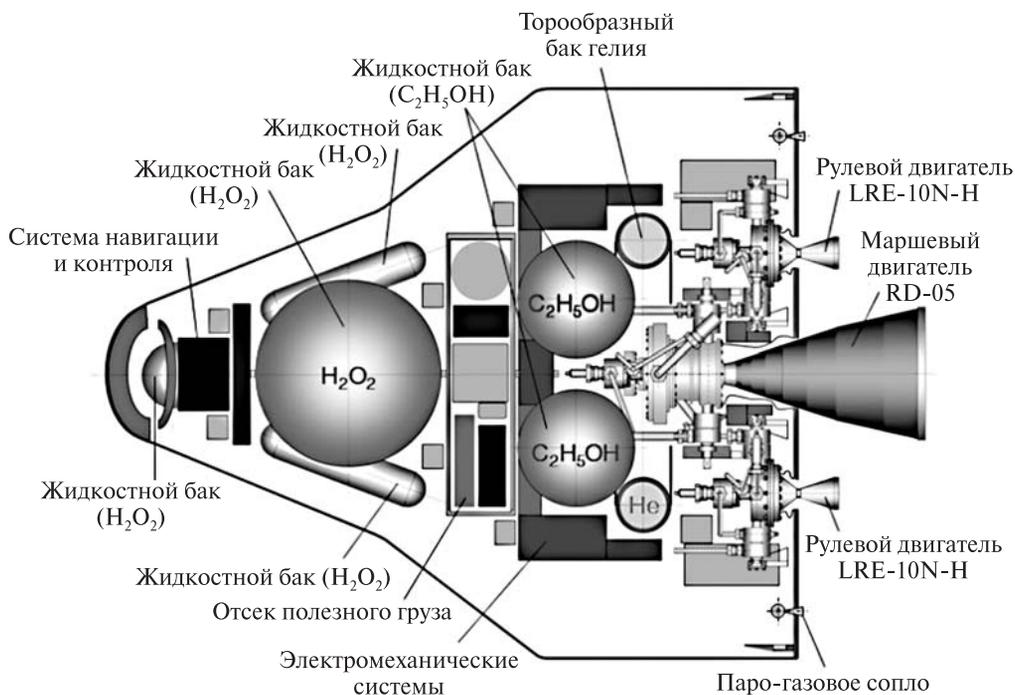


Рис. 2. Орбитальный аппарат (БКА) в виде спутника ДЗЗ. Вид сверху

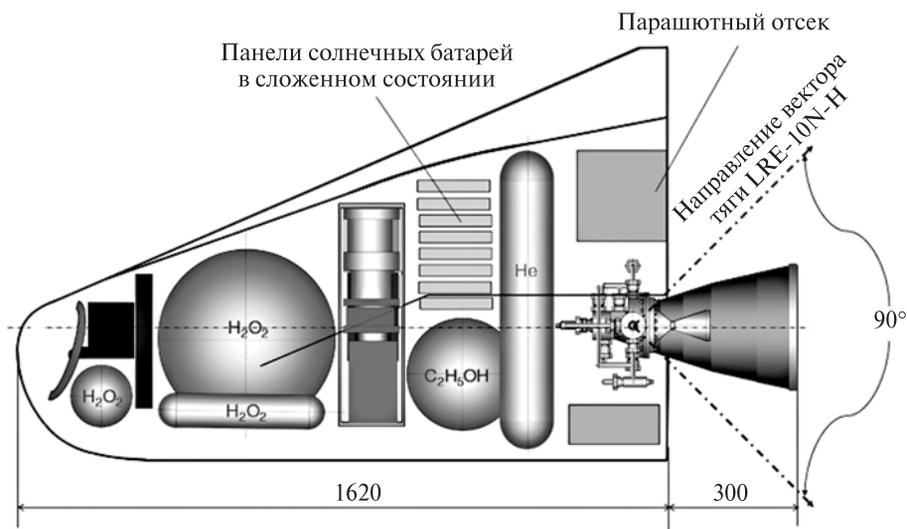


Рис. 3. Орбитальный аппарат. Вид сбоку. Изменение направления вектора тяги рулевого ЖРД

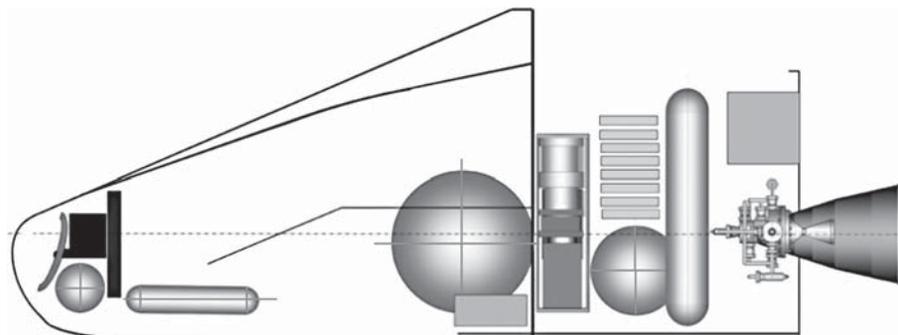


Рис. 4. Орбитальный аппарат. Рабочее положение на орбите

включения (рис. 6). Компонировка орбитального аппарата предусматривает жестко закрепленную камеру сгорания маршевого ЖРД RD-05 и две рулевые камеры ЖРД LRE-10N-H с качанием каждой в одной плоскости.

Принципиальная схема рулевого ЖРД представлена на рис. 5. Камеры рулевого ЖРД качаются в одной плоскости (в одном или в противоположных направлениях). Изменение направления вектора тяги LRE-10N-H обеспечивает маневрирование БКА в пространстве по авиационной схеме (рис. 3). Подвод топлива в LRE-10N-H обеспечивается через полые оси качания. В этом варианте момент вращения наименьший.

На рис. 5: топливо —  $C_2H_5OH$  ( $100_{-0.1} \%$ ) +  $H_2O_2$  ( $100_{-2} \%$ ); тяга (вакуум) —  $P = 10 \text{ Н}$  (1.02 кгс); удельный импульс тяги —  $I_{уд} = 322.71 \text{ с}$  (3166 км/с). На рис. 6: топливо —  $C_2H_5OH$  ( $100_{-0.1} \%$ ) +  $H_2O_2$  ( $100_{-2} \%$ ); 1 — наружный металлический корпус (сталь 03X11H8M2Ф-ВД ТУ 14-1-5287-94,  $\sigma = 100 \text{ кгс/мм}^2$ ); 2 — продольные каналы охлаждения на внутреннем металлическом корпусе; 3 — внутренний металлический корпус (сплав ниобия); 4, 10 — композитные детали (углерод + углерод); 5, 7, 8 — синтетический каучук (искусственное старение при температуре выше  $70 \text{ }^\circ\text{C}$ , формирование углеродной структуры); 6 — стальная пластина под болты крепления;

9 — тугоплавкая вставка (поверхностная пропитка медью, рабочая поверхность покрыта нитридом титана, 9 мкм). А — поверхность насыщается углеродом, полируется, покрывается нитридом титана, 9 мкм: микротвердость 2050 кгс/мм<sup>2</sup>, температура плавления 2657 К. Температура в камере сгорания  $T_c = 2238$  К. Давление в камере сгорания  $P_c = 150...250$  кгс/см<sup>2</sup>.

**Вариант ракеты-носителя с баками высокого давления.** Проект основан на альтернативном варианте, не связанном с работами, которые были выполнены в Украине. Модификация «Р» — высокое давление — предназначена для вывода ракетой-носителем спутника (1.1Р) или орбитального аппарата — БКА (1.2Р). Ракета-носитель имеет сферические топливные баки и баки для газообразного гелия высокого давления. Турбо-насосные агрегаты не применяется. В этом варианте РН стоимость гелия около \$ 46 000.

Гелий используется в первой ступени для:

- повышения давления в топливных баках для вытеснения компонентов в ЖРД;
- сопел противотяги после разделения ступеней для торможения первой ступени;
- выбрасывания и заполнения парашютной системы приземления первой ступени.

Во второй ступени гелий используется для:

- повышения давления в топливных баках для вытеснения компонентов в ЖРД;
- сопел управления по крену;
- получения дополнительной тяги после выключения ЖРД;
- наддува топливных баков отделяемого орбитального аппарата — спутника ДЗЗ;
- торможения второй ступени после отделения полезной нагрузки.

Параметры РН представлены в таблице.

Комплексы LV 1.1Р и LV 1.2Р базируются на одной и той же ракете-носителе и отличаются полезным грузом (спутник или орбитальный возвращаемый аппарат). Первая ступень РН приземляется на парашюте.

Для осуществления проекта необходим этанола водной концентрации 99.9 % (спирт этиловый абсолютный) ТУ 9182-116-11726438-2003, изготавливается в России НПО «Химсинтез», ОАО «Биохим» и в других странах. Необходи-

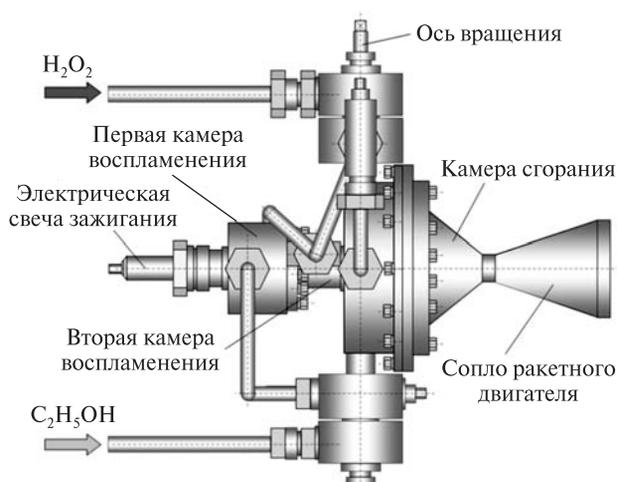


Рис. 5. Пустотный рулевой жидкостный ракетный двигатель с изменяемым направлением вектора тяги LRE-10N-H

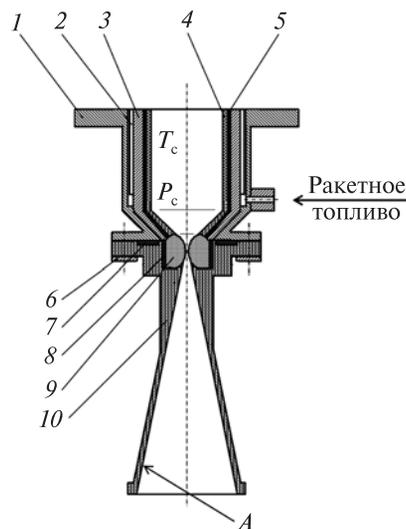


Рис. 6. Схема конструкции камеры сгорания маршевого ЖРД RD-05

дим также высококонцентрированный водород пероксида марки ПВ-100 (ГОСТ Р 50632-93, концентрация водорода пероксида в водном растворе 98—100 %), производство России, бельгийской компании Solvay Chemicals International SA, компаний США и др. Необходим гелий газообразный марки «А» или «Б» ТУ 0271-135-31323949-2005 (производство Катара, США, России и др.).

**Предварительные параметры проекта РН + БКА  
(автор проекта – А. С. Левенко, Украина)**

Параметр	Значение	
Ракета-носитель LV		
Модель	LV 1.1P	LV 1.2P
Высота	24 м	
Максимальный диаметр	3 м	
Масса	31.112 кг	31.316 кг
Количество ступеней	2	
Вывод на LEO	300 кг (спутник)	504 кг (БКА*)
Статус	Техническое предложение	
Предшествующие	Small-Size LV	Black Sea
Первая ступень		
Двигатель, ЖРД	1 RD-40	
Тяга	40 тс (уровень моря)	
Удельный импульс	291.62 с (уровень моря)	
Время работы ЖРД	–	147.6 с
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Вторая ступень		
Двигатель, ЖРД	1 RD-10	
Тяга	10.819 тс (вакуум)	
Удельный импульс	338.44 с (вакуум)	
Время работы ЖРД	–	141.2 с
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Подача топлива	вытеснительная, гелий	
Орбитальный аппарат БКА		
Топливо	100 <sub>-2</sub> % H <sub>2</sub> O <sub>2</sub> / 100 <sub>-0,1</sub> % C <sub>2</sub> H <sub>5</sub> OH	
Подача топлива	вытеснительная, гелий	
	Маршевый двигатель, ЖРД, RD-05	
Количество камер сгорания	1	
Тяга	504 кгс (вакуум)	
Удельный импульс	338.285 с (вакуум)	
Время работы (выход на орбиту высотой 200 км)	65.6 с (с прерыванием, общее время выхода на орбиту 241 с)	
	Рулевой ЖРД, 2 LRE-10N-N	
Количество камер сгорания	2	
Тяга	1.02 кгс (вакуум)	
Удельный импульс	322.71 с (вакуум)	
Время работы	–	

\* Для вывода БКА на орбиту используются внешние дополнительные топливные баки [3].

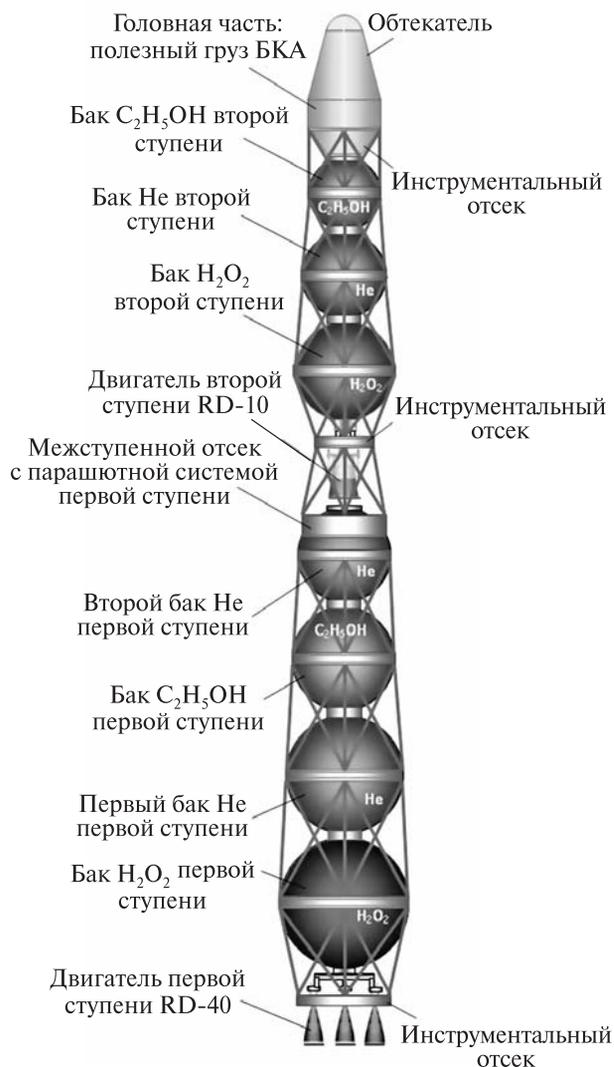


Рис. 7. Структурная схема РН-1.2Р

Топливные баки выполнены из материала углерод + углерод для высокого рабочего давления с внутренним баком из алюминиевого сплава. Давления обеспечивается с помощью сжатого гелия (давление газа 320—360 кгс/см<sup>2</sup>).

Стартовая масса LV-1.2P при этом увеличилась до 31.316 т (для сравнения масса LV-1.2 — около 21 т, прототип с ТНА). Длина ракеты-носителя 24 м, максимальный диаметр 3 м. В выбранном варианте нет необходимости в разработке и производстве турбонасосного агрегата.

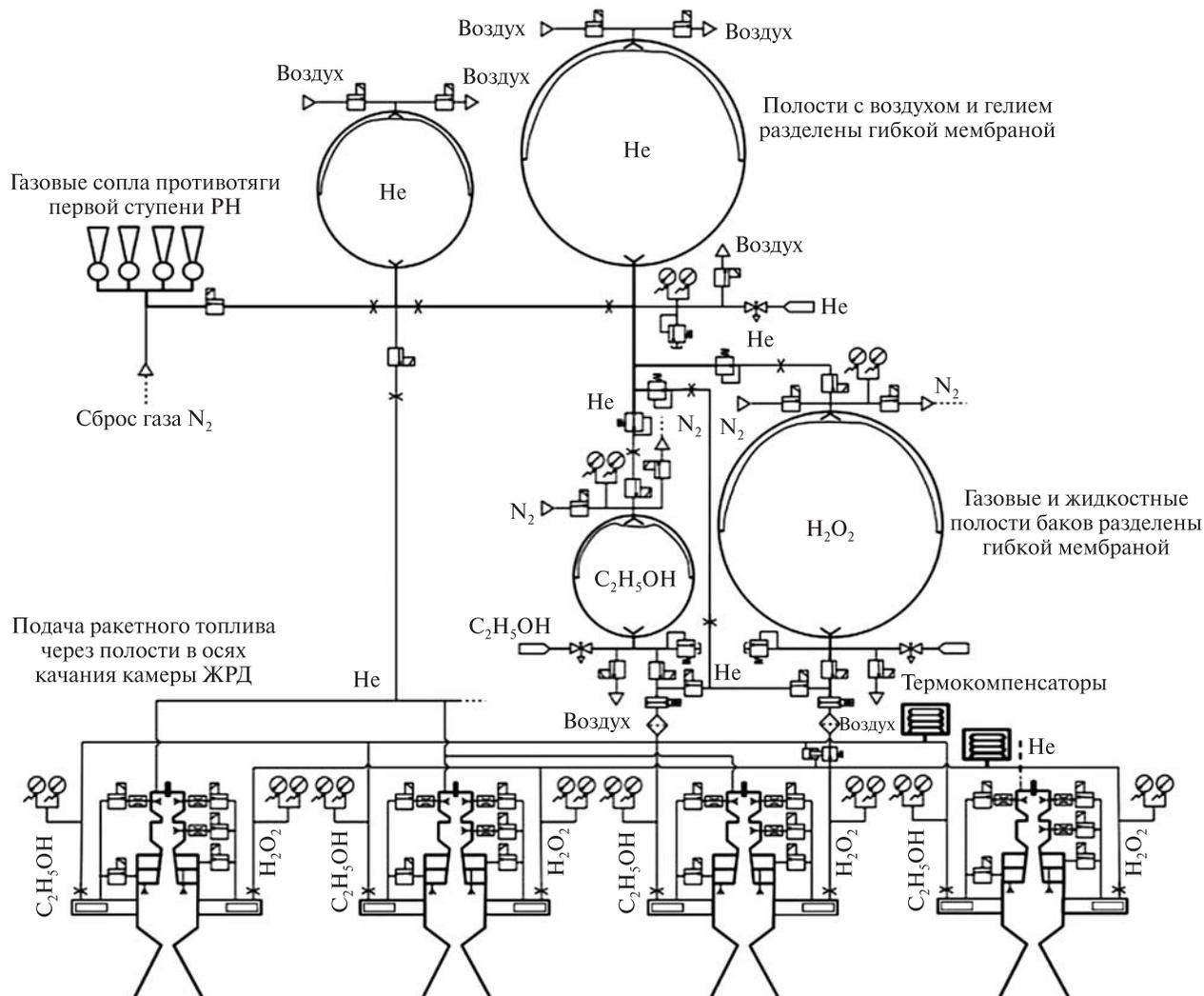


Рис. 8. Пневматическая и гидравлическая схема первой ступени РН-1.2Р

**Ракета-носитель состоит из трех основных элементов.** 1. Однотипные сферические резервуары для компонентов топлива и гелия (оборудование и технология разработаны, например, в Днепропетровском НИИ технологии машиностроения). 2. Камеры сгорания ЖРД одного типа (первая ступень РН — используется кластер ЖРД, вторая — однокамерный; ЖРД БКА использует одну маршевую камеру); ЖРД могут изготавливаться в условиях машиностроительного завода. 3. Арматура и автоматика (клапаны, регуляторы и пр.) приобретаются на мировом рынке оборудования.

Промышленное здание используется для сборки РН и агрегатов РН, изготовления системы управления, а также требуется лаборатория для «холодных» испытаний двигателей.

**Подача топлива в жидкостные ракетные двигатели.** Подача топлива в камеру сгорания ЖРД осуществляется через полости в осях крепления/качания ЖРД. Газовые и жидкостные полости топливных баков и полости баков для гелия разделены гибкими мембранами. Применяется вытеснительная система подачи топлива: окислитель и горючее из баков выдавливаются высоким давлением гелия.

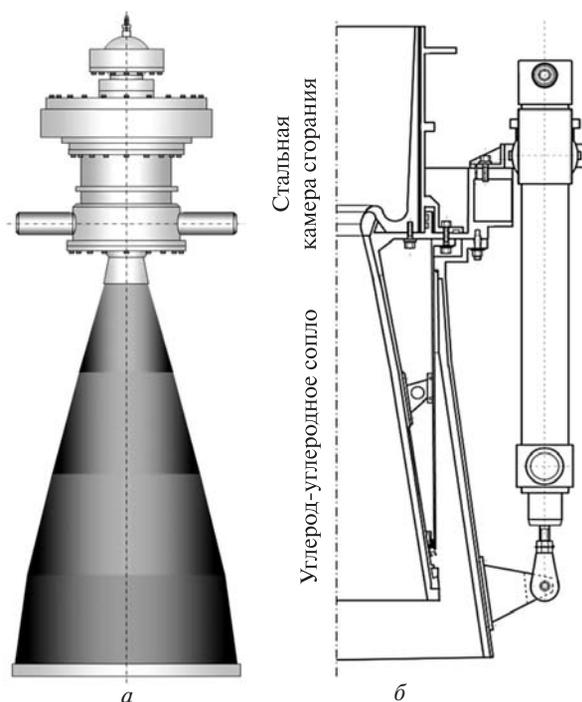


Рис. 9. Жидкостные ракетные двигатели: а – RD-40, б – RD-10

**Жидкостные ракетные двигатели.** В ЖРД применяются идеально экологически чистые компоненты топлива: этанол и водорода пероксид, содержащиеся даже в организмах живых существ.

Впервые оба эти компонента предлагается использовать в концентрации около 100 %. Это позволяет получить максимальный энергетический эффект в паре «водорода пероксид + этанол». При этом температура в камере сгорания ЖРД ниже примерно на 1000 К, чем в паре «кислород + керосин».

Компоненты топлива не криогенные и могут использоваться в нормальных температурных условиях. Повышение давления в камерах сгорания ЖРД до 150–250 кгс/см<sup>2</sup> позволяет достигать скорости истечения газов из сопла на уровне топливной пары «кислород + керосин». Материал камеры сгорания — сталь. Материал сопла — углерод + углерод. Схема РН-1.2Р представлена на рис. 7, 8. Жидкостные ракетные двигатели RD-40 и RD-10 представлены на рис. 9.

## ВЫВОДЫ

Представленный РКК с БКА преодолевает некоторые недостатки существующих проектов с возвращающимися орбитальными аппаратами:

- высокая надежность безаварийного возврата на Землю в условиях аэродинамического нагрева обеспечивается цельной углерод-углеродной конструкцией корпуса, не связанного с внутренними агрегатами и не имеющего на внешней поверхности никаких элементов, создающих местное аэродинамическое сопротивление; теплосъем в лобовой части аппарата снижает нагрев конструкции при оптимально обеспеченных аэродинамических характеристиках;

- конструкция РН и БКА малоразмерная и относительно дешевая, не требующая, в том числе, специально оборудованного космодрома для старта, первая ступень РН приземляется с применением парашютной системы, орбитальный аппарат приземляется с применением парашютной системы;

- космическая скорость полета при «нырянии» орбитального аппарата в плотные слои атмосферы может поддерживаться применением выдвигной аэродинамической иглы, изменение положения которой обеспечивает управление полетом;

- максимально возможное в условиях Земли удаление орбитального аппарата от плоскости схода с орбиты обеспечивается достаточным аэродинамическим качеством в сочетании с атмосферным реактивным двигателем БКА, использующим нагрев жидкости, охлаждающей лобовую часть корпуса аппарата, с ее переходом в газовую фазу.

Такой комплекс украинские специалисты могут создать в кооперации с иностранными коллегами и бизнесменами в рамках коммерциализации космических исследований и привлечения частной инициативы в условиях мировых тенденций.

1. *Афанасьев И.* «Чистая» перекись // *Новости космонавтики.* — 2004. — № 12. — 10 с.
2. *Левенко А. С.* Универсальный ЖРД. Техническое предложение. *Механика воздушно-космических систем.* — Д.: Стилус, 2012. — 100 с.
3. *Левенко А. С.* Малоразмерный ракетный комплекс с возвращаемым орбитальным аппаратом. Техническое предложение // *Механика воздушно-космических систем.* — Д.: ООО с ИИ «Типография Украина», 2013. — 74 с.
4. Пат. на винахід № 84479. Спосіб польоту на навколосезну орбіту багаторазового повітряно-космічного апарата та багаторазовий повітряно-космічний апарат для здійснення способу / Ю. С. Алексеев, В. І. Кукушкин, О. С. Левенко. — Опубл. 27.10.2008 р.
5. *Kukushkin V. I., Levenko A. S.* The Project of the Ukrainian Reusable Aerospace Plane and Reusable Satellite in Aerospace Complex // 2nd International ARA Days — “10 Years after ARD”. Abstract booklet. — 21–23 October, Arcachon, 2008. — P. 83.
6. *Levenko A. S., Kukushkin V. I., Konashkov A. I.* Modernization of the propulsion system scheme of the craft X-15 with liquid propellant jet engine for the airspace plane // *Frontiers in Aerospace Engineering.* — 2013. — 2, N 4. — P. 227–234.
7. *Levenko A. S., Sichevyyi A. V.* Studying of the possibility of development of the small-sized rocket complex with the space rocket and the returned orbital apparatus // *Frontiers in Aerospace Engineering.* — 2014. — 3, N 1. — P. 27–33.

*Стаття надійшла до редакції 19.08.14*

*В. І. Присяжний, О. С. Левенко, О. Л. Паук*

#### АСПЕКТИ СТВОРЕННЯ ОРБІТАЛЬНОГО АПАРАТА, ЩО ПОВЕРТАЄТЬСЯ, У ФОРМІ СУПУТНИКА ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ І РАКЕТИ-НОСІЯ

Подається огляд критеріїв для створення активного орбітального космічного корабля з урахуванням аналізу аспектів застосування рушійної системи, що працює на перекисі водню, і можливості його повернення на Землю. Запропоновано концепцію створення сучасного типу космічного корабля — маневреного на орбіті безпілотного орбітального апарата, що повертається, у варіанті супутника дистанційного зондування Землі. У роботі відображено результати оптимізації конструкції ракети-носія для орбітального апарата.

*V. I. Prisiazhnyi, A. S. Levenko, O. L. Pauk*

#### SOME ASPECTS OF CREATING RETURN ORBITER IN THE FORM OF A REMOTE SENSING SATELLITE AND LAUNCH VEHICLE

We give a review of criteria for the development of an active orbital spacecraft with consideration for the analysis of aspects of the application of the propulsion system running on hydrogen peroxide and the possibility of its return to the Earth. We propose a concept of creating a modern type of the spacecraft which is maneuvering in orbit and returning unmanned orbiter in the of the remote sensing satellite. Our investigation reflects some results of optimizing the design of the launch vehicle for the orbiter.

УДК 528

А. Л. Макаров, Д. К. Мозговой, В. С. Хорошилов, В. Н. Балашов, Д. В. Маслей, В. М. Попель

<sup>1</sup> Державне підприємство «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», Дніпропетровськ

<sup>2</sup> Дніпропетровський національний університет імені Олеся Гончара, Дніпропетровськ

## ЭФФЕКТИВНАЯ ФИЛЬТРАЦИЯ ПРОСТРАНСТВЕННО-ПЕРИОДИЧНЫХ ПОМЕХ НА АРХИВНЫХ СНИМКАХ

---

*Рассматривается эффективный метод коррекции приборных пространственно-периодичных помех на архивных спутниковых снимках, полученных с помощью оптико-механических сканеров. Показаны существенные преимущества фильтрации с использованием двумерного преобразования Фурье с применением комбинированных масок по сравнению с другими методами*

---

Для оценки временных изменений земных покровов часто используются архивные спутниковые снимки [4, 7, 9, 10, 13], особенностью которых являются различные приборные геометрические и радиометрические искажения. Систематические приборные искажения в большинстве случаев могут быть устранены автоматически на борту с использованием радиометрической калибровки по эталонному излучателю либо на начальных этапах наземной обработки с использованием паспортных данных датчика, либо с применением статистических алгоритмов.

Одним из видов приборных искажений являются радиометрические помехи с пространственно-периодичной структурой, обусловленные в основном разбросами значений чувствительности и нелинейности фотоэлементов датчика, а также усиления и динамического диапазона элементов усилительного тракта. Такие помехи характерны как для оптико-механических сканеров [5, 14] (приборы типа МСУ-В, МСУ-С, МСУ-М спутников «Сич-1» и «Океан-О», приборы типа ТМ спутников «Landsat» и др.), так и для оптико-электронных сканеров [11, 12] (приборы типа МСУ-Э спутников «Метеор» и др.).

На снимках от оптико-механических сканеров эти помехи проявляются в виде постоянных в пределах строки отклонения уровня сигнала или в виде «выпавших» строк, принимающих крайние значения яркости (рис. 1).

Нестабильность во времени параметров бортового сканера (особенно при нештатном функционировании) не позволяет автоматически производить компенсацию приборных искажений данного класса непосредственно на борту спутника или на этапе предварительной обработки спутниковых снимков, а используемые алгоритмы статистического устранения приборных помех работают только с ненормализованными изображениями, сохраняющими исходную строчную структуру (т. е. не подвергнутыми ресэмплингу при геометрической коррекции и географической привязке).

Использование конволюционных фильтров [1, 2] для устранения помех с пространственно-периодичной структурой на ресэмплированных изображениях малоэффективно, так как медианные фильтры не обеспечивают достаточного подавления помех, сглаживающие фильтры снижают пространственное разрешение снимка, а направленные фильтры вносят значительные нелинейные радиометрические искажения (см. рис. 9).

На рис. 2 приведена геометрическая схема пространственно-периодичной помехи (а) и ее спектральный образ (б).

Снимок оптико-механического сканера, имеющего  $k$  элементов в линейке, представляет цифровое растровое изображение с линейными размерами  $m \times n$  и пиксельными размерами  $M \times N$ , пиксели которого представляют собой дискретные отсчеты  $F(x, y)$  с пространственными периодами  $L_x$  и  $L_y$  для непрерывной функции интенсивности  $G(x, y)$ , ограниченной пространственными частотами  $u_{\max}$  и  $v_{\max}$  (рис. 3).

Пространственная периодичность приборных помех от оптико-механических сканеров позво-

ляет производить их эффективную фильтрацию в области пространственных частот  $u, v$  с использованием математического аппарата спектрального анализа и синтеза, например двумерного преобразования Фурье [3, 15].

При использовании преобразования Фурье фильтрация заключается в выполнении следующих операций (рис. 4).

1. Производится переход от пространственно-представления  $G(x, y)$  к пространственно-частотному  $G(u, v)$  путем прямого преобразования Фурье:

$$G(u, v) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} G(x, y) \exp[-2\pi i(ux + vy)] dx dy .$$

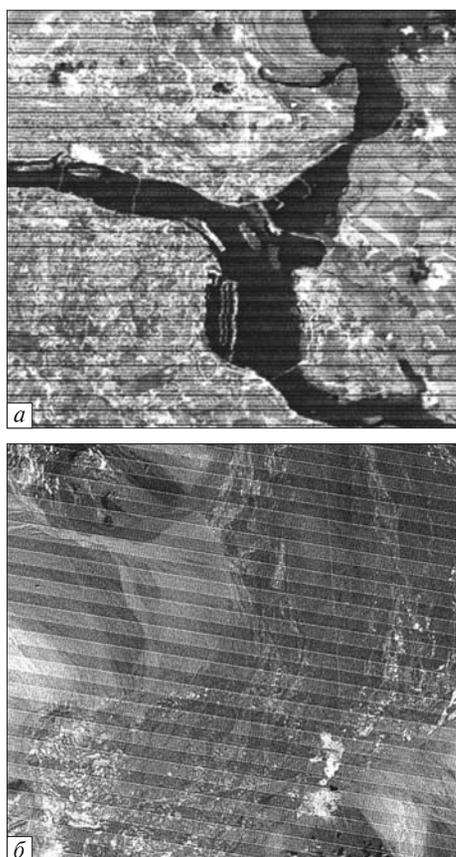


Рис. 1. Характерные помехи оптико-механических сканеров: а — негеореференцированное изображение (4-й канал МСУ-В, спутник «Океан-О»), б — геореференцированное изображение (1-й канал ТМ1, спутник «Landsat»)

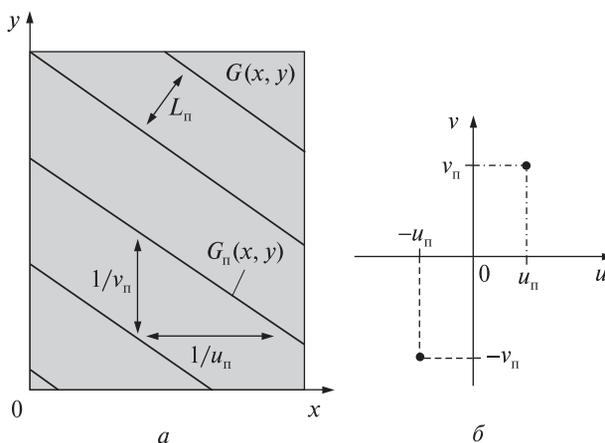


Рис. 2. Схема пространственно-периодичной помехи: а — изображение, описываемое функцией интенсивности  $G(x, y)$ , а также периодическая помеха  $G_n(x, y)$  с пространственным периодом  $L_n = (u_n^2 + v_n^2)^{-1/2}$ ; б — спектральный образ помехи

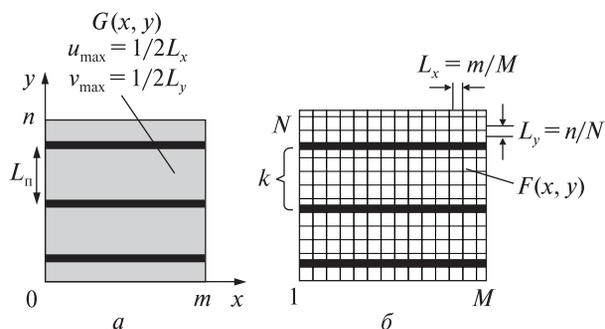
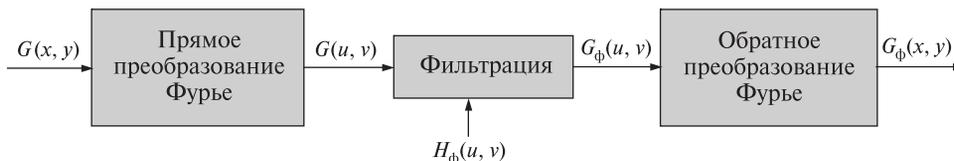
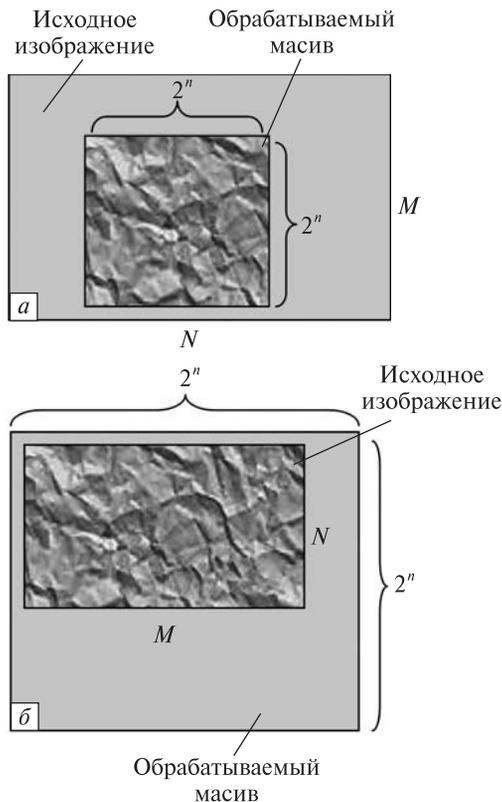


Рис. 3. Снимок сканера в виде цифрового растрового изображения



**Рис. 4.** Схема алгоритма фильтрации с использованием преобразования Фурье:  $G(x, y)$  — исходное изображение,  $G(u, v)$  — исходный пространственно-частотный спектр,  $G_\phi(u, v)$  — фильтрованный пространственно-частотный спектр,  $G_\phi(x, y)$  — фильтрованное изображение,  $H_\phi(u, v)$  — передаточная функция фильтра



**Рис. 5.** Способы приведения изображения к размеру  $2^n \times 2^n$  пкп

2. Производится фильтрация (удаление периодической помехи) в частотной области путем умножения исходного спектра  $G(u, v)$  на передаточную функцию фильтра  $H_\phi(u, v)$  (маску с нулевыми значениями в области пространственных частот помехи  $u_n, v_n$  и единичными в остальной области пространственных частот):

$$G_\phi(u, v) = G(u, v) \cdot H_\phi(u, v).$$

3. Производится обратное преобразование Фурье для возврата от пространственно-частот-

ного представления  $G_\phi(u, v)$  к пространственному  $G_\phi(x, y)$ :

$$G_\phi(x, y) = \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} G_\phi(u, v) \exp[2\pi i(ux + vy)] dudv.$$

Параметры маски  $H_\phi(u, v)$  определяются по известному пространственному периоду помехи или экспериментально по результатам фильтрации.

Для представления цифровых растровых изображений в области пространственных частот (построения фурье-образа  $F(u, v)$ ) применяется дискретное двумерное прямое преобразование Фурье [14]:

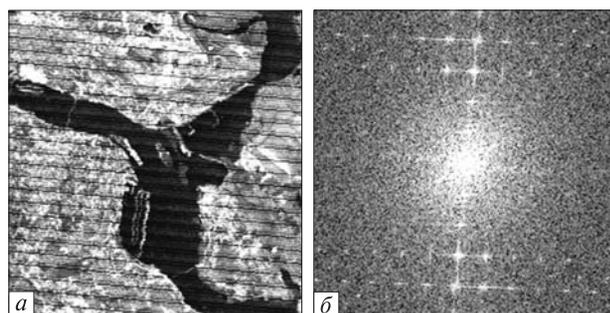
$$F(u, v) = \sum_{x=0}^{M-1} \sum_{y=0}^{N-1} [f(x, y) \exp(-i2\pi ux/M - i2\pi vy/N)],$$

где  $M$  и  $N$  — количество пикселей исходного изображения по горизонтали и вертикали соответственно,  $i$  — мнимая единица,  $u, v$  — переменные пространственных частот.

Для ускорения расчетов используется алгоритм Кули-Тьюки быстрого преобразования Фурье, который при  $N$  отсчетах уменьшает количество пар операций умножения/деления с  $2N^2$  до  $N \log_2 N$ . Перед его использованием пиксельный размер изображения приводится к квадрату с пиксельным размером  $2^n \times 2^n$  путем выделения части изображения (рис. 5, а) или дополнения пикселями с нулевыми значениями (рис. 5, б).

В данном случае применено пространственное выделение  $2^8 \times 2^8$  пикселей (рис. 6, а) для снимка, показанного на рис. 1, а, подвергнутого ресэмплингу.

Полученный в результате двумерного прямого преобразования фурье-образ  $F(u, v)$  для отобра-



$-u, -v$	$u, -v$
$-u, v$	$u, v$

$\sigma$

**Рис. 6.** Фрагмент показанного на рис. 1, *a* изображения: *a* — пространственное выделение  $2^8 \times 2^8$  для ресэмплированного снимка, *б* — плотность  $F(u, v)$  распределения пространственных частот (фурье-образ снимка),  $\sigma$  — знаки переменных пространственных частот на образе

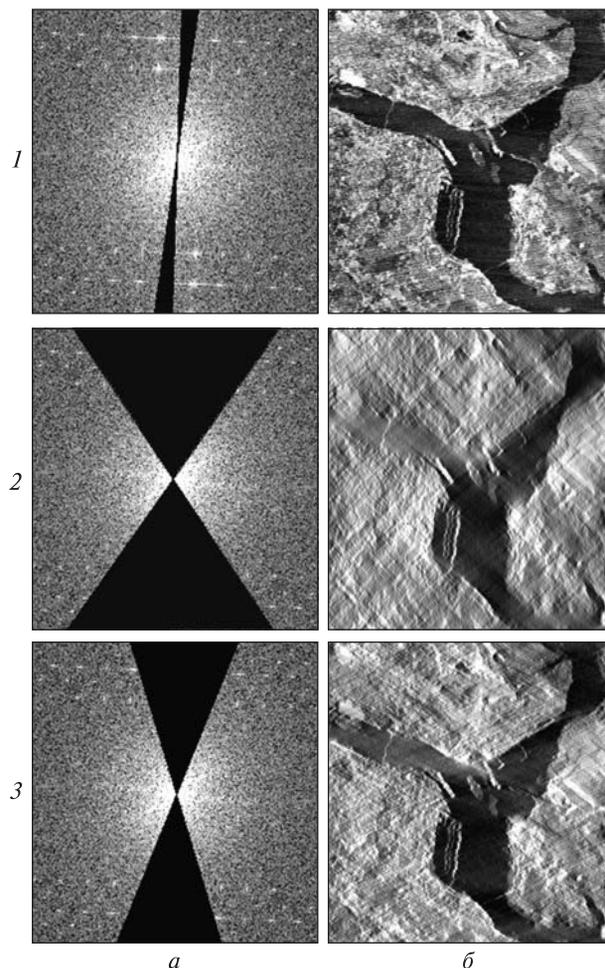
жения в режиме 256 градаций серого подвергается нормализации (амплитудному масштабированию) [15]:

$$F_n(u, v) = 255 \ln \left[ 1 + (e - 1) \frac{|F(u, v)|}{|F_{\max}(u, v)|} \right],$$

где  $F(u, v)$  — значение элемента образа после прямого преобразования Фурье,  $F_{\max}(u, v)$  и  $F_n(u, v)$  — максимальное и нормализованное (отображаемое) значения элемента образа.

Нормализованный образ  $F_n(u, v)$  (рис. 6, *б*) отображает плотность распределения пространственных частот в обрабатываемом массиве. Переменные пространственных частот  $u, v$  принимают как положительные, так и отрицательные значения, которые располагаются на образе Фурье симметрично относительно начала координат (рис. 6,  $\sigma$ ), что требует соответствующей симметрии при наложении маски.

Для выполнения фильтрации на области пространственных частот, подлежащих удалению, накладываемая фильтрующая маска, состоящая из пикселей с нулевыми значениями (т. е. соот-



**Рис. 7.** Клиновидные маски трех типов: *a* — фурье-образы снимков  $F(u, v)$  с наложенными масками  $H(u, v)$ , *б* — полученные фильтрованные изображения

ветствующим элементам образа Фурье присваивается нулевое значение).

На рис. 7 показаны клиновидные маски 1—3, наиболее эффективные для данного класса помех, и полученные фильтрованные изображения. На рис. 7, *a* приведены фурье-образы снимков  $F(u, v)$  с наложенными масками  $H(u, v)$ , а на рис. 7, *б* — изображения после фильтрации (без выравнивания гистограммы). Видно, что для узкой маски 1 характерны слабое подавление высоких пространственных частот, недостаточное подавление помехи и незначительные радиометрические искажения; для широкой маски 2 — сильное подавление высоких простран-

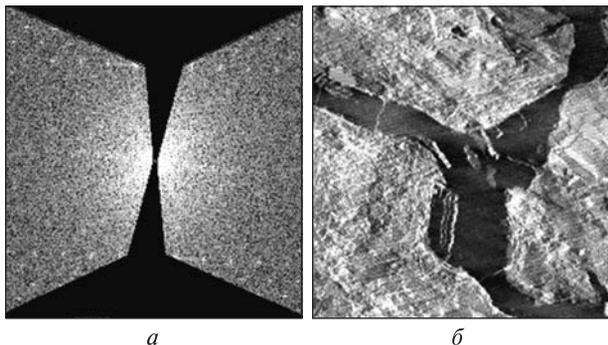


Рис. 8. Фурье-образ снимка на рис. 6, *a* с комбинированной маской (*a*) и полученное отфильтрованное изображение (без выравнивания гистограммы) (*б*)

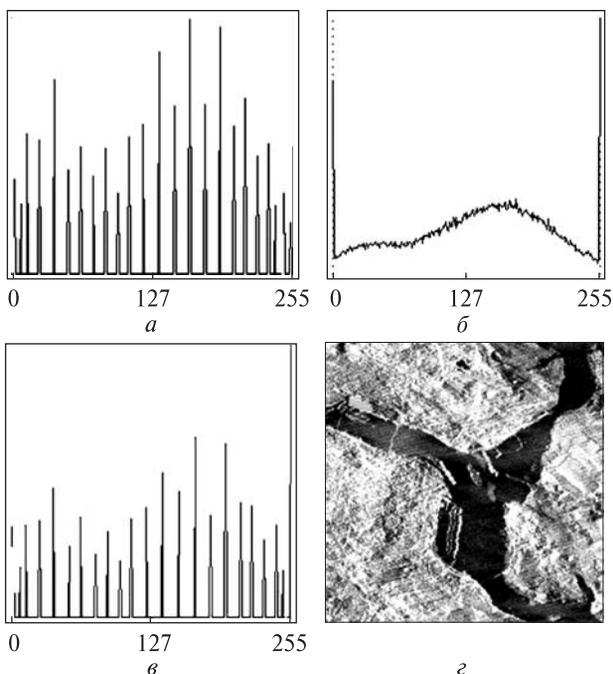


Рис. 9. Результат радиометрической коррекции путем выравнивания гистограммы: *a* — распределение яркости пикселей фильтрованного изображения до выравнивания гистограммы, *б* — распределение яркости пикселей исходного изображения, *в* — распределение яркости пикселей фильтрованного изображения после выравнивания гистограммы, *г* — изображение после выравнивания гистограммы

венных частот, достаточное подавление помехи и значительные радиометрические искажения, для средней маски  $\mathcal{Z}$  — умеренное подавление высоких пространственных частот, достаточное

подавление помехи и заметные радиометрические искажения.

При необходимости параллельно с фильтрацией пространственно-периодических помех можно выполнить низкочастотную или высокочастотную фильтрацию путем добавления соответствующих масок.

Для возврата к растровому изображению  $f(x, y)$  выполняется обратное двумерное преобразование Фурье:

$$f(x, y) = (MN)^{-1} \sum_{u=0}^{M-1} \sum_{v=0}^{N-1} [F(u, v) \times \exp(i2\pi ux / M + i2\pi vy / N)],$$

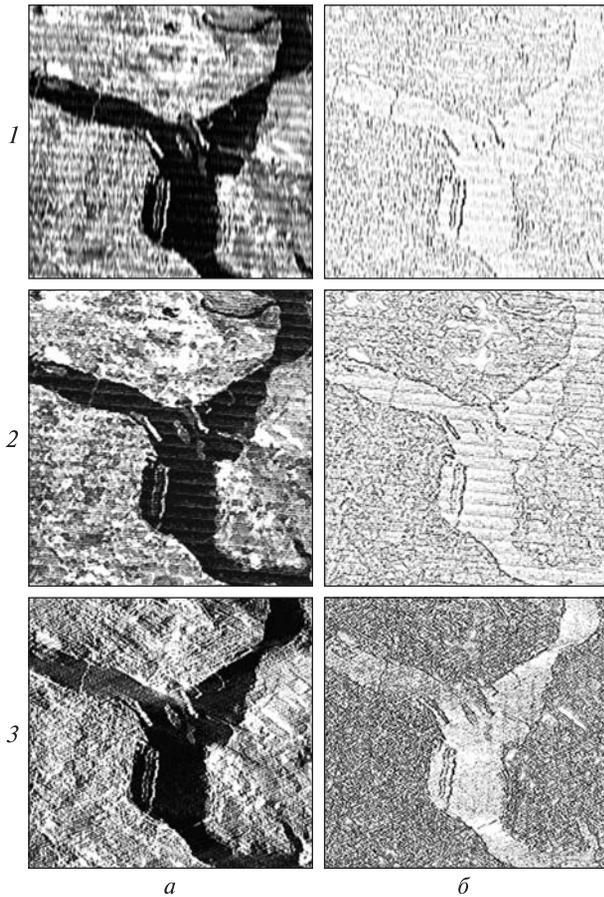
где  $x = \{1 \dots N\}$ ,  $y = \{1 \dots M\}$  — пиксельные координаты элементов исходного цифрового изображения по горизонтали и вертикали соответственно.

В отфильтрованном изображении будут удалены периодические компоненты, пространственный период которых соответствует отфильтрованным на фурье-образе пространственным частотам. Качество фильтрации определяется используемой маской. Как видно из рис. 7, при фильтрации с использованием преобразования Фурье подавление помехи также связано со снижением пространственного разрешения и радиометрическими искажениями, но существенно в меньшей степени, чем при использовании конволюционных фильтров.

Для повышения четкости отфильтрованного изображения используется подобранная опытным путем комбинация из клиновидной и треугольной масок (рис. 8).

Для коррекции радиометрических искажений, вносимых непосредственно преобразованием Фурье, выполняется операция выравнивания гистограммы с использованием в качестве эталона исходного снимка (рис. 6, *a*). Результат радиометрической коррекции путем выравнивания гистограммы показан на рис. 9.

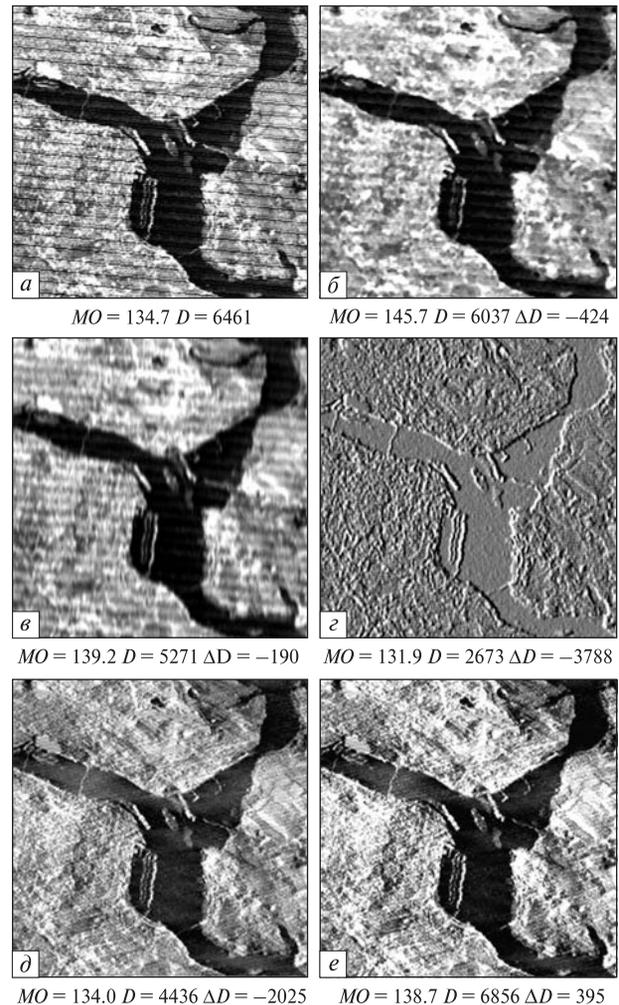
Достоинством фильтрации с использованием двумерного преобразования Фурье по сравнению со стандартной конволюционной фильтрацией на основе «скользящих» масок является возможность выполнения улучшающих операций радиометрической коррекции (эквализация



**Рис. 10.** Результаты выполнения улучшающих операций повышения четкости (а) и выделения контуров (б) в комбинации с разными методами фильтрации: 1 — конволюционная низкочастотная фильтрация, 2 — конволюционная медианная фильтрация, 3 — фурье-фильтрация

гистограммы, локальное контрастирование и др.) и преддиффузионной обработки (повышение четкости, выделение контуров и др.) без заметного проявления компонентов помех, оставшихся после фильтрации (см. рис. 10). Кроме того, такая фильтрация может применяться в одном технологическом цикле обработки совместно с гомоморфной фильтрацией, также использующей прямое и обратное преобразования Фурье.

Для сравнительной оценки качества фильтрации радиометрических помех с пространственно-периодической структурой на рис. 11 по-



**Рис. 11.** Результаты фильтрации различными фильтрами: а — исходное изображение с помехами, б — изображение после медианной фильтрации (размер ядра  $3 \times 3$ ), в — изображение после низкочастотной фильтрации (размер ядра  $3 \times 9$ ), г — изображение после направленной фильтрации (размер ядра  $3 \times 3$ , угол  $5^\circ$ ), д — изображение после фурье-фильтрации (комбинированная маска на рис. 6), е — изображение после выравнивания гистограммы

казаны результаты фильтрации одного и того же участка изображения, выполненные различными фильтрами, а также соответствующие исходному и отфильтрованным изображениям статистические моменты (математическое ожидание  $MO$  и дисперсия  $D$ ), рассчитанные по формулам:

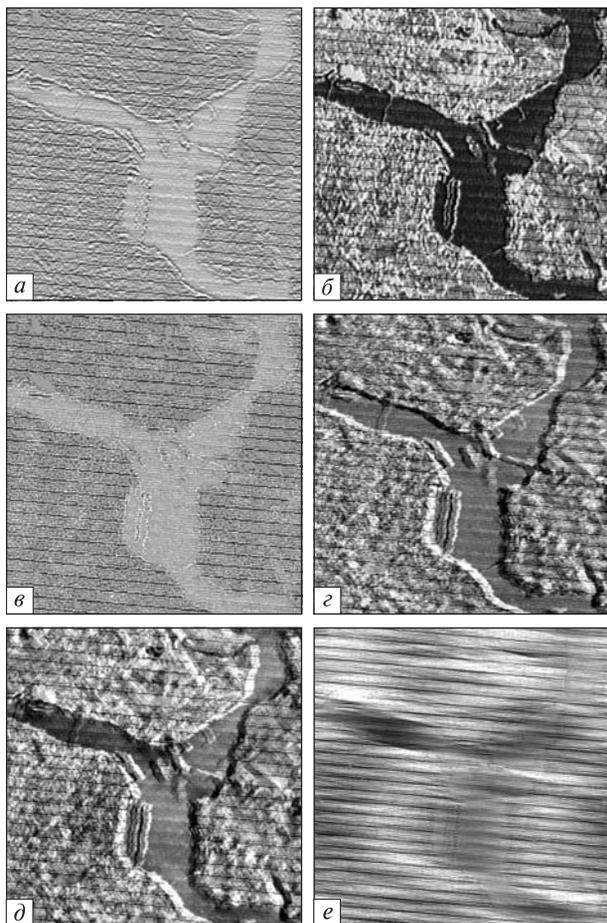


Рис. 12. Компоненты, удаленные в процессе фильтрации: *a* — низкочастотная фильтрация, *б* — направленная фильтрация, *в* — медианная фильтрация, *г* — фурье-фильтрация (узкая маска), *д* — фурье-фильтрация (широкая маска), *е* — фурье-фильтрация (комбинированная маска)

$$MO = \sum_{x=1}^M \sum_{y=1}^N [f(x, y) \cdot P(x, y)],$$

$$D = \sum_{x=1}^M \sum_{y=1}^N (P(x, y) \cdot [f(x, y) - M]^2),$$

где  $P(x, y)$  — вероятность появления пиксела со значением  $f(x, y)$ .

На рис. 12 показаны компоненты, удаленные в процессе фильтрации.

Результаты обработки других снимков также подтвердили высокую эффективность предложенного метода фильтрации по сравнению с традиционными.

## ВЫВОДЫ

Предложен эффективный метод фильтрации приборных пространственно-периодических помех с применением комбинированных масок, обеспечивающий существенные преимущества по сравнению с другими методами.

1. Грузман И. С., Киричук В. С., Косых В. П. и др. Цифровая обработка изображений в информационных системах. — Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2002. — 351 с.
2. Мозговой Д. К. Підвищення інформативності супутникової зйомки малорозмірних об'єктів земної поверхні // Програма наук. конф. за підсумками науково-дослідної роботи ун-ту за 2012 рік. — Дніпропетровськ: ДНУ, 2012. — С. 92.
3. Мозговой Д., Волошин В. Фільтрація просторово-періодичних приладових завод на супутникових знімках // 36. праць Таврійської державної агротехнічної академії. — 2003. — 20, вип. 4.
4. Мозговой Д. К., Корчинський В. М., Кравець О. В. Використання вейвлетів в обробці супутникових знімків високого просторового розрізнення // Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка. — 2009. — Вип. 13, т. 1, № 17/4. — С. 65—71.
5. Мозговой Д. К. Фільтрація приборних періодических помех // VIII Міжнародна молодіжна науково-практична конференція «Людина і космос», 13–14 квітня 2006 р, Дніпропетровськ, Національний центр аерокосмічної освіти молоді України: 36. тез. — Дніпропетровськ: НЦАОМУ, 2006. — С. 397.
6. Мозговой Д. К. Применение комбинированных масок для фильтрации периодических помех // Прикладна геометрія та інженерна графіка. — К.: Укр. асоціація з прикладної геометрії, 2008. — С. 175—179.
7. Мозговой Д. К. Использование данных MODIS и ASTER для решения актуальных прикладных задач // Междунар. научно-практическая конф. «Стратегические решения информационного развития экономики, общества и бизнеса на современном этапе», 17–19 июля 2013 г., п. Научный, Крым. — Тезисы докладов. — С. 113—114.
8. Мозговой Д. К., Волошин В. И., Бушуев Е. И. Фільтрація радіометрических помех с пространственно-периодической структурой // Проблемы управления и информатики. — 2004. — № 3. — С. 97—106.
9. Мозговой Д. К., Кравець О. В. Класифікація малоразмерных объектов на спутниковых снимках // Екологія та ноосферологія. — 2009. — 20, № 3-4. — С. 26—30.
10. Мозговой Д. К., Кравець О. В. Распознавание мало-размерных объектов с использованием библиотеки классов // Вісник ДНУ. Ракетно-космічна техніка. — 2009. — Вип. 13, т. 1, № 17/4. — С. 71—75.

11. *Отчеты* о приеме информации с космического аппарата «Океан-О» по радиолинии 8.2 ГГц. — Чернигов: ГНПП «Обрій», 1999...2001 гг.
12. Dolinets Y., Mozgovoy D. Specialists training in ERS // Advanced space technologies for the humankind prosperity: International Conf. — Dnepropetrovsk: Yuzhnoe State Design Office, 2007. — P. 123.
13. Mozgoviy D. K., Parshina O. I., Voloshin V. I., Bushuev Y. I. Remote sensing and GIS application for environmental monitoring and accidents control in Ukraine. Geographic uncertainty in environmental security / Ed. by A. Morris, S. Kokhan. — Dordrecht: Springer, Published with NATO Public Diplomacy Division, 2007. — P. 259—270.
14. Mozgovoy D. Method of programm's control of angle motion of remote sensing satellite during the shooting // Technologies: Present and Future. International Conference. — Dnepropetrovsk: Yuzhnoe State Design Office, 2013. — P. 158—159.
15. Mozgovoy D. K., Voloshin V. I., Bushuev E. I. Filtration of radiometric interference with a space-periodic structure // J. Automation and Inform. Sci. — 2004. — 36, N. 6. — P. 14—22.

*Стаття надійшла до редакції 14.07.14*

*О. Л. Макаров, Д. К. Мозговий, В. С. Хорошилов,  
В. М. Балашов, Д. В. Маслей, В. М. Попель*

#### ЕФЕКТИВНА ФІЛЬТРАЦІЯ ПРОСТОРОВО-ПЕРІОДИЧНИХ ЗАВАД НА АРХІВНИХ ЗНІМКАХ

Розглядається ефективний метод корекції приладових просторово-періодичних завад на архівних супутникових знімках, отриманих за допомогою оптико-механічних сканерів. Показано істотні переваги фільтрації з використанням двовимірного перетворення Фур'є із застосуванням комбінованих масок у порівнянні з іншими методами.

*A. L. Makarov, D. K. Mozgovoy, V. S. Horoshilov,  
V. N. Balashov, D. V. Maslyey, V. M. Popel'*

#### EFFICIENT FILTERING OF SPACE-PERIODIC DISTORTIONS ON ARCHIVE IMAGES

We consider an efficient method to correct instrument spatial-periodic distortion on the archive satellite images obtained with the optometrist-mechanical scanner. Some essential advantages of filtering with the use of the Furie two-dimensional transformation with combine masks are shown to take place as compared with other methods.

УДК 621.384.3

Л. А. Міхеєнко, В. М. Боровицький

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

## СИСТЕМА РАДІОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ ПРЕЦИЗІЙНИХ ОПТИКО-ЕЛЕКТРОННИХ ЗОНДУВАЛЬНИХ СИСТЕМ КОСМІЧНОГО БАЗУВАННЯ «МУЛЬТИСФЕРА»

---

*Пропонуються нові підходи, схеми та апаратні рішення для радіометричного калібрування оптико-електронних зондувальних систем космічного базування та для абсолютизації вимірювань енергетичних характеристик. Ці схеми та апаратні рішення використовують джерело випромінювання на основі оптично узгоджених інтегровальних сфер. Така конструкція джерела випромінювання забезпечує вихідну яскравість до  $600 \text{ Вт}/(\text{см}^2)$  у динамічному діапазоні  $10^6$  та нерівномірність яскравості у площині вихідної апертури 0.5 %. Це гарантує високий метрологічний рівень вимірювань з використанням компонентів, доступних в Україні.*

---

### ВСТУП

Дистанційне зондування Землі є однією з найперспективніших космічних технологій. Воно дозволяє одержувати різноманітну інформацію про геосферу в різних діапазонах електромагнітного спектру для подальшого науково-прикладного використання. Оптико-електронні зондувальні системи (ОЕЗС) займають значне місце у складі супутникової та авіаційної зондувальної апаратури. Їм відводиться найсуттєвіша роль у вивченні природних ресурсів, попередженні глобальних гідрометеорологічних стихійних явищ, вивченні техногенного впливу на навколишнє середовище тощо [12, 17, 18, 23–25]. Якість та достовірність супутникових досліджень безпосередньо залежить від рівня їхнього метрологічного забезпечення і точності радіометричного калібрування ОЕЗС. Тому розробкою відповідних методів та засобів радіометричного калібрування займається більшість провідних держав світу. Найбільших успіхів у цьому напрямку досягли США, починаючи із систем радіометричного калібрування супутників серії «Landsat» [16, 18, 25], європейські країни, Японія та Росія, де у різний час були створені досить

досконалі калібрувальні системи для радіометричної апаратури супутників «Ресурс», «Фрагмент», «Метеор» та інших [1, 3, 15]. Такі роботи були започатковані в Україні, зокрема для радіометричного калібрування вітчизняних спектродіаметричних систем космічного базування, які встановлені на супутниках «Egypstsat-1», «Січ-2», «Січ-2М», та систем високої роздільної здатності нового покоління [2].

Слід зазначити, що вимірювання енергетичних характеристик та калібрування прецизійних ОЕЗС космічного базування на думку провідних фахівців в цій галузі є однією з найскладніших проблем в оптичній радіометрії. Розроблені до нашого часу системи радіометричного калібрування вже не відповідають сучасним вимогам щодо точності, спектрального діапазону, розмірів апертури вимірювальних випромінювачів, їхньої інтегральної яскравості та діапазону її зміни, однорідності поля яскравості, та деяких інших параметрів [11].

В Україні вирішення цієї проблеми додатково ускладнюється через недосконалість вітчизняної еталонної радіометричної бази, відсутність державних повірочних схем передачі деяких одиниць оптичних величин, фізичне та моральне старіння метрологічного обладнання та елемен-

тів тощо. Можливості сучасних методів та засобів радіометричного калібрування прецизійних спектрорадіометричних приладів та систем, зокрема ОЕЗС, значною мірою вичерпані. Це суттєво ускладнює розробку нових перспективних приладів високої і надвисокої роздільної здатності для дистанційного зондування Землі та космічних досліджень.

### СУЧАСНІ СИСТЕМИ РАДІОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ

Основним завданням систем радіометричного калібрування (СРК) є вимірювання:

- функції передачі сигналу (ФПС) — залежності електричного сигналу на виході ОЕЗС до оптичного сигналу на її вході,
- зонної характеристики (ЗХ) — нерівномірності чутливості окремих пікселів багатовіментних приймачів випромінювання, які є основою ОЕЗС, при рівномірному полі яскравості об'єкта,
- спектральної характеристики (СХ),
- темнових та шумових характеристик ОЕЗС, параметрів електронного тракту системи вторинної обробки інформації.

На основі цих вимірювань визначаються інтегральна та спектральна чутливості, динамічний діапазон та нелінійність перетворення сигналу, порогові характеристики і параметри тощо.

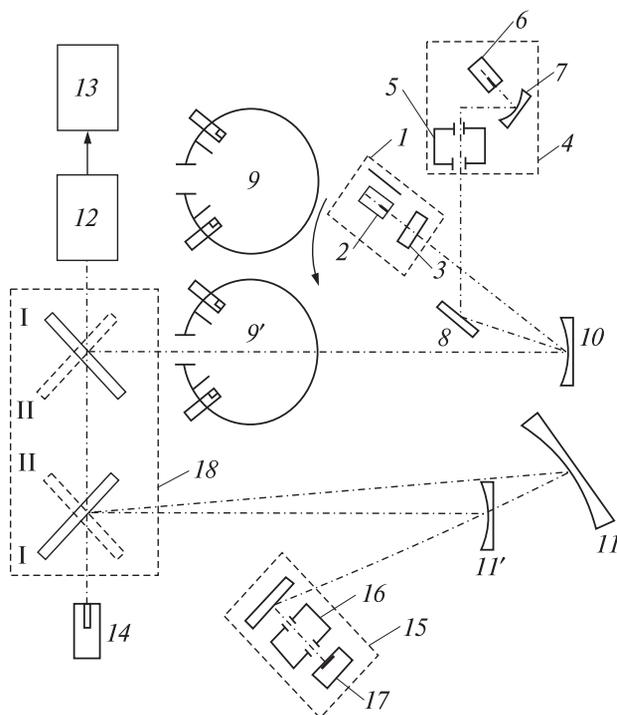
Найважливішим етапом радіометричного калібрування є передача одиниці радіометричної величини від еталона до робочих випромінювачів СРК і приймачів ОЕЗС. На цьому етапі відбувається абсолютизація вимірювань характеристик і параметрів ОЕЗС і їхня прив'язка до національних та міжнародних еталонів і повірочних схем. Радіометричне калібрування частково відбувається на стадії виробничих процесів, є обов'язковим при передполітній підготовці. Зараз частіше ставиться питання про калібрування ОЕЗС (або її елементів) і під час експлуатації супутника на орбіті.

Порівняльний аналіз діючих СРК різних країн та методів покращення їхніх метрологічних характеристик показав, що незважаючи на деякі конструктивні та методичні відмінності, сучасні системи радіометричного калібрування викона-

но за схожими структурними схемами [1, 3, 15–17] (рис. 1). Вони включають:

- випромінювачі змінної яскравості (ВЗЯ) у більшості випадків на основі методу зворотних квадратів, для вимірювання ФПС,
- дифузні випромінювачі сталої яскравості на основі інтегрувальної сфери (ІС) для вимірювання ЗХ,
- монохроматичні випромінювачі на базі подвійних монохроматорів з дифракційними ґратками для вимірювання СХ,
- системи передачі одиниць радіометричних величин від еталонів до робочих випромінювачів.

В останніх найчастіше використовуються моделі високотемпературних чорних тіл або стріч-



**Рис. 1.** Узагальнена схема радіометричного калібрування оптико-електронних зондувальних систем: 1 — випромінювач змінної яскравості; 2 — джерело випромінювання; 3 — молочне скло; 4 — спектральний випромінювач; 5 — монохроматор; 6 — джерело випромінювання; 7 — конденсор; 8 — дзеркало; 9, 9' — дифузний випромінювач; 10, 11, 11' — сферичні об'єктиви; 12 — калібрований пристрій; 13 — вимірювальний блок; 14 — еталонне джерело випромінювання; 15 — спектрокомпаратор; 16 — монохроматор; 17 — приймач випромінювання; 18 — блок комутаторів

кові лампи розжарення і проекційні дзеркальні оптичні системи. Радіометричною величиною тут є спектральна густина енергетичної яскравості (СГЕЯ).

До недоліків сучасних СРК слід віднести те, що ФПС через мале поле яскравості випромінювача змінної яскравості вимірюється тільки для невеликої кількості пікселів ОЕЗС, а для решти елементів — визначається екстраполяцією за результатами вимірювання ЗХ. У той же час вимірювання ЗХ через недостатню яскравість дифузного випромінювача здійснюється при рівнях, що не перевищують 20—30 % від максимального необхідного значення. Тобто, проблема полягає у тому, що вимірювання ФПС і ЗХ здійснюється або для невеликої кількості пікселів приймача випромінювання в усьому динамічному діапазоні яскравості, або для всіх пікселів, але тільки на початковій ділянці динамічного діапазону, що знижує точність калібрування.

Абсолютизація вимірювань ФПС і ЗХ зазвичай здійснюється у два етапи:

- на першому одиниця спектральної густини енергетичної яскравості переноситься від еталона до дифузного випромінювача через дзеркальний об'єктив,
- на другому одиниця передається від дифузного випромінювача, який є, таким чином, вторинним еталоном СРК, — до випромінювача змінної яскравості через ОЕЗС, яку калібрують.

Крім зниження точності за рахунок подвійної екстраполяції при вимірюванні ФПС і ЗХ та двоступеневій процедурі абсолютизації вимірювань, така методика не враховує відмінностей спектральних характеристик дифузного випромінювача та випромінювача змінної яскравості. Також не береться до уваги залежність шумових характеристик ОЕЗС від рівня вхідного сигналу.

#### **ВИМОГИ ДО СУЧАСНИХ І ПЕРСПЕКТИВНИХ СИСТЕМ РАДІОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ**

Численні міжнародні дослідження в рамках Плану створення Глобальної системи супутникових спостережень Землі (GEOS), Робочої групи із калібрування та валідації (WGSV) та Комітету із

супутникових досліджень Землі GEOS [17, 22, 23] показали, що:

- інтегральна яскравість об'єктів, що реєструються ОЕЗС, повинна становити 200—300 Вт/ср·м<sup>2</sup>,
- діапазон зміни яскравості повинен перевищувати 10<sup>5</sup>,
- нерівномірність чутливості лінійки або матриці приймачів ОЕЗС не повинна перевищувати 1—2 %,
- гранична відносна похибка відтворення радіометричної величини має бути меншою, ніж 0.02—0.06.

Відповідні, але вищі метрологічні характеристики та параметри повинна забезпечувати калібрувальна апаратура. Крім того, на базі міжнародного стандарту EMVA 1288 було розроблено і проаналізовано енергетичну модель прецизійної ОЕЗС, що дозволило оцінити потенційні можливості таких систем і потенційні вимоги до СРК. Зокрема було визначено, що:

- максимальна енергетична яскравість калібрувальних випромінювачів повинна перевищувати 600 Вт/ср·м<sup>2</sup>,
- нерівномірність поля сформованої яскравості має бути меншою, ніж 0.5 %,
- динамічний діапазон зміни яскравості повинен перевищувати 10<sup>5</sup>—10<sup>6</sup>,
- спектральний діапазон випромінювачів повинен становити 0.3—3.0 мкм для ОЕЗС, що працюють у видимій та у ближній інфрачервоній ділянках спектру.

Аналіз відомих СРК, зокрема кращої російської установки «Камелія» [3] та закордонних систем калібрування NASA (США), Європейського космічного агентства, Японського космічного агентства та інших [16], показав, що вони задовольняють наведені вимоги лише на 30—40 %.

Таким чином, для суттєвого підвищення метрологічних характеристик СРК потрібно як вдосконалення методичної та елементної бази радіометричного калібрування сучасних ОЕЗС, так і створення принципово нових методів та засобів вимірювання енергетичних характеристик та радіометричного калібрування ОЕЗС космічного базування високої та надвисокої просторової та енергетичної роздільної здатності.

### ДИFUЗНИЙ ВИПРОМІНЮВАЧ ЗМІННОЇ ЯСКРАВОСТІ НА ОСНОВІ ОПТИЧНО УЗГОДЖЕНИХ ІНТЕГРУВАЛЬНИХ СФЕР

Авторами запропоновано принципово новий тип дифузного випромінювача змінної яскравості (ДВЗЯ) на основі оптично узгоджених ІС, який дозволяє значно поліпшити метрологічні характеристики СРК [5, 14]. Конструктивну схему ДВЗЯ показано на рис. 2. Джерела випромінювання 1 розташовані у первинних інтегрувальних сферах 2, а випромінювання від них через набір калібрувальних діафрагм 3, що регулюють його величину, потрапляють у вторинну інтегрувальну сферу 4. У вихідній апертурі 5 вторинної ІС, де встановлюється ОЕЗС 6, формується змінне поле яскравості високої однорідності і з фотометричним тілом, що наближається до ламбертівського.

Основні переваги запропонованого випромінювача такі.

1. Велика кількість джерел випромінювання у первинних ІС дозволяє підвищити світловий потік, що потрапляє у вторинну ІС і тим самим значно збільшити яскравість вихідної апертури ДВЗЯ.

2. Наявність точних калібрувальних діафрагм змінного перерізу дозволяє регулювати вихідну яскравість ДВЗЯ у великому динамічному діапазоні без зміни спектрального складу випромінювання.

3. Відсутність джерел випромінювання, їхньої арматури та інших конструктивних елементів у вторинній ІС значно поліпшує її фотометричні властивості, що сприяє формуванню вихідного поля яскравості вищої однорідності, ніж у традиційних випромінювачів.

4. Змінне за величиною вихідне поле яскравості великої інтенсивності і апертури ДВЗЯ дозволяє одночасно опромінювати всі пікселі ОЕЗС у всьому динамічному діапазоні, тобто вимірювати одночасно ФПС і ЗХ при незмінній конфігурації установки, виключити екстраполяцію результатів і суттєво підвищити точність калібрування ОЕЗС.

5. За рахунок високої однорідності вихідного поля яскравості і ламбертівської форми його фотометричного тіла значно послаблюються вимо-

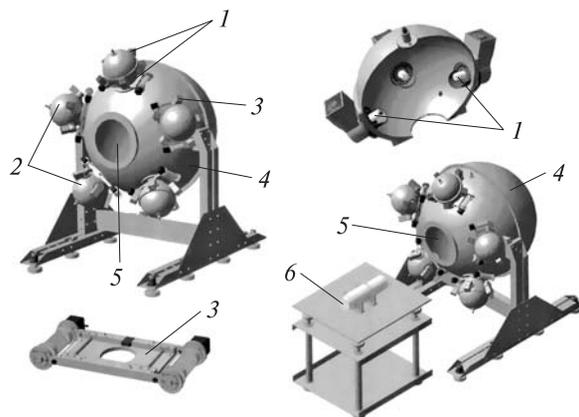


Рис. 2. Конструктивна схема дифузного випромінювача змінної яскравості

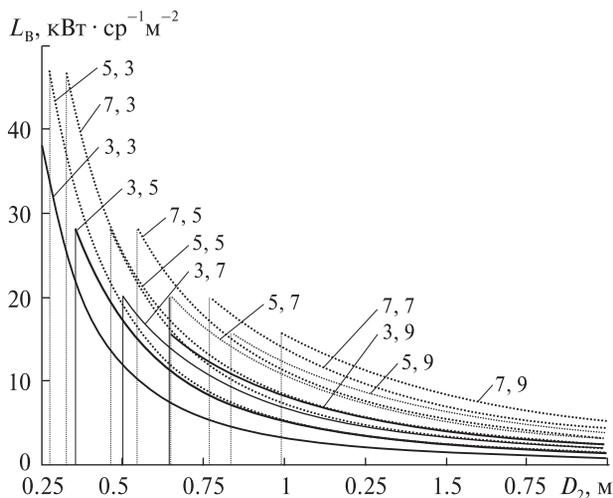
ги до точності розміщення ОЕЗС відносно ДВЗЯ і ДВЗЯ відносно спектрокомпаратора і вторинного еталона СГЕЯ. Практично ОЕЗС, що калібрується, може бути розташована безпосередньо у вихідній апертурі ДВЗЯ без додаткової оптичної системи.

6. Покращення фотометричних властивостей вторинної ІС дає змогу використовувати нові непрямі методи переносу одиниць радіометричних величин від еталона до випромінювача, зокрема з використанням еталона світлового потоку та вторинної ІС, що розширює і поліпшує методи абсолютизації вимірювань на установці.

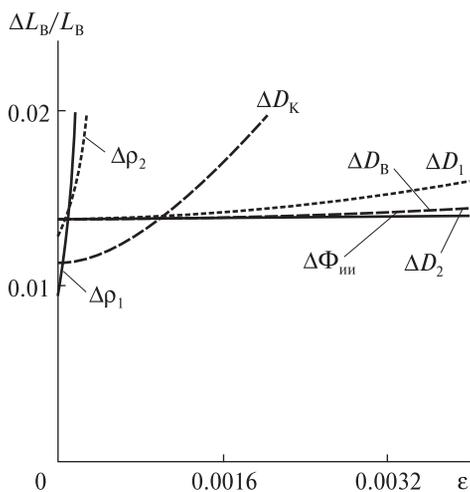
Було розроблено та проаналізовано математичну модель ДВЗЯ [5, 14, 20], побудовану на методі послідовних відбиттів променів та енергетичному обміні випромінювання між первинними та вторинною ІС. Яскравість вихідної апертури ДВЗЯ описується виразом

$$L_v = \frac{N_1 N_{\text{дв}} \Phi_{\text{дв}} A_k}{(\pi D_1 D_2)^2} \cdot \frac{\rho_1}{1 - \rho_1 \left(1 - \frac{A_{k1}}{\pi D_1^2}\right)} \times \frac{\rho_2}{1 - \rho_2 (1 - 0.5 A_k N_1 (1 - \sqrt{1 - (D_B / D_2)^2})}), \quad (1)$$

де  $N_1$  — кількість первинних інтегрувальних сфер,  $N_{\text{дв}}$  — кількість джерел випромінювання в кожній ІС,  $\Phi_{\text{дв}}$  — енергетичний потік джерела випромінювання,  $A_k$  — площа калібрувальної діафрагми,  $D_1$ ,  $D_2$  та  $\rho_1$ ,  $\rho_2$  — діаметри та



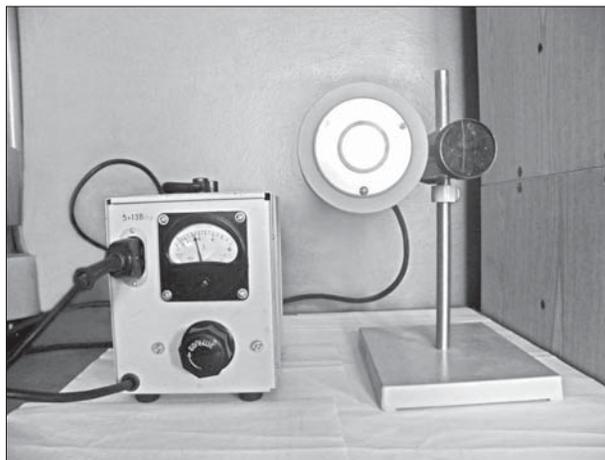
**Рис. 3.** Графіки залежності вихідної яскравості дифузного випромінювача змінної яскравості від основних конструктивних параметрів. Числа біля кривих — значення  $N_1, N_{дв}$  відповідно



**Рис. 4.** Графіки залежності сумарної відносної похибки дифузного випромінювача змінної яскравості від первинних похибок  $\epsilon$  основних конструктивних елементів (згідно з виразом (1))

коефіцієнти відбивання покриттів первинних і вторинної ІС відповідно,  $D_B$  — діаметр вихідної апертури.

Додаткова освітленість вторинної ІС, що створюється в результаті енергетичного обміну між первинними та вторинною сферами, описується виразом [21]



**Рис. 5.** Вторинний еталон спектральної густини енергетичної яскравості

$$E_{д\sigma}^{(2)} = \frac{\Phi_{дв} A_k^3}{A_1^2 A_2^2} \left(1 - \rho \frac{A_1 - A_k}{A_1}\right)^{-2} \left(1 - \rho \frac{A_2 - A_k - A_B}{A_2}\right)^{-2} \times \left[1 - \left(\frac{A_k^2}{A_1 A_2} \left(1 - \rho \frac{A_1 - A_k}{A_1}\right)^{-1} \left(1 - \rho \frac{A_2 - A_k - A_B}{A_2}\right)^{-1}\right)\right]^{-1},$$

де  $A_1, A_2$  — площі внутрішніх поверхонь первинних та вторинної ІС відповідно.

Для обчислення спектральних характеристик ДВЗЯ у наведених виразах достатньо замінити інтегральні значення  $\Phi_{дв}$  на відповідні спектральні залежності.

Графіки залежності вихідної яскравості ДВЗЯ від кількості  $N_1$  первинних ІС, кількості  $N_{дв}$  джерел випромінювання в кожній із них, та основних конструктивних розмірів наведено на рис. 3.

Енергетичний аналіз та експериментальне дослідження розробленої моделі ДВЗЯ показали наступне.

1. Його інтегральна яскравість та динамічний діапазон її зміни в 2.5—3.0 рази перевищує яскравість традиційних випромінювачів.

2. Неоднорідність поля яскравості зменшується в 2—3 рази, що достатньо для радіометричного калібрування перспективних ОЕЗС високої і надвисокої просторової й енергетичної роздільної здатності.

3. Спектральний діапазон ДВЗЯ при використанні внутрішніх покриттів на основі політетраф-

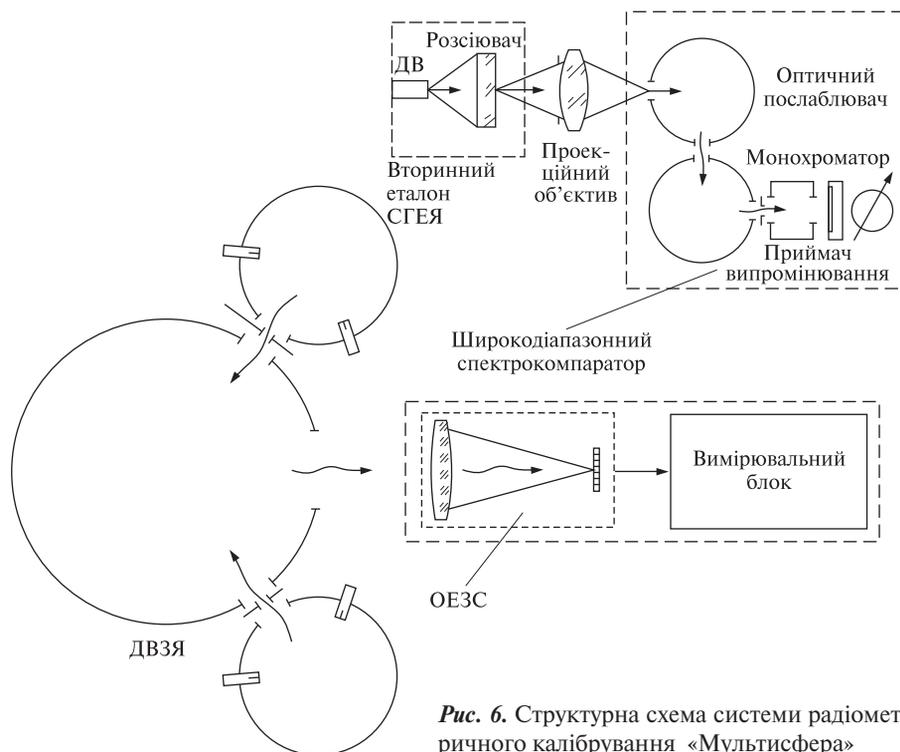


Рис. 6. Структурна схема системи радіометричного калібрування «Мультисфера»

торетилену («Spectralon SRS-44» і «Поліхром-1») складає не менше 0.35—2.20 мкм.

Аналіз похибок ДВЗЯ довів що найбільше впливають на сумарну похибку випромінювача нестабільність покриттів ІС та зміна розмірів калібрувальних діафрагм [10, 19]. Графіки залежності похибок установки вихідної яскравості від первинних похибок основних елементів ДВЗЯ наведено на рис 4. Аналіз умов мінімізації цих похибок показав, що їхнє виконання дозволяє зменшити сумарну похибку встановлення вихідної яскравості ДВЗЯ до 1—2 % навіть при напруженому тепловому режимі первинних ІС.

#### МЕТРОЛОГІЧНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ СИСТЕМИ РАДІОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ

З урахуванням вимог до СРК було виконано огляд та аналіз діючих еталонів, повірочних схем та елементної метрологічної бази України, Росії та держав СНД з метою їхнього вибору для застосування при радіометричному калібруванні вітчизняних ОЕЗС. На жаль, сучасна метрологічна

база України не дозволяє в повній мірі задовольнити вимоги, що висувуються до СРК нового покоління, тому авторами було запропоновано нові методи вирішення цієї проблеми [7].

Зокрема, було розглянуто можливість використання в якості вторинного еталона СГЕЯ галогенної лампи з розсіювачем із молочного скла замість стрічкової лампи, або моделі чорного тіла, які використовуються в СРК Росії, але в Україні не виробляються. На базі розробленої моделі випромінювача з розсіювальним елементом [6] був створений діючий макет такого зразкового випромінювача (рис. 5).

Дифузний випромінювач змінної яскравості на оптично-узгоджених ІС має великий значний динамічний діапазон. Тому процедура прямого компарування його вихідної яскравості чи СГЕЯ із вторинним еталонем дуже складна, бо найбільша точність переносу досягається лише при рівності компарованих величин. Автори запропонували оригінальний широкодіапазонний спектрокомпаратор на базі двох оптично узгоджених ІС із змінною діафрагмою між ними [9,

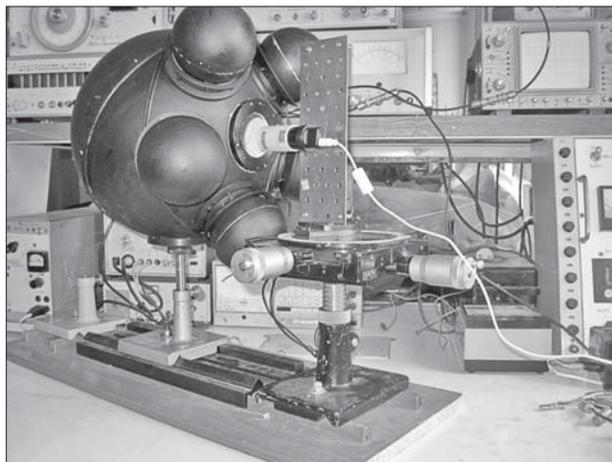


Рис. 7. Макетна установка системи радіометричного калібрування «Мультисфера»

#### Основні характеристики і параметри СРК «Мультисфера»

Спектральний діапазон	0.4—2.20 мкм
Діаметр вихідної апертури дифузного випромінювача	0.25 м
Максимальна інтегральна яскравість апертури дифузного випромінювача	600 Вт·ср <sup>-1</sup> ·м <sup>-2</sup>
Динамічний діапазон зміни вихідної яскравості	10 <sup>6</sup>
Відтворюваний діапазон спектральної густини енергетичної яскравості	(0.05—700) Вт·ср <sup>-1</sup> ·м <sup>-2</sup> ·мкм <sup>-1</sup>
Нерівномірність яскравості вихідної апертури дифузного випромінювача	0.5 %

13]. Схему цього спектрокомпаратора показано на рис. 6.

На базі теорії ДВЗЯ було розроблено математичну модель, методи розрахунку і рекомендації щодо підбору основних елементів цього компаратора. Теоретично і експериментально було показано:

- сумарна похибка компарування не перевищує 0.2 % в динамічному діапазоні послаблення не меншому, ніж 10<sup>4</sup>,
- спектральний діапазон при використанні покриттів типу «Spectralon» чи «Поліхром-1» становить 0.35—2.20 мкм.

Важливо, що запропонований спектрокомпаратор не потребує точного розміщення проєкції випромінюючої площадки каліброваного випромінювача відносно вхідної апертури ІС та вхідної щілини монохроматора відносно її вихідної апертури.

З використанням розроблених елементів на основі ГОСТ 8.195-89 та ДСТУ 3193-95 було розроблено схему переносу одиниці СГЕЯ від первинного еталона до ДВЗЯ з кінцевою відносною похибкою 0.02—0.03, що достатньо для радіометричного калібрування сучасних і перспективних ОЕЗС з високою роздільною енергетичною здатністю.

#### СИСТЕМА РАДІОМЕТРИЧНОГО КАЛІБРУВАННЯ «МУЛЬТИСФЕРА»

На основі виконаних досліджень авторами було запропоновано принципово нову СРК «Мультисфера» [4, 8], структурна схема та фотографія якої показана на рис. 6, 7. Крім ДВЗЯ, вона включає систему передачі одиниці СГЕЯ від вторинного еталона на базі галогенної лампи з розсіювачем та широкодіапазонний спектрокомпаратор з використанням послаблювача на основі оптично узгоджених ІС. ОЕЗС та спектрокомпаратор послідовно встановлюються перед вихідною апертурою ДВЗЯ. Основні характеристики і параметри прогнозованої СРК «Мультисфера» наведено в таблиці.

#### ВИСНОВКИ

Отримані в роботі результати становлять наукову основу для розробки і удосконалення систем радіометричного калібрування прецизійних ОЕЗС космічного базування з високою енергетичною і просторовою роздільною здатністю та значним динамічним діапазоном реєстрованої яскравості об'єктів.

1. Аванесов Г. А., Богданов А. А., Наумов А. П. Методика и аппаратура радиометрической градуировки в абсолютных энергетических единицах многозональной сканирующей системы «Фрагмент» // Исслед. Земли из космоса. — 1981. — № 6. — С. 79—88.
2. Вариченко Л. В., Колобродов В. Г., Ладыка Я. Е. и др. Методы и средства измерения энергетических характеристик оптико-электронных систем космического

- зондирования Земли // Космічна наука і технологія. — 2006. — **12**, № 2/3. — С. 59—69.
3. Киселёв И. А., Коростелев А. И., Нараева М. К. и др. Контроль энергетических характеристик многозональных сканирующих устройств ИСЗ «Ресурс-01» // Исслед. Земли из космоса. — 1991. — № 2. — С. 34—43.
  4. Михеенко Л. А. Проблемы и перспективы энергетической калибровки оптико-электронных систем дистанционного зондирования Земли высокого и сверхвысокого разрешения // Приладобудування 2011: стан і перспективи: тези доп. (міжнар. наук.-техн. конф., 19—20 квітня 2011 р.). — К., 2011. — С. 73—74.
  5. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Излучатель переменной яркости на основе сопряженных интегрирующих сфер // Технология и конструирование радиоэлектронной аппаратуры. — 2006. — № 6 (66). — С. 61—64.
  6. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Вторичный эталон яркости на базе галогенной лампы накаливания // Технология и конструирование радиоэлектронной аппаратуры. — 2008. — № 3 (75). — С. 61—64.
  7. Михеенко Л. А., Боровицкий В. Н. Метрологическое обеспечение радиометрической калибровки оптико-электронных устройств дистанционного зондирования Земли // Космічна наука і технологія. — 2009. — **15**, № 5. — С. 3—15.
  8. Михеенко Л. А. Енергетичне калібрування оптико-електронних систем дистанційного зондування Землі високої роздільної здатності // Приладобудування 2009: стан і перспективи: тези доп. (міжнар. наук.-техн. конф., 28 — 29 квітня 2009 р.). — К., 2009. — С. 42.
  9. Михеенко Л. А., Білінська І. Ю. Широкодіапазонний спектрокомпаратор // Вісник НТУУ «КПІ». Сер. Приладобудування. — 2009. — Вип. 38. — С. 30—38.
  10. Михеенко Л. А., Гордієнко Ю. О. Метрологічний аналіз дифузного випромінювача змінної яскравості на основі спряжених інтегровальних сфер // Наук. вісті НТУУ «КПІ». — 2009. — № 5. — С. 88—95.
  11. Панфилов А. С., Бурдакин А. А., Иванов В. С. и др. Работы ВНИИОФИ в области метрологического обеспечения радиометрической калибровки и полетного контроля стабильности оптической аппаратуры наблюдения Земли // Современные проблемы дистанционного зондирования Земли из космоса: Сб. статей. — 2007. — **1**, вып. 6. — С. 288—294.
  12. Панфилов А. С., Саприцкий В. И. Глобальная система наблюдения Земли и обеспечение единства измерений при её реализации // Измерит. техника. — 2005. — № 4. — С. 71—72.
  13. Пат. на корисну модель 52547 Україна, МПК G01J 1/02. Фотометричний ослаблювач / Л. А. Михеенко, І. Ю. Білінська. — № u201003426; Заявл.24.03.2010; Опубл.25.08.2010, Бюл. № 16.
  14. Пат. на корисну модель 58152 Україна, МПК G01J 1/10 602В 21/06. Випромінювач змінної яскравості на основі сполучених інтегровальних сфер / Л. А. Михеенко, Ю. О. Гордієнко. — № u201007694; Заявл.18.06.2010; Опубл. 11.04.2011, Бюл. № 7.
  15. Тыннисон Т. А., Граф Р. Э., Мяртин Л. О. Поверочная установка «Спектр» для метрологической аттестации аэрокосмической радиометрической аппаратуры в диапазоне длин волн 0.3 — 2.5 мкм // Дистанционное зондирование атмосферы с борта орбитального комплекса «Салют-7» — «Космос-1686» — «Союз-Т14». — Тарту, 1989. — С. 54—66.
  16. Butler J. J., Brown S. W., Sauders R. D., Jonson B. C. Radiometric Measurement Comparison on the Integratny Sphere Source Used to Calibrate the Moderate Resolution Imaginy Spectroradiometer (MODIS) and the “Landsat 7” Enhanced Thematic Mapper Plus (ETM+) // J. Res. Nat. Inst. Stand. and Tehnology. — 2003. — **108**, N 3. — P. 199—208.
  17. Global Earth Observation System GEOSS. 10-Year Implementation Plan. GEO 1000. — 2005. — 27 p.
  18. Mendenhall J. A., Lencioni D. E., Evans J. B. Spectral and radiometric calibration of the advanced land imager // Lincoln lab. J. — 2005. — N 2. — P. 207 — 223.
  19. Mikheenko L. A. Metrological advantages of the light source based on optically connected integration // Proc. SPIE. — 2012. — **8511**. — P. 39.1—39.12.
  20. Mikheenko L. A., Borovytsky V. N. Precise uniform light source based on optically connected integration spheres for optical instrument calibration // Proc. SPIE. — 2011. — **8154**. — P. 19.1—19.9.
  21. Mikheenko L. A., Borovytsky V. N. Energetic balance in the precise uniform light source based on optically connected integration spheres // Proc. SPIE. — 2013. — **8866**. — P. 8866IV.1 — 8866IV.12.
  22. Miura T., Huete A., Yoshioka R. Evaluation of sensor calibration uncertainties on vegetation indices for MODIS // IEEE Trans. Geosci. and Remote Sens. — 2000. — **38**, N 3. — P. 1399 — 1409.
  23. Ohring G., Wielicki B., Spencer R., et al. Satellite Instrument Calibration for Measuring Global Climate Change // NIST Publ. — 2004. — N 7047. — 108 p.
  24. Suzuki N., Narimatsu Y., Nagura N., et al. Large integrating sphere of prelaunch calibration system for Japanese earth resources satellite optical sensors // Proc. SPIE. — 1991. — **1493**. — P. 48—57.
  25. Walker J. H., Cromer C. L. A technique for improving the calibration of large-area sphere sources // Proc. SPIE. — 1991. — **1493**. — P. 224—230.

Стаття надійшла до редакції 18.08.14

*Л. А. Михеенко, В. М. Боровицкий*

**СИСТЕМА РАДИОМЕТРИЧЕСКОЙ КАЛИБРОВКИ  
ПРЕЦИЗИОННЫХ ОПТИКО-ЭЛЕКТРОННЫХ  
ЗОНДИРУЮЩИХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО  
БАЗИРОВАНИЯ «МУЛЬТИСФЕРА»**

Предлагаются новые подходы, схемы и аппаратные решения для радиометрической калибровки оптико-электронных зондирующих систем космического базирования и для абсолютизации измерений энергетических характеристик. Эти схемы и аппаратные решения используют источник излучения на основе оптически сопряженных интегрирующих сфер. Такая конструкция источника излучения обеспечивает выходную яркость до  $600 \text{ Вт}/(\text{ст}\cdot\text{м}^2)$  в динамическом диапазоне  $10^6$  и неравномерность яркости в плоскости выходной апертуры 0.5 %. Это гарантирует высокий метрологический уровень измерений с использованием компонентов, доступных в Украине.

*L. A. Mikheenko, V. N. Borovytskyi*

**“MULTISPHERE” SYSTEM OF RADIOMETRIC  
CALIBRATION OF PRECISE SPACE BORNE  
OPTO-ELECTRONIC INSTRUMENTS  
FOR REMOTE SENSING**

We propose new procedures, schemes and apparatus for the calibration of precise electro-optical instruments for remote sensing and for the absolutization of measurements of energetic characteristics. The procedures and schemes apply the light source based on optically-interconnected integrating spheres. For typical light source design the output radiance is up to  $600 \text{ W}/(\text{st}\cdot\text{m}^2)$  with dynamic range 1 000 000 and non-uniformity of the radiance throughout the output aperture is 0.5 %. That guarantees a high metrological level of the measurements using the components available in Ukraine.

УДК 551.510

Г. В. Лизунов, А. Ю. Леонтьев

Институт космічних досліджень Національної академії наук України  
та Державного космічного агентства України, Київ

## ВЫСОТА ПРОНИКНОВЕНИЯ В ИОНОСФЕРУ ВНУТРЕННИХ АТМОСФЕРНЫХ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН

---

*Получены приближённые аналитические решения, описывающие в линейном приближении распространение и диссипацию внутренних атмосферных гравитационных волн (ГВ) в вязкой и теплопроводящей атмосфере Земли. Показано, что основное поглощение ГВ происходит в высотном слое с толщиной порядка локального значения высоты однородной атмосферы. Высота расположения слоя зависит от атмосферных параметров и от спектральных параметров ГВ, но не от интенсивности ГВ. Тем самым даже слабые приземные источники создают накачку энергии на ионосферные высоты, причём каждой монохроматической составляющей ГВ соответствует своя определённая высота диссипации. Рассчитаны кривые, характеризующие проникновение ГВ в ионосферу при различных условиях. Показано, что под действием ветра высота поглощения ГВ изменяется: при встречном ветре она увеличивается, при попутном уменьшается.*

---

### ВВЕДЕНИЕ

Уже более полстолетия ведутся исследования распространения внутренних атмосферных гравитационных волн (ГВ) на ионосферных высотах [18]. Данные наблюдений и теоретические оценки свидетельствуют о том, что ГВ играют важную роль в энергетическом бюджете верхней атмосферы и в формировании картины циркуляции атмосферно-ионосферной среды. Постоянно действующими источниками ГВ в космосе служат процессы нагревания и ускорения газа в полярных сияниях, а также множественные приземные источники — погодные фронты, ячейки грозовой конвекции, землетрясения, цунами, старты ракет, другие природные и техногенные факторы [3, 11, 14, 16, 18—20, 22, 23, 27].

В литературе разработаны два базовых подхода к расчёту распространения и поглощения ГВ в реальной атмосфере. Первый — численное решение исходных уравнений гидродинамики с учётом вязкости и теплопроводности [1, 2, 6, 22]. Второй подход — полуаналитический, когда в приближении геометрической оптики с исполь-

зованием локального дисперсионного уравнения ГВ численно рассчитываются траектории распространения волн и распределение интенсивности вдоль них [17, 18]. Ограниченность обоих подходов состоит в том, что каждый раз строится частное решение, из которого неизвестно, как изменится распределение ГВ при изменении источника колебаний и/или параметров среды. Так, для получения цельной картины волновой активности термосферы в работах [16, 22] были обобщены результаты сотен модельных экспериментов.

Настоящая работа представляет собой попытку получить аналитические соотношения, описывающие проникновение ГВ в термосферу снизу в зависимости от спектральных параметров ГВ.

### МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД

Принципиальная трудность аналитического описания ГВ в реальной (вязкой и теплопроводящей) атмосфере связана с тем обстоятельством, что в условиях поглощения, строго говоря, теряет смысл понятие дисперсионного уравнения ГВ. Поясним это на примере построения решения гидродинамического уравнения движения.

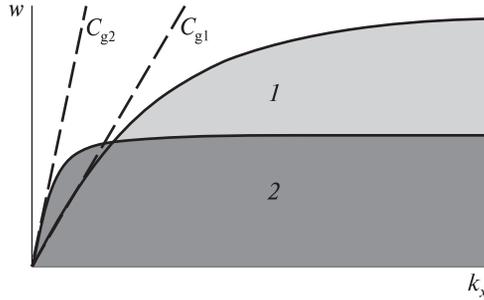


Рис. 1. Дисперсионная плоскость  $\{k_x, \omega\}$ : 1, 2 — области, заполняемые ГВ при распространении в нижней и верхней атмосфере соответственно

С учётом принятых в теории ГВ упрощающих предположений о том, что атмосфера является покоящейся, стационарной, изотермической и химически однородной, а волны линейными, запишем уравнение движения в виде

$$\frac{\partial}{\partial t} \delta \mathbf{V} = -\frac{\nabla \delta p}{\rho_0} + \mathbf{g} \frac{\delta \rho}{\rho_0} + \frac{\eta}{\rho_0} \left( \Delta \delta \mathbf{V} + \frac{1}{3} \nabla (\nabla \cdot \delta \mathbf{V}) \right), \quad (1)$$

где  $\delta \mathbf{V}, \delta p, \delta \rho$  — вариации скорости, давления и плотности воздуха в ГВ,  $\mathbf{g}$  — ускорение свободного падения,  $\eta$  — коэффициент динамической вязкости воздуха. При этом невозмущённые плотность и давление атмосферы распределены по барометрическому закону:

$$\rho_0, p_0 \propto \exp\{-z/H\}, \quad (2)$$

где  $H = RT/\mu g$  — высота однородной атмосферы,  $R$  — газовая постоянная,  $\mu, T$  — молярная масса и температура воздуха, ось  $OZ$  направлена вверх.

Уравнение (1) — линейное дифференциальное уравнение с зависящим от вертикальной координаты коэффициентом  $\rho_0(z)$ , причём данная зависимость является существенной как в качественном отношении (при  $\rho_0 = \text{const}$  не существуют ГВ), так и в количественном отношении ( $\rho_0$  изменяется на 10–11 порядков величины между поверхностью Земли и типичной для нижеследующих расчётов высотой 300 км). Если в правой части уравнения (1) пренебречь членом, описывающим вязкость, то коэффициент  $\rho_0(z)$  исключается из (1) путём подстановки [18]:

$$\begin{aligned} & (\delta \mathbf{V}, \delta p, \delta \rho, \delta T) \rightarrow \\ & \rightarrow (\rho_0^{+1/2} \delta \mathbf{V}, \rho_0^{-1/2} \delta p, \rho_0^{-1/2} \delta \rho, \rho_0^{+1/2} \delta T). \end{aligned} \quad (3)$$

Данная подстановка также производится во всех дополняющих (1) уравнениях гидродинамики, которые мы здесь для краткости не приводим. В результате система исходных уравнений приводится к системе линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами, решение которых ищется в виде плоских монохроматических волн. Для исходных функций решение имеет вид

$$\delta \mathbf{V}, \frac{\delta \rho}{\rho_0}, \frac{\delta p}{p_0}, \delta T \propto \exp \left\{ +\frac{z}{2H} + i(\omega t - k_z z - k_x x) \right\}, \quad (4)$$

где система координат выбрана таким образом, чтобы волновой вектор лежал в плоскости  $XOZ$ :  $\mathbf{k} = \{k_x, 0, k_z\}$ . Частота и волновой вектор ГВ связаны дисперсионным соотношением [18], которое можно приближённо представить в удобном для аналитических выкладок виде [5, 25]:

$$\omega = \frac{c_g k_x}{\sqrt{1 + (k/k_g)^2}}, \quad (5)$$

где  $k_g = (2H)^{-1}$ ,  $c_g = (\omega_g / \omega_a) c_s$ ,  $c_s$  — скорость звука,  $\omega_g = \sqrt{\gamma - 1} g / c_s$  — частота Брента — Ваясяля,  $\omega_a = \gamma g / 2c_s$  — частота акустической отсечки,  $\gamma$  — показатель адиабаты. Отметим, что в (5) входят специфические параметры ГВ — волновое число  $k_g$  и максимальная фазовая скорость  $c_g$ , численно близкая к скорости звука (в термосфере Земли  $c_g = 0.98c_s$ ). Кроме того, имеет место равенство  $\omega_g = k_g c_g$ . На фазовой плоскости  $\{k_x, \omega\}$  дисперсионные кривые ГВ заполняют характерную область, показанную на рис. 1. В предельных случаях длинных и коротких волн

$$\omega = \begin{cases} c_g k_x, & k \ll k_g, \\ \omega_g \cos \theta, & k \gg k_g, \end{cases} \quad (6)$$

где  $\theta = \text{arctg}(k_z / k_x)$  — направление распространения волны относительно горизонтали.

При наличии в уравнении (1) фактора вязкости описанная методика решения не действительна. Замены, исключаяющей зависимость коэффициентов исходных уравнений от вертикальной координаты  $z$ , не существует, плоские волны перестают быть собственными функциями дифференциальной задачи, т. е. не существует и дисперсионное уравнение.

Чтобы в таких условиях аналитически исследовать влияние диссипации на распространение

ние ГВ, в ряде работ [12, 13, 24] было введено искусственное предположение о том, что кинематическая вязкость атмосферы постоянна  $D = \eta / \rho_0 = \text{const}$  (хотя в действительности она экспоненциально увеличивается с высотой). Тогда с помощью подстановки (3) воспроизводится предыдущая схема построения решения, трактуемого как физически корректное, но только в пределах тонких атмосферных слоёв высотой  $\Delta z < H$ . На следующем шаге решения для отдельных слоёв сшиваются между собой краевыми условиями. Распространение ГВ в многослойной атмосфере моделируется численно [12, 13]. Дисперсионное уравнение ГВ в приближении  $D = \text{const}$  имеет вид [25]

$$\omega = \omega' + i\omega'', \quad \omega' = \frac{c_g k_x}{\sqrt{1 + (k/k_g)^2}} - 2Dk_g k_z, \\ \omega'' = D(k^2 - k_g^2). \quad (7)$$

Отметим, что согласно (7) под действием диссипации происходит затухание ГВ с декрементом  $\omega''$  и смещение действительной части частоты волны  $\omega'$ . В области длинных волн  $k < k_g$  поглощение сменяется излучением  $\omega'' < 0$ , что, конечно, некорректно с физической точки зрения.

Вместо того чтобы искать точные решения приближённых уравнений атмосферной гидродинамики (искусственно сконструированных при условии  $D = \text{const}$ ), предпримем в данной работе попытку построить приближённые решения «правильных» уравнений. Будем основываться на следующих общих соображениях. Из сравнения величины вязкого члена в правой части уравнения (1) ( $\sim Dk^2 \delta V$ ) и инерционного члена в левой части ( $\sim \omega \delta V$ ) следует, что в области длинных волн ( $k^2 \ll \omega / D$ ) влияние диссипации на распространение волн мало (при  $k \rightarrow 0$  сколь угодно мало), а в области коротких волн ( $k^2 \gg \omega / D$ ) — велико. Тем самым на каждом высотном уровне, в зависимости от значения коэффициента вязкости  $D(z)$ , можно выделить спектральные диапазоны «очень слабо диссипирующих» и «очень сильно диссипирующих» ГВ. В случае распространения на большие расстояния последние, очевидно, несущественны.

Слабо диссипирующие ГВ, как показано далее, всюду остаются таковыми, даже в области эффективного поглощения волн, в том смысле, что вязкий член в уравнении (1) для них всюду мал, и декремент затухания  $\omega'' \ll \omega'$ .

В таких условиях влиянием поглощения на действительную часть частоты (5) можно в первом приближении пренебречь, а для вычисления декремента затухания воспользоваться общим гидродинамическим подходом, описанным в [4]. Согласно уравнению баланса волновой энергии

$$\omega'' = -\frac{\langle dE_w / dt \rangle}{2\langle E_w \rangle}, \quad (8)$$

где  $\langle E_w \rangle = \langle \rho \delta V^2 \rangle$  — средняя по периоду плотность энергии ГВ (заметим, что средняя кинетическая и потенциальная энергии волны равны между собой),  $\langle dE_w / dt \rangle$  — темп диссипации энергии под действием факторов вязкости и теплопроводности. После соответствующих вычислений (приложение) находим:

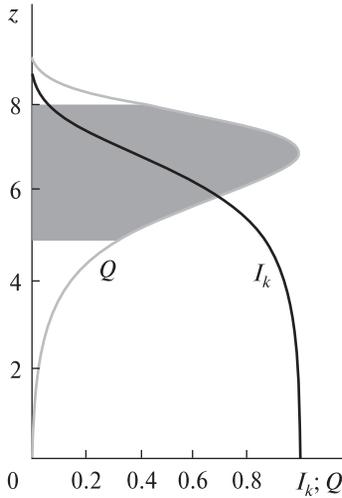
$$\omega'' = aDk^2, \quad (9)$$

где численный коэффициент  $a = 0.87 \dots 0.95$  зависит от газокинетических параметров среды и от спектрального диапазона ГВ. В области коротких волн  $k \gg k_g$  выражение (9) с точностью до коэффициента  $a \approx 1$  совпадает с выражением для декремента (7) из работы [25].

Дисперсионные соотношения (5) и (9) полностью определяют распространение и диссипацию монохроматических составляющих ГВ.

#### ВЕРТИКАЛЬНОЕ РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ИНТЕНСИВНОСТИ ГРАВИТАЦИОННЫХ ВОЛН

Теория поглощения ГВ, распространяющихся из нижних слоёв атмосферы вверх, обнаруживает глубокую аналогию с теорией Чепмена, описывающей поглощение солнечного ультрафиолетового излучения при падении на атмосферу сверху [7]. Поставим задачу с граничным условием: на некотором высотном уровне  $z = z_0$  происходит генерация монохроматической ГВ с заданными спектральными характеристиками  $\omega = \omega(\mathbf{k})$  — необходимо рассчитать распределение интенсивности ГВ в полупространстве  $z > z_0$ . Уравнение волнового переноса энергии



**Рис. 2.** Вертикальное распределение интенсивности  $I_k$  и темпа  $Q$  поглощения энергии ГВ. Выделена область высотой  $3H$ , где происходит поглощение 80 % энергии ГВ

имеет вид

$$\frac{dI_k}{dz} = -2\kappa I_k, \quad (10)$$

где  $I_k = V_{gz} \langle \rho V_k^2 \rangle$  — вертикальный поток энергии (интенсивность) ГВ,  $V_{gz} = \partial\omega / \partial k_z$  — вертикальная групповая скорость ГВ,  $\kappa$  — пространственный декремент затухания (коэффициент поглощения), который выражается через временной декремент затухания с помощью замены  $\kappa = \omega'' / V_{gz}$ . С учётом (9)

$$\kappa = \frac{\omega''}{V_{gz}} = a \frac{k^2}{V_{gz}} D, \quad (11)$$

причём в силу барометрического распределения плотности атмосферы:

$$D = D_0 \exp\left\{\frac{z-z_0}{H}\right\}, \quad \kappa = \kappa_0 \exp\left\{\frac{z-z_0}{H}\right\}, \quad (12)$$

где  $\kappa_0$  и  $D_0$  — значения коэффициентов при  $z = z_0$ ,  $\kappa_0 = a k^2 D_0 / V_{gz}$ .

Решение уравнения (10) представим в виде

$$I_k(z) = I_{k0} \exp\{-\tau(z)\}, \quad \tau(z) = \int_{z_0}^z 2\kappa dz, \quad (13)$$

где  $I_{k0}$  — начальная интенсивность ГВ, параметр  $\tau$  характеризует поглощающую толщину атмосферы (по аналогии с оптической толщиной в теории Чепмена). С учётом (12)

$$\tau(z) = 2\kappa_0 \left[ \exp\left\{\frac{z-z_0}{H}\right\} - 1 \right] H. \quad (14)$$

В практически важном случае  $z - z_0 > H$

$$\tau(z) \approx 2\kappa_0 \exp\left\{\frac{z-z_0}{H}\right\} H = 2\kappa(z)H. \quad (15)$$

Темп поглощения энергии ГВ атмосферой равен

$$Q = -\frac{dI_k}{dz} = Q_m \exp\left\{1 + \frac{z-z_m}{H} - \exp\left(\frac{z-z_m}{H}\right)\right\}, \quad (16)$$

причём максимум поглощения  $Q_m$  достигается на специфическом высотном уровне  $z_m$ , определяемом условием  $\tau(z_m) = 1$  или

$$2\kappa(z_m)H = 2\kappa_0 \exp\left\{\frac{z_m-z_0}{H}\right\} H = 1. \quad (17)$$

Распределения  $I_k(z)$  и  $Q(z)$  представлены на рис. 2. Отметим, что интенсивность ГВ с точностью до некоторого коэффициента совпадает с потоком волнового импульса:  $I_k \propto \langle \rho \delta V_{kx} \delta V_{kz} \rangle$ . Тем самым функция  $Q(z)$  характеризует диссипацию не только энергии, но и количества движения ГВ, и следовательно, действующую со стороны ГВ на атмосферу среднюю силу. Ускорение воздушной среды  $d\langle V_x \rangle / dt \propto Q / \rho_0 \propto e^{z/H} Q$  достигает максимума на высоте:  $z'_m = z_m + H$ . Распределение (16) ранее получено в работе [25].

Как видно из графиков на рис. 2, основное поглощение энергии и импульса ГВ происходит в узком высотном слое с полушириной  $\Delta z \sim H$  (на рис. 2 выделена область размером  $3H$ , где диссипирует 80 % энергии волны). Это обстоятельство играет важную роль при расчёте поглощения ГВ в реальной атмосфере, температура, молекулярный состав и другие параметры которой изменяются с высотой. Имеют значение, очевидно, только значения параметров в окрестности высоты  $z_m$ . Условия на пути распространения ГВ в нижележащей атмосфере не важны из-за малости диссипирующей там энергии.

Интуитивно кажется очевидным, что высота проникновения ГВ должна зависеть от интенсивности волны: слабые волны должны затухать ближе к источнику, сильные — достигать больших высот. Полученные результаты показывают, что это не так: параметр  $z_m$  зависит от атмосферных условий и, через коэффициент поглощения  $\kappa$ , — от спектральных параметров

волны, но не от начальной амплитуды волны. Отсюда следует, что даже слабые приземные источники ГВ создают накачку энергии на ионосферные высоты, причём каждой монохроматической составляющей ГВ соответствует своя определённая высота поглощения.

Чтобы физически истолковать этот результат, примем во внимание фактор амплитудного усиления ГВ с высотой. Согласно (4) в отсутствие диссипации амплитуда ГВ растёт как  $\delta V_k \propto \exp\{z/(2H)\}$ . При наличии диссипации это выражение следует модифицировать:

$$\delta V_k \propto \exp\left\{\int [1/(2H) - \kappa(z)] dz\right\}.$$

Таким образом, на малых высотах, где коэффициент поглощения мал, превалирует фактор усиления, на больших высотах — затухания, а максимум амплитуды волны достигается, когда  $2\kappa(z_m)H = 1$ , что как раз совпадает с условием (17).

Перейдём к исследованию зависимости высоты расположения слоя поглощения  $z_m$  от спектральных характеристик ГВ. Уравнение (17) перепишем в виде

$$\exp\left\{\frac{z_m - z_0}{H}\right\} = C \cdot f, \quad (18)$$

где введены безразмерные параметры — коэффициент  $C$ , зависящий только от параметров атмосферы:

$$C = \frac{\omega_g}{aD_0 k_g^2}, \quad (19)$$

и функция спектральных параметров ГВ:

$$f = \frac{V_{gz} k_g^2}{c_g^2 k^2}. \quad (20)$$

Решение уравнения (18) имеет вид

$$z_m = z_0 + H \ln C + H \ln f, \quad (21)$$

в котором вся спектральная зависимость заключена в последнем члене. Из дисперсионного уравнения (5) найдём явные выражения для вертикальной групповой скорости ГВ:

$$V_{gz} = \frac{\partial \omega}{\partial k_z} = c_g \frac{q_x q_z}{(1+q^2)^{3/2}} = \frac{c_g}{2} \frac{q^2 \sin 2\theta}{(1+q^2)^{3/2}}, \quad (22)$$

где  $\mathbf{q} = \mathbf{k}/k_g$  — нормированный волновой вектор, и выражение для нормированной горизон-

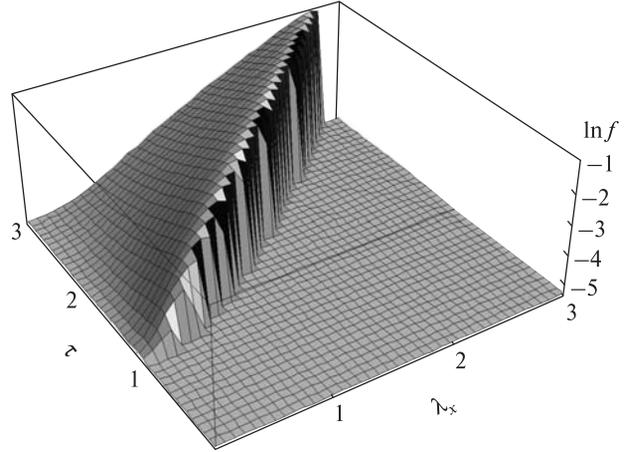


Рис. 3. Спектральное распределение нормированной высоты поглощения ГВ  $\ln f(\lambda_x, \tau)$

тальной фазовой скорости ГВ:

$$\beta = \frac{\omega}{c_g k_x} = \frac{1}{\sqrt{1+q^2}}. \quad (23)$$

Собирая вместе формулы (20), (22) и (23), получим

$$f = \frac{q_x q_z}{q^2 (1+q^2)^{3/2}} = \frac{1}{2} \beta^3 \sin 2\theta. \quad (24)$$

Рис. 3 демонстрирует распределение  $\ln f(\lambda_x, \tau)$  как функцию нормированной горизонтальной длины волны  $\lambda_x = k_g/k_x$  и нормированного периода  $\tau = \omega_g/\omega$ . Распределение имеет вид хребта, пологого со стороны малых фазовых скоростей ГВ и круто обрывающегося в сторону больших фазовых скоростей. При этом область фазового пространства справа от «обрыва» (сверхзвуковая область) запрещена для распространения ГВ. Вертикальные сечения поверхности  $\ln f$  дают соответствующие двумерные распределения — зависимость высоты поглощения от горизонтальной длины волны  $z_m = z_m(\lambda_x)$  при заданном периоде  $\tau$ , зависимость от периода  $z_m = z_m(\tau)$  при заданной длине волны  $\lambda_x$  и пр.

На рис. 4 показано семейство характерных распределений  $z_m = z_m(\lambda_x)$ , известных ранее по данным численных экспериментов [17]. Рассмотрим зависимость  $z_m$  от горизонтальной фазовой скорости ГВ  $\beta = \lambda_x/\tau$ . Согласно (24) максимум спектральной функции  $f_{\max} = \beta^3/2$

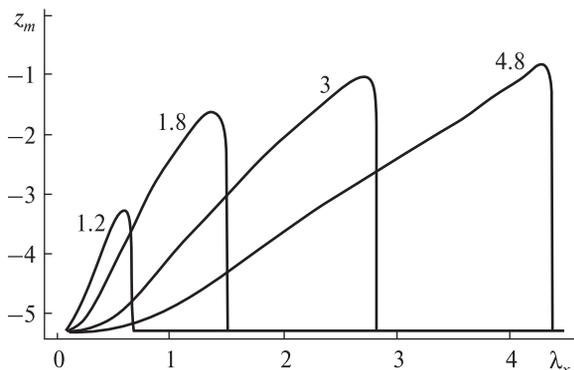


Рис. 4. Зависимость высоты поглощения ГВ от горизонтальной длины волны  $z_m = z_m(\lambda_x)$  при различных периодах ( $\tau = 1.2, 1.8, 3, 4.5$ )

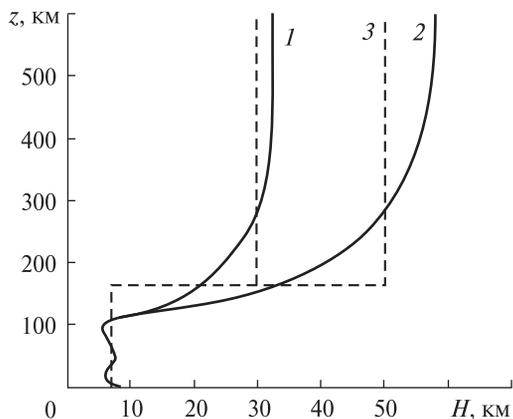


Рис. 5. Вертикальное распределение высоты однородной атмосферы в атмосфере Земли в условиях низкой солнечной активности (1), высокой активности (2) и модель двухслойной атмосферы (3)

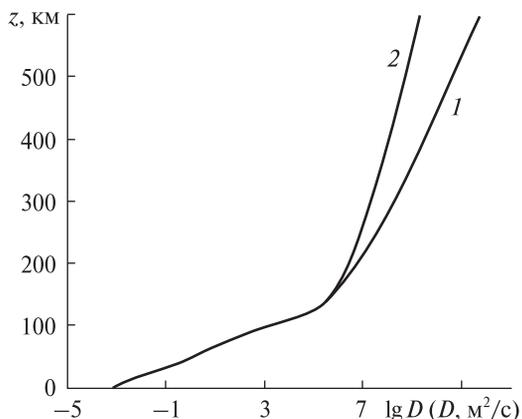


Рис. 6. Вертикальное распределение коэффициента кинематической вязкости  $D$  в условиях низкой (1) и высокой (2) солнечной активности

достигается при распространении волн под углом  $\theta = \pi/4$  к горизонту. Максимальная высота проникновения ГВ в атмосферу при этом равна

$$z_{m\max} = z_a + 3H \ln \beta, \quad (25)$$

где  $z_a = z_0 + H \ln(C/2)$ .

Проверим исходное предположение о том, что диссипация слабо влияет на дисперсию ГВ. С использованием полученных формул можно видеть, что даже на высоте  $z_{m\max}$

$$\frac{\omega''}{\omega'} = \frac{\beta}{\sqrt{2}} \sqrt{1 - \beta^2}.$$

Максимум этого выражения  $\omega''/\omega' = 2^{-3/2} \approx 0.35$  достигается при  $\beta = 1/\sqrt{2}$ , во всём остальном спектральном диапазоне  $\omega''/\omega' \ll 1$ .

### ЧИСЛЕННЫЕ ОЦЕНКИ

Переходя к количественным оценкам необходимо учесть вертикальную неоднородность атмосферы Земли. Изменение температуры и молекулярного состава воздуха с высотой приводит к изменению параметра высоты однородной атмосферы  $H = H(z)$  (рис. 5), показателя адиабаты  $\gamma$  и дисперсионных параметров ГВ:  $k_g = (2H)^{-1}$ ,  $c_g = 2\sqrt{(1 - \gamma^{-1})gH}$  и  $\omega_g = c_g k_g$ . Также имеет значение ветер. Как показано на рис. 5, в диапазоне высот 0...120 км  $H$  варьирует около среднего значения 7 км. В области термоклина 120...180 км  $H$  резко увеличивается, достигая на высотах 180...200 км значений 30...50 км в зависимости от солнечной активности.

Высота проникновения ГВ в термосферу  $z_m$ , определяемая как координата максимума энергопоглощения волны, имеет количественный смысл, очевидно, с точностью до характерных размеров области максимума  $\Delta z_m \sim H$ . Фактически неопределённость параметра  $z_m$  достигает десятков — полусотни километров, что соизмеримо с вертикальными размерами области скачка атмосферных параметров на термоклине. Это обстоятельство позволяет для численных оценок воспользоваться простой моделью двухслойной атмосферы, представленной на рис. 5. Внутри каждого из слоёв атмосфера однородна. Граница между слоями расположена на высоте  $z'_0 = 150$  км. Значения параметров слоёв указаны в таблице. Изменение коэффициента кинема-

тической вязкости  $D = D(z)$  в реальной атмосфере (рис. 6) также согласуется с двухслойной моделью. (Представленные на рисунках кривые и значения параметров в таблице рассчитаны согласно модели атмосферы MSIS-90).

В двухслойной модели высота проникновения ГВ определяется по формуле (25) с использованием параметров нижнего слоя, если  $z_{m\max} < z'_0$ , и верхнего слоя, если  $z_{m\max} > z'_0$ . В переходной области 150–200 км решение интерполируется. Для удобства модельных вычислений точка  $z_0$  привязки коэффициента вязкости  $D_0 = D(z_0)$  переносится на высоту  $z_0 \rightarrow z'_0 = 150$  км, при этом в уравнении (25) параметр высоты

$$z_a \rightarrow z'_0 + H \ln(C/2)$$

является зависящим только от параметров слоёв, но не от уровня генерации ГВ.

Распространение ГВ в двухслойной модели атмосферы происходит с сохранением частоты  $\omega$  и тангенциального волнового числа  $k_x$  (или, что эквивалентно, горизонтальной фазовой скорости  $\omega/k_x$ ), являющихся инвариантами распространения ГВ в вертикально неоднородной атмосфере. При этом волновое число  $k_z = k_z(k_x, \omega)$  изменяется между слоями в соответствии с решением локального дисперсионного уравнения, что приводит к преломлению и частичному или полному отражению ГВ. Эффект частичного отражения эквивалентен просто уменьшению интенсивности прошедшей волны, что не влияет на форму профиля поглощения в верхнем слое. С учётом этих соображений высота проникновения ГВ рассчитывалась в данной работе как функция горизонтальной фазовой скорости волны  $z_{m\max} = z(\omega/k_x)$ . Результаты расчёта показаны на рис. 7.

Как можно видеть из дисперсионной картинки, представленной ранее на рис. 1, спектраль-

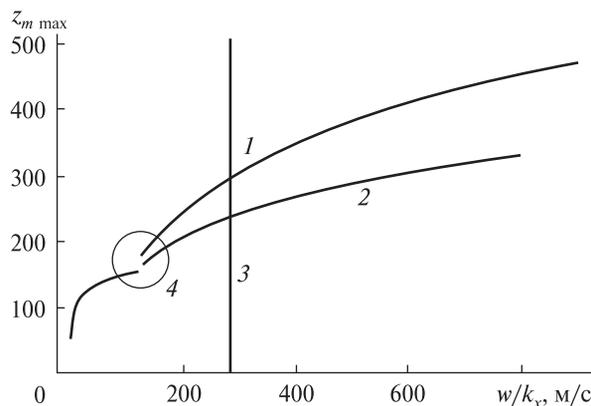


Рис. 7. Высота  $z_{m\max}$  проникновения ГВ в термосферу в зависимости от горизонтальной фазовой скорости  $\omega/k_x$  волны: 1 — высокая солнечная активность, 2 — низкая активность, 3 — максимально возможная фазовая скорость ГВ, генерируемых приземными источниками, 4 — область сшивки решений в нижнем и верхнем слое атмосферы

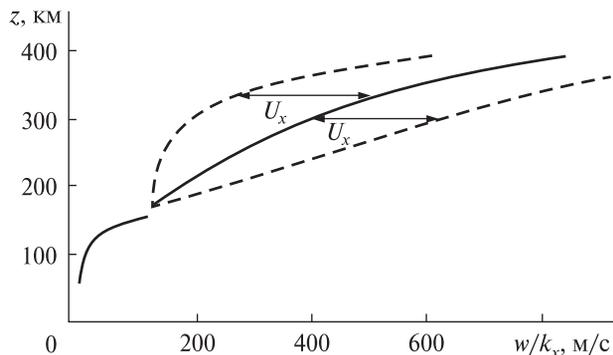
ные диапазоны волн, распространяющихся в верхней и нижней атмосфере, различаются. В нижнем слое максимальная горизонтальная фазовая скорость ГВ достигает  $c_{g1} \sim 280$  м/с, в верхнем слое  $c_{g2} \sim 800$  м/с. Тем самым ГВ со скоростями  $c_{g1} < \omega/k_x < c_{g2}$ , распространяющиеся в верхней термосфере, могут быть сгенерированы только космическими, расположенными непосредственно на высотах верхнего слоя источниками колебаний (например, полярными сияниями).

### ВЛИЯНИЕ ВЕТРА

Атмосфера демонстрирует сложную, зависящую от высоты структуру ветров. На тропосферных высотах превалирует мелкомасштабная и нерегулярная составляющая. В стратосфере и выше циркуляция воздуха принимает крупномасш-

### Параметры модели атмосферы и дисперсионные характеристики гравитационных волн

Слой атмосферы	$\gamma$	$H$ , км	$c_s$ , м/с	$c_g$ , м/с	$\omega_g; 2\pi/\omega_g$	$z_a$ , км
Нижний, $z < 150$ км	7/5	7	310	280	$0.02 \text{ c}^{-1}; 5.2 \text{ мин}$	170
Верхний $z > 150$ км						
высокая активность	5/3	50	890	870	$0.009 \text{ c}^{-1}; 11.6 \text{ мин}$	320
низкая активность	5/3	30	720	700	$0.011 \text{ c}^{-1}; 9.5 \text{ мин}$	470



**Рис. 8.** Высота проникновения ГВ в термосферу для ус- ловой средней солнечной активности при наличии вет- рового сдвига, скорость которого  $u(z)$  возрастает от нуля до 200 м/с в интервале высот 100...250 км. Пунктирными линиями показано смещение границы распространения ГВ влево при встречном ветре, вправо — при попутном

табный и упорядоченный характер. При этом скорости ветров вплоть до высот порядка 100 км не превышают десятков м/с. В диапазоне вы- сот 100...300 км скорости движения атмосферы значительно возрастают. Так, в солнечном тер- мическом приливе скорость нейтрального ветра в ночные часы достигает 200...300 м/с, причём из-за роста кинематической вязкости вся толща атмосферы выше примерно 300 км движется как единый слой [7]. В полярных широтах на сол- нечный прилив накладывается плазменная кон- векция, под действием которой скорость ней- тралов может достигать 400...500 м/с (при пи- ковой магнитной активности). Таким образом, в зависимости от времени суток, солнечной и магнитной активности, термосфера движется со скоростями, которые соизмеримы и превышают фазовые скорости ГВ, что существенно сказыва- ется на лучевых траекториях и поглощении волн. Так, известно, что в спектрах термосферных ГВ превалируют гармоники, распространяющие- ся против ветра [9, 15, 26], что, по-видимому, свидетельствует о дополнительном поглощении попутных волн. К такому же выводу приводят и численные эксперименты [12].

Влияние ветра на диссипацию ГВ, по нашему мнению, происходит через преломление волн, вызывающее изменение волнового числа  $k$  и, как следствие, декремента затухания ГВ (9). На

попутном ветре волновое число увеличивается, затухание усиливается, а на встречном ветре — наоборот. Чтобы приближённо оценить этот эф- фект, воспользуемся следующими общими сооб- ражениями.

При наличии ветра со скоростью  $u = u(z)$  дис- персионное уравнение ГВ (5) справедливо в ло- кальной, движущейся с ветром системе отсчёта. При этом параметры волнового процесса в по- коящейся системе отсчёта  $\omega$ ,  $\omega/k_x$  и в системе отсчёта ветра  $\omega_{\text{int}}(z)$ ,  $\omega_{\text{int}}(z)/k_x$  связаны преоб- разованиями

$$\omega_{\text{int}}(z) = \omega - k_x u_x(z),$$

$$\omega_{\text{int}}(z)/k_x = \omega/k_x - u_x(z).$$

Отсюда вытекает, что с учётом ветра кри- вая зависимости высоты проникновения ГВ  $z_{m\text{max}} = z(\omega_{\text{int}}/k_x)$  сдвигается на величину  $u_x(z)$ , как показано на рис. 8. В случае распростра- нения волны по ветру  $k_x u_x > 0$  высота диссипации  $z_{m\text{max}}$  уменьшается, на встречном ветре  $k_x u_x < 0$  увеличивается.

Полученные результаты позволяют понять трудность обнаружения ГВ от приземных ис- точников на борту спутников с орбитальными высотами 300 км и более. По данным [8, 10] частота обнаружения ГВ от землетрясений на борту спутника много меньше частоты самих землетрясений. Причина, вероятно, состоит во влиянии ветра, который, в зависимости от на- правления распространения ГВ, только случай- но создаёт условия для проникновения волн на спутниковые высоты.

### СРАВНЕНИЕ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

Количественная проверка полученных резуль- татов затруднена недостаточной точностью и полнотой параметров, измеряемых в натурных экспериментах. Можно утверждать лишь о не- противоречивости теоретических и эксперимен- тальных данных. Численное моделирование, на- оборот, предоставляет сколь угодно точную ин- формацию, но только для конкретных условий моделирования, которые, в свою очередь, ни- когда не соответствуют конкретным природным условиям. Рассмотрим далее две группы числен- ных экспериментов [2, 17].

В работе [17] в приближении геометрической оптики с использованием локального дисперсионного уравнения (7) моделировалось распространение ГВ. Построен набор графиков, характеризующих вертикальные распределения интенсивности ГВ для четырёх фиксированных частот  $\omega = \omega_g / 2, \omega_g / 3, \omega_g / 5, \omega_g / 10$  и в широком диапазоне горизонтальных длин волн. Моделирование проведено для условий, соответствующих максимальному уровню солнечной активности. Отметим следующие соответствия наших результатов и выводов работы [17]:

- вертикальное распределение интенсивности ГВ, наблюдаемое в численных экспериментах, согласуется с формулами (13) — (16);
- характер зависимости высоты проникновения ГВ от длины волны согласуется с рис. 4;
- максимальные высоты проникновения ГВ соответствуют указанным на рис. 7 (при значении модельного параметра фазовой скорости ГВ  $\omega / k_x = 300$  м/с);
- согласуются вариации высоты проникновения ГВ под действием ветра.

Столь хорошее количественное согласие теоретических и экспериментальных результатов явилось для нас неожиданным, поскольку в работе [17] использовались дисперсионные соотношения (7), отличающиеся от соотношений (5) и (9) настоящей работы. Объяснение состоит, вероятно, в том, что в численных экспериментах был реализован режим распространения коротких волн ( $k \gg k_g$ ), когда указанные дисперсионные соотношения переходят друг в друга.

Наши результаты хорошо согласуются и с данными работы [2], в которой на основе численного решения точных уравнений гидродинамики (без использования дисперсионного уравнения ГВ) для условий, соответствующих низкой солнечной активности, и в отсутствие ветра моделировалось проникновение в термосферу двух тестовых волн с фазовыми скоростями  $\omega / k_x = 127$  м/с и  $\omega / k_x = 254$  м/с.

## ВЫВОДЫ

В линейном приближении получены аналитические выражения, описывающие распространение и поглощение ГВ в атмосфере Земли.

Решения носят приближённый характер, так, высота проникновения ГВ определяется с точностью до  $H$  (на термосферных высотах до нескольких десятков км). Большая точность аналитических оценок, по-видимому, не требуется, поскольку на практике исследователю доступна лишь малая часть информации о параметрах атмосферы и ГВ, необходимой для скрупулёзной проверки теории.

Показано, что диссипация волн в основном происходит в высотном слое толщиной  $\Delta z \sim (2...3)H$ . Высота расположения слоя поглощения  $z_m$  зависит от локальных атмосферных параметров и от спектральных параметров ГВ, но не от начальной амплитуды волны. Тем самым даже слабые приземные источники создают накачку энергии на ионосферные высоты, причём каждой монохроматической составляющей ГВ соответствует своя определенная высота проникновения. Рис. 3 и 7 дают представление о спектральном распределении  $z_m = z_m(\omega, k_x)$ . Высота проникновения логарифмически увеличивается с фазовой скоростью волны.

В покоящейся атмосфере ГВ, генерируемые у поверхности земли с максимально возможными для таких волн скоростями  $\omega / k_x \approx 280$  м/с, достигают высот 250 км. Термосферные волны с фазовыми скоростями до 800 м/с, генерируемые авроральными источниками, достигают высот 300...450 км (в зависимости от солнечной активности).

Под влиянием циркуляции термосферы высоты диссипации ГВ изменяются (рис. 8). При пересечении встречного ветрового сдвига затухание волн уменьшается, и высота проникновения увеличивается. На попутном ветре — наоборот. Если трактовать атмосферу как фильтр волн, то для ГВ, движущихся против ветра, полоса пропускания фильтра расширяется.

## ПРИЛОЖЕНИЕ

### Декремент затухания гравитационных волн

Расчёт затухания ГВ аналогичен расчёту затухания акустической волны, представленному в работе [4]. Темп диссипации энергии даётся общим гидродинамическим уравнением

$$\frac{dE_w}{dt} = \delta \mathbf{v} \cdot \mathbf{f}_v - \frac{\chi}{T} \nabla \delta T^2, \quad (\text{П1})$$

в котором первый член в правой части представляет собой работу сил вязкости, второй — необратимое перераспределение внутренней энергии в результате теплопроводности. Здесь  $\mathbf{f}_v = \eta \left[ \Delta \delta \mathbf{v} + \frac{1}{3} \nabla (\nabla \cdot \delta \mathbf{v}) \right]$  — сила вязкости,  $\eta$  и  $\chi$  — коэффициенты динамической вязкости и теплопроводности, определяемые газокинетическими соотношениями

$$\eta = \rho_0 D, \quad \chi = c_v \eta / \text{Pr}, \quad D = V_T l / 3,$$

где  $c_v$  — удельная теплоёмкость воздуха,  $D$  — кинематический коэффициент вязкости,  $V_T$  — тепловая скорость,  $l$  — молекулярная длина свободного пробега,  $\text{Pr} \approx 0.7$  — число Прандтля. Кроме того, в дальнейших выкладках использованы молекулярно-кинетические соотношения  $c_v T = c_s^2 / [\gamma(\gamma - 1)]$ ,  $c_s^2 = \gamma p / \rho = \gamma g H$ .

Для монохроматических составляющих находим

$$\langle \delta \mathbf{v}_k \cdot \mathbf{f}_{vk} \rangle = -\frac{1}{2} \eta k^2 \left( 1 + \frac{\cos^2 \phi}{3} \right) |\delta V_{k0}|^2, \quad (\text{П2})$$

где  $\delta V_{k0}$  — амплитуда осцилляций скорости воздушных частиц,  $\phi = \angle(\delta \mathbf{V}_k, \mathbf{k})$  — угол направления колебаний по отношению к волновому вектору, при записи (П2) использовано выражение для среднего по периоду квадрата скорости колебаний  $\langle \delta V_k^2 \rangle = (1/2) |\delta V_{k0}|^2$ . С помощью поляризационного соотношения теории ГВ [5]:

$$\frac{\delta V_{kz}}{\delta V_{kx}} = -\frac{(k/k_g)^2 k_x}{1 + (k/k_g)^2 k_z} \rightarrow \begin{cases} 0, & k \ll k_g, \\ -k_x/k_z, & k \gg k_g \end{cases}$$

и с учётом дисперсионных соотношений (6) можно показать, что угол  $\phi$  изменяется от  $\phi = 0$  (при  $k \ll k_g$ ,  $\theta = 0$ ) до  $\phi = \pi/2$  (при  $k \gg k_g$  — независимо от направления волнового вектора). В конечном итоге работа сил вязкости равна

$$\langle \delta \mathbf{v}_k \cdot \mathbf{f}_{vk} \rangle = -A \frac{1}{2} \eta k^2 |\delta V_{k0}|^2, \quad (\text{П3})$$

где параметр  $A = A(k) = 1 \dots 4/3$  в диапазоне изменения волнового числа  $k = (\infty, 0)$ .

Отклонение температуры в ГВ от равновесного значения определяется из общих гидродинамических соотношений [21]:

$$\frac{\delta T_k}{T_0} = \frac{\gamma - 1}{\gamma} \left[ \frac{\delta p_k}{p_0} - \frac{\delta z_k}{H} \right],$$

$$\frac{\delta p_k}{\gamma p_0} = \frac{(\omega/k_x) \delta V_{kx}}{c_s^2}, \quad \delta z_k = \frac{\delta V_{kz}}{i\gamma \omega},$$

где  $\delta z_k$  — волновая вариация высоты воздушной частицы. В зависимости от длины волны в квадратных скобках превалирует первый или второй член:

$$\frac{\delta T_k}{T_0} = \begin{cases} \frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{\delta p_k}{p_0} = (\gamma - 1) \frac{\delta V_k}{c_s}, & k \ll k_g, \\ -\frac{\gamma - 1}{\gamma} \frac{\delta z_k}{H} = 2i \frac{(\gamma - 1)}{\gamma} \frac{\delta V_k}{c_s}, & k \gg k_g. \end{cases}$$

В результате темп диссипации энергии под действием теплопроводности получается равным

$$-\frac{\chi}{T_0} \langle \nabla \delta T_k^2 \rangle = -B \frac{1}{2} \frac{\chi \gamma - 1}{c_v \gamma} k^2 |\delta V_{k0}|^2, \quad (\text{П4})$$

где параметр

$$B = B(k) = (2/\gamma)^2 \dots 1 \text{ при } k = (\infty, 0).$$

Собирая вместе формулы (П1), (П3) и (П4), находим темп диссипации энергии ГВ:

$$\left\langle \frac{dE_w}{dt} \right\rangle = -\frac{1}{2} \rho |\delta V_{k0}|^2 \cdot \left[ A + \frac{\gamma - 1}{\gamma \text{Pr}} B \right] D k^2.$$

Учитывая, что плотность энергии ГВ

$$\langle E_w \rangle = \langle \rho \delta V_k^2 \rangle = \rho |\delta V_{k0}|^2 / 2$$

для декремента затухания имеем выражение

$$\omega'' = -\frac{\langle dE_w / dt \rangle}{2 \langle E_w \rangle} = a D k^2, \quad a = \frac{1}{2} \left[ A + \frac{\gamma - 1}{\gamma \text{Pr}} B \right].$$

Ниже уровня  $h \approx 200$  км показатель адиабаты равен  $\gamma = 7/5$  (двуатомный состав атмосферы), значение коэффициента  $a = 0.87 \dots 0.91$  при  $k = (\infty, 0)$ . Выше 200 км:  $\gamma = 5/3$  (одноатомный газ),  $a = 0.9 \dots 0.95$  при  $k = (\infty, 0)$ .

1. Ахмедов Р. Р., Куницын В. Е. Моделирование ионосферных возмущений, вызванных землетрясениями и взрывами // Геомагнетизм и аэрномия. — 2004. — **44**, № 1. — С. 1—8.
2. Бидлингмаер Е. Р., Погорельцев А. И. Численное моделирование трансформации акустико-гравитационных волн в температурные и вязкие волны в термосфере // Изв. АН СССР. Физика атмосферы и океана. — 1992. — **28**, № 1. — С. 64—73.
3. Григорьев Г. И. Акустико-гравитационные волны в атмосфере Земли (обзор) // Изв. вузов. Радиофизика. — 1999. — **42**, № 1. — С. 3—24.
4. Ландау Л. Д., Лифшиц Е. М. Теоретическая физика. — М.: Наука, 1986. — Т. 6. Гидродинамика. — 736 с.
5. Лизунов Г. В., Леонтьев А. Ю. Приближённое дисперсионное уравнение для атмосферных гравитационных волн // Космічна наука і технологія. — 2011. — **17**, № 1. — С. 43—46.
6. Погорельцев А. И., Перцев Н. Н. Влияние фонового ветра на формирование структуры акустико-гравитационных волн в термосфере // Геомагнетизм и аэрномия. — 1996. — **36**, № 2. — С. 111—118.
7. Ришбет Г., Гарриот О. К. Введение в физику ионосферы. — Л.: Гидрометеозиздат, 1975. — 304 с.
8. Скорход Т. В., Лизунов Г. В. Локализованные пакеты акустико-гравитационных волн в ионосфере // Геомагнетизм и аэрномия. — 2012. — **52**, № 1. — С. 1—6.
9. Федоренко А. К. Направления распространения акустико-гравитационных волн над полярными шапками Земли // Космічна наука і технологія. — 2011. — **17**, № 3. — С. 34—44.

10. Федоренко А. К., Лизунов Г. В., Роткель Х. Спутниковые наблюдения квазиволновых возмущений атмосферы на высотах области F, вызванных мощными землетрясениями // Геомagnetизм и аэрономия. — 2005. — **45**, № 3. — С. 403—410.
11. Черногор Л. Ф. Физика и экология катастроф. — Х.: ХНУ им. В. Н. Каразина, 2012. — 555 с.
12. Ding F., Wan W., Yuan H. The influence of background winds and attenuation on the propagation of the atmospheric gravity waves // J. Atmos. Solar-Terr. Phys. — 2003. — **65**. — P. 857—869.
13. Francis S. H. Acoustic-gravity modes and large-scale traveling ionospheric disturbances of a realistic, dissipative atmosphere // J. Geophys. Res. — 1973. — **78**. — P. 2278—2301.
14. Francis S. H. Global propagation of atmospheric gravity waves: a review // J. Atmos. Solar-Terr. Phys. — 1975. — **37**. — P. 1011—1054.
15. Fritts D. C. Gravity wave saturation in the middle atmosphere: a review of theory and observations // Rev. Geophys. Space Phys. — 1984. — **22**, N 3. — P. 275—308.
16. Fritts D. C., Lund T. X. Gravity Wave influences in the thermosphere and ionosphere: Observations and recent modeling // Aeronomy of the Earth's atmosphere and ionosphere (IAGA Special Sopron Book Series). — 2011. — Vol. 2. — P. 109—130.
17. Fritts D.C., Vadas S.L. Gravity wave penetration into the thermosphere: sensitivity to solar cycle variations and mean winds // Ann. Geophys. (SpreadFEx special issue). — 2008. — **26**. — P. 3841—3861.
18. Hines C. O. Internal atmospheric gravity waves at ionospheric heights // Can. J. Phys. — 1960. — **38**. — P. 1441—1481.
19. Hocke K., Schlegel K. A review of atmospheric gravity waves and travelling ionospheric disturbances: 1982—1995 // Ann. Geophys. — 1996. — **14**. — P. 917—940.
20. Kato S. Dynamics of the upper atmosphere // Developments of the Earth and planetary sciences. — Tokyo: Center for Acad. Publ. Jap., 1980. — P.
21. Makhlouf U., Dewan E., Isler J. R., Tuan T. F. On the importance of the purely gravitationally induced density, pressure and temperature variations in gravity waves: Their application to airglow observations // J. Geophys. Res. — 1990. — **95**. — P. 4103—4111.
22. Mayr H. G., Harris I., Herrero F. A., et al. Thermospheric gravity waves: observations and interpretation using the transfer function model (TFM) // Space Sci. Rev. — 1990. — **54**. — P. 297—375.
23. Nappo C. J. An introduction to atmospheric gravity waves // Inter. Geophys. Ser. — 2002. — Vol. 85.
24. Pitteway M. L. V., Hines C. O. The viscous damping of atmospheric gravity waves // Can. J. Phys. — 1963. — **41**. — P. 1935—1948.
25. Vadas S. L., Fritts D. C. Thermospheric responses to gravity waves: influences of increasing viscosity and thermal diffusivity // J. Geophys. Res. — 2005. — **110**. — D15103. — doi:10.1029/2004JD005574.
26. Vadas S. L., Yue J., She Ch., et al. A model study of the effects of winds on concentric rings of gravity waves from a convective plume near Fort Collins on 11 May 2004 // J. Geophys. Res. — 2009. — **114**. — D06103. — doi: 10.1029/2008JD010753.
27. Yeh K. C., Liu C. H. Acoustic-gravity waves in upper atmosphere // Revs Geophys. and Space Phys. — 1974. — **12**, N 2. — P. 193—216.

Стаття надійшла до редакції 15.07.14

Г. В. Лизунов, А. Ю. Леонтьев

ВИСОТА ПРОНИКНЕННЯ  
В ІОНОСФЕРУ ВНУТРІШНІХ  
АТМОСФЕРНИХ ГРАВІТАЦІЙНИХ ХВИЛЬ

У лінійному наближенні отримано наближені аналітичні розв'язки, що описують поширення і дисипацію внутрішніх атмосферних гравітаційних хвиль (ГХ) у в'язкій та теплопровідній атмосфері Землі. Показано, що основне поглинання ГХ відбувається у висотному шарі з товщиною порядку локального значення висоти однорідної атмосфери. Висота розташування шару залежить від атмосферних параметрів і від спектральних параметрів ГХ, але не від інтенсивності ГХ. Тим самим навіть слабкі приземні джерела створюють накачування енергії на іоносферні висоти, причому кожній монохроматичній складовій ГХ відповідає своя певна висота дисипації. Розраховано криві, що характеризують проникнення ГХ в іоносферу за різних умов. Показано, що під дією вітру висота поглинання ГХ змінюється: за умов зустрічного вітру збільшується, за умов попутного — зменшується.

G. V. Lizunov, A. Yu. Leontiev

HEIGHT OF THE PENETRATION  
INTO THE IONOSPHERE FOR INTERNAL  
ATMOSPHERE GRAVITY WAVES

Approximate analytical solutions describing the propagation and dissipation of atmosphere gravity waves (GW) in the viscous and heat-conducting Earth's atmosphere are obtained. It is shown that the main absorption occurs in the sheet with thickness close to local value of atmosphere height scale. The sheet altitude depends on atmosphere parameters and GW spectral parameters but not on the GW amplitude. So, even the weakest ground sources create energy flow to the upper atmosphere and every monochromatic component of the wave has own dissipation altitude. The curves describing GW penetration into the atmosphere under different conditions are calculated. It is shown that height of the GW absorption increases in conditions of headwind and decreases in conditions of tailwind.

УДК 528.06:551.521

**Г. С. Курбасова, О. Є. Вольвач**

Лабораторія радіоастрономії Науково-дослідного інституту  
«Кримська астрофізична обсерваторія», Кацивелі, Крим

## **ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗ НАЗЕМНИХ І КОСМІЧНИХ ВИМІРІВ ЛОКАЛЬНОЇ ІНСОЛЯЦІЇ**

---

*Показано можливість застосування вейвлет-аналізу для виділення сигналу із шуму і статистичного аналізу шуму в тривалих послідовностях локальних наземних і космічних спостережень на основі вимірювань інсоляції супутниками НАСА та наземних вимірювань у парку «Нікітський сад» (Крим, широта 44.5°, довгота 34.2°). Обґрунтовано вибір методу аналізу, виду вейвлетів і їхніх параметрів. Проведено аналіз результатів оцінок шуму космічних і наземних спостережень.*

---

### **ВСТУП**

Періодичні зміни локальних кліматичних характеристик пов'язані, в першу чергу, з детермінованими процесами: обертанням Землі навколо осі та її руху на орбіті [1, 7], періодичними процесами на Сонці [2]. Ці зміни передбачувані. Однак на періодичні коливання в атмосфері впливають випадкові процеси, обумовлюючи нерегулярну в часі шумову складову у рядах кліматичних параметрів. Аналіз шуму на тривалих часових інтервалах необхідний для з'ясування причин зміни і корекцій кліматичних характеристик.

Однією з важливих кліматичних характеристик є сонячна радіація — головний ресурс природного середовища. Вона практично визначає умови життя на Землі, є визначальним чинником у формуванні та підтримці стабільності енергетики системи Земля — атмосфера.

Опромінення поверхонь сонячним світлом (сонячною радіацією) прийнято називати інсоляцією. Середню температуру півкулі підтримує рівномірний приплив тепла до земної поверхні від сонячної радіації. Назад у космос відбивається приблизно 30 % цієї енергії. У той же час

через відбивання, розсіювання і поглинання її атмосферними газами і аерозолями лише 47 % всієї енергії досягає поверхні Землі [<http://www.ecomuseum.kz/dieret/solar/solar.html>].

Зміни сонячної активності і місячно-сонячні припливи Землі формують взаємодії суші, моря і атмосфери, які викликають коливання глобальних і регіональних кліматичних характеристик [1, 2]. Однією з найважливіших величин, від якої суттєво залежать всі земні процеси, є швидкість обертання Землі. Земні процеси, у свою чергу, впливають один на одного і можуть змінювати результати зовнішніх впливів і швидкість обертання Землі [7].

Вчені вважають, що сучасне потепління (1920—2035 рр.) — це результат складання теплих фаз кліматичних коливань з періодами 230, 500 і 1000 років [3, 4]. За прогнозами з 2035 р. температура і природні умови поступово стануть нагадувати холодний початок ХХ століття: закриться Північний морський шлях, зміняться умови видобутку нафти на шельфі і у північних районах, впаде середня врожайність. Зменшення сезонних температур для регіонів узбереж і шельфів відбувається у 5—10 разів швидше, ніж зменшення річних температур. Тому вже зараз необхідно створювати додаткові запаси енергоносіїв, розробляти технології максимального використання і збереження сонячної енергії. Для

підтримки наукових і технічних розробок з проблем відновлюваної енергетики в NASA розроблений і успішно функціонує в даний час проект POWER (Prediction Of Worldwide Energy Resource [<http://power.larc.nasa.gov>]). У рамках цього проекту створено базу даних параметрів наземної метеорології і сонячної енергії SSE (Surface meteorology and Solar Energy [<https://eosweb.larc.nasa.gov/sse/>]).

Ця база складається з понад 200 супутникових метеорологічних параметрів і параметрів сонячної енергії. 22-річний кліматичний ряд (липень 1983 р. — червень 2005 р.) забезпечує глобальне охоплення по поверхні Землі (на сітці один градус широти на один градус довготи) безлічі SSE-даних. Більшість наземних станцій вимірювання розташовані поблизу населених районів, які можуть мати природний або техногенний вплив на місцевий клімат. Тому SSE-дані вважаються найбільш точними для прогнозу локального клімату та попереднього техніко-економічного обґрунтування проектів із відновлюваних джерел енергії.

Для точнішого прогнозу необхідний аналіз розбіжностей наземних і космічних вимірювань на тривалих інтервалах часу. Необхідно не тільки встановити, що такі розбіжності мають місце, але і провести аналіз їхніх змін в часі залежно від зовнішніх і внутрішніх факторів. В цьому випадку результати аналізу залежать від обраного методу.

При виборі методу аналізу спостережень інсоляції нами була прийнята до уваги неоднорідність у часі кліматичних характеристик. Однак традиційне перетворення Фур'є, основане на тому що функція перетворення покриває всю часову вісь, не дає уявлення про локалізацію процесу в часі. Навпаки, функція одновимірного вейвлет-перетворення добре локалізована і в часі, і по частоті. Вейвлет-аналіз шуму в неоднорідних рядах спостережень дає інформацію про зміни в навколишньому природному середовищі і космічному просторі на різних інтервалах часу. Результати проведеного авторами вейвлет-аналізу вимірів сонячної інсоляції SSE і наземних вимірів в ЦГМ «Нікітський сад» обговорюються в даній роботі.

## ВИХІДНІ ДАНІ, ПЕРЕВАГИ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗУ

Для аналізу використовувалися щоденні усереднені дані:

- послідовності супутникових вимірів SSE:  $swv_x$  — середня інсоляція на горизонтальній поверхні (в одиницях  $\text{kB} \cdot \text{г} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{доба}^{-1}$ ); послідовність даних являє собою часовий ряд з інтервалом між відліками 1 доба (8036 відліків з липня 1983 р. по червень 2005 р.). Джерело даних: <http://eosweb.larc.nasa.gov/sse/>;

- послідовності вимірів у парку «Нікітський сад», Крим (період 1983—2011 рр.):  $sr$  — сумарна інсоляція за добу ( $\text{МДж} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{доба}^{-1}$ ). Для порівняльного аналізу ці дані перераховано в одиниці  $\text{kВт} \cdot \text{год} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{доба}^{-1}$ . Місце розташування парку «Нікітський сад»: широта  $44.5^\circ$ , довгота  $34.2^\circ$ .

Насамперед будемо виходити з відсутності інформації про статистичні і спектральні характеристики вихідних даних. Для встановлення спектральної структури послідовностей вихідних даних застосуємо традиційний метод Фур'є-аналізу, в основі якого лежить розкладання сигналу на синусоїдальні хвилі різних частот. Синусоїди не мають обмеженого терміну — вони простягаються від мінус до плюс нескінченності. Тому Фур'є-аналіз дає надійну інформацію про періодичні складові сигналу, які не схильні до локальних змін.

Одна з головних переваг вейвлетів — це можливість виконувати локальний аналіз, тобто аналіз локалізованої області більшого сигналу: вейвлет-аналіз дозволяє використовувати тривалі проміжки часу, де ми хочемо отримати точнішу низькочастотну інформацію і короткі проміжки для виявлення високочастотної інформації.

Локальний вейвлет-аналіз здатний виявити аспекти даних, які іншими методами аналізу сигналів не виявляються: тенденції, розбивку точок, розривів у вищих похідних і самоподібності. У місцях неоднорідностей даних синусоїди Фур'є-перетворення гладкі і передбачувані, а сплески, як правило, нерегулярні і асиметричні.

На відміну від звичайних методів, вейвлет-розкладання визначає сімейство ієрархічно організованих розкладів. Вибір відповідного рівня

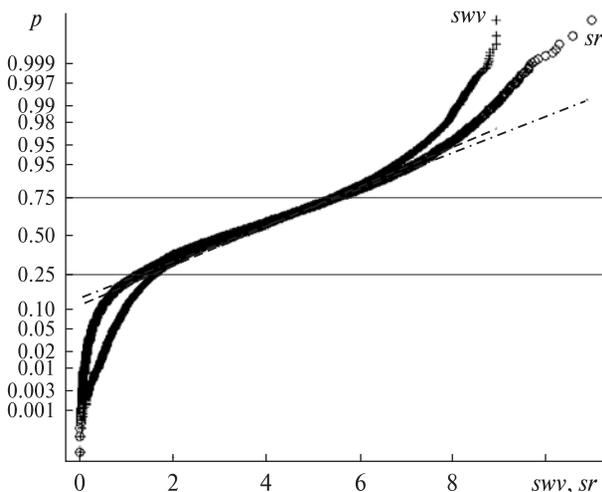


Рис. 1. Графіки нормального розподілу ймовірностей в даних *sr* і *swv*

ієрархії залежатиме від характеристик даних і постановки конкретної задачі: перший рівень розкладання може бути використаний для усунення більшої частини шуму, викиди і неоднорідності частіше видно на вищому рівні розкладу.

Вейвлет-аналіз є лінійний метод: вейвлет-коефіцієнти лінійної комбінації двох сигналів  $\alpha s^{(1)} + \beta s^{(2)}$  дорівнює лінійній комбінації їх вейвлет-коефіцієнтів  $\alpha C_{j,k}^{(1)} + \beta C_{j,k}^{(2)}$ , де  $s$  — послідовність відліків в даних (сигнал); індекс  $j$  — масштаб,  $k$  — зсув по осі часу. Те ж саме справедливо для відповідних наближень. Математичний опис одновимірного вейвлета має вигляд

$$\frac{1}{\sqrt{a}} \Psi\left(\frac{x-b}{a}\right),$$

де  $a > 0$ ,  $b \in R$ ,  $R$  — область визначення функції сигналу. Коефіцієнти  $C$  обчислюються в першу чергу шляхом згортання вейвлет-функції  $\Psi$  і сигналу  $s$  з використанням звичайних формул. Шляхом аналізу вейвлета, так, якщо  $b$  це був сигнал, відбувається самовідтворення функції  $U(a, b)$ :

$$U(a, b) = \int \frac{1}{\sqrt{a}} \Psi\left(\frac{x-b}{a}\right) \Psi(x) dx, \quad (1)$$

Етапи відновлення збуреного сигналу за допомогою вейвлет-перетворення описані в численній літературі, алгоритми реалізовані у безлічі машинних програм.

Вибір того чи іншого класу вейвлетів залежить від статистичної та спектральної структури даних. Тому вейвлет-аналіз почнемо з оцінки ймовірності та спектральних моделей даних.

### ПЕРЕВІРКА ГІПОТЕЗИ ПРО НОРМАЛЬНИЙ РОЗПОДІЛ ТА СПЕКТРАЛЬНИЙ СКЛАД ДАНИХ

Будемо виходити з припущення, що дані *sr* і *swv* вийшли з сукупностей з нормальним розподілом, тому нормальні ймовірнісні графіки можуть забезпечити деяку гарантію того, що припущення виправдовується, або видати попередження про проблеми з припущенням. Аналіз статистичної структури даних почнемо з побудови нормальних ймовірнісних графіків та перевірки гіпотези на нормальність за допомогою обчислення тестів.

На рис. 1 емпіричні ймовірності позначені хрестиками (дані *swv*) і кружками (дані *sr*). Суцільні лінії проведено через 25-й і 75-й процентилі в даних. По осі ординат значення ймовірностей від нуля до одиниці, масштаб нелінійний: відстані між поділами на цій осі відповідають відстані між квантилями нормального розподілу.

Для кількісної перевірки гіпотези нормального розподілу ми використали критерій нормальності *lillietest* [10], який не передбачає попередніх знань про статистику даних. Відповідно до цього тесту гіпотеза про нормальний розподіл відкидається на рівні значимості 5%. Логічний нуль означає спробу відкинути нульову гіпотезу при тому, що в даних має місто нормальний розподіл. *Lillietest* для обох послідовностей *sr* і *swv* видає значення одиницю, що вказує на відхилення від нормального розподілу.

Через те що справжня модель даних нам не відома, будемо виходити з базової моделі для сигналу з шумом, яка має в основному такий вигляд:

$$S(n) = f(n) + \sigma e(n), \quad (2)$$

де  $n$  — рівновіддалені відліки часу. У простій моделі ми припускаємо, що  $e(n)$  є гауссовим білим шумом  $N(0, 1)$ , а рівень шуму  $\sigma$  повинен дорівнювати одиниці. Складова  $f(n)$  моделі (2) — сигнал, спектральна структура якого має бути встановлена.

З метою встановлення спектральної структури даних  $sr$  і  $swv$  були обчислені графіки періодограм за допомогою швидкого перетворення Фур'є (рис. 2). Видно, що в даних є найбільш значуще коливання з періодом 1 рік. У роботі [5] були зіставлені довгоперіодичні коливання в даних  $sr$  і  $swv$  методом двоканального спектрального аналізу авторегресії, та встановлено когерентність основних (рис. 2) коливань з періодом 1 рік: квадрат модуля когерентності більше 90 %.

Таким чином, результати попереднього аналізу такі: 1) гіпотеза про приналежність даних  $sr$  і  $swv$  до сукупностей з нормальним розподілом не підтверджується; 2) у спектральному складі даних є одне найбільш значне коливання.

### ВИБІР ТИПУ ВЕЙВЛЕТ-ПЕРЕТВОРЕННЯ, СІМЕЙСТВО ВЕЙВЛЕТІВ ДОБЕШИ

Послідовності даних  $sr$  і  $swv$  — дискретні, тому не всі значення вейвлет-розкладання необхідні для розподілу вихідного сигналу на складові: відновлений сигнал і шум. З двох типів вейвлет-перетворення (безперервного і дискретного) в цьому випадку доречно застосувати дискретне вейвлет-перетворення. При цьому вейвлет повинен задовольняти деяким умовам допустимості [6, с. 105]. Ці умови задовольняють всі вейвлети сімейства Добеши, показаного на рис. 3.

Інгрід Добеши винайшла те, що називається фінітними ортонормованими вейвлетами, тим самим роблячи дискретний вейвлет-аналіз практичним. На рис. 3 наведені графіки сімейства вей-

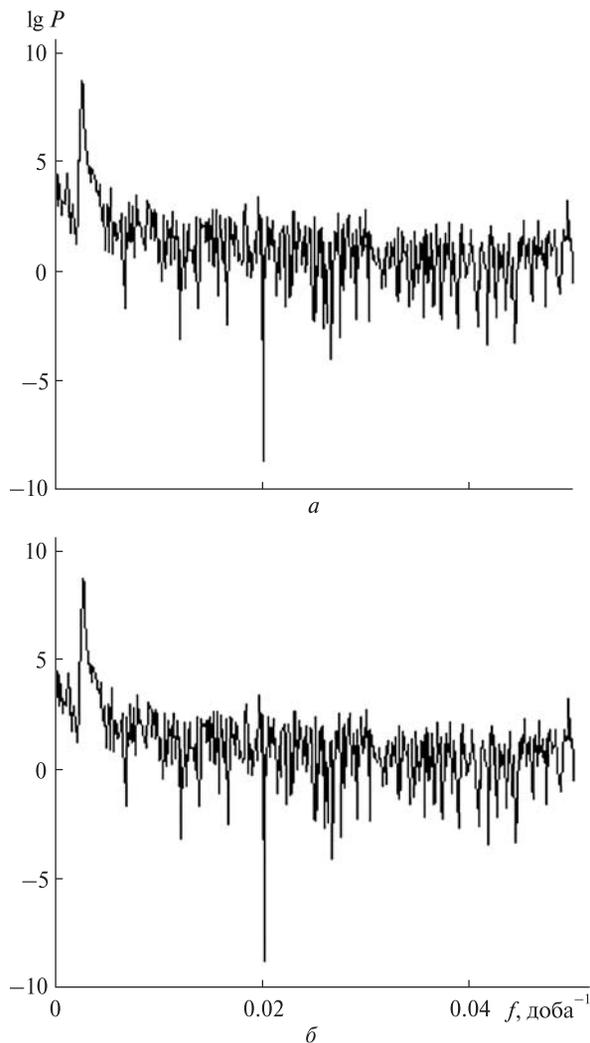


Рис. 2. Періодограми даних  $sr$  і  $swv$

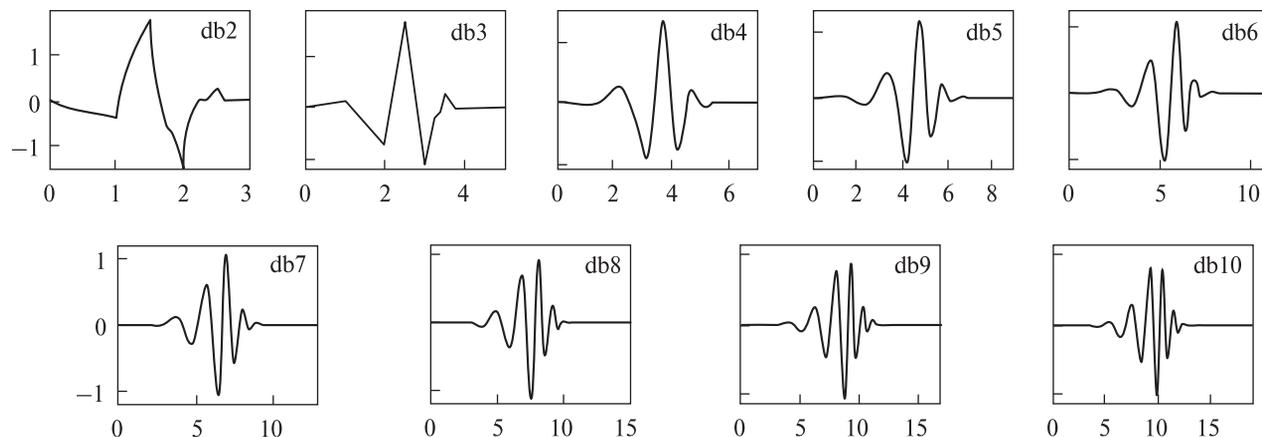


Рис. 3. Сімейство вейвлетів Добеши  $dbN$

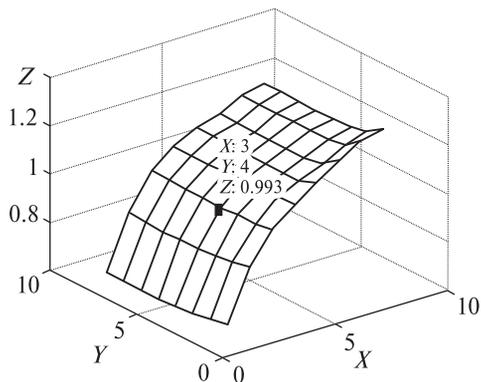


Рис. 4. Оптимальний розклад: db4,  $L = 3$ . Дані  $sr$  і  $swv$

влетів Добеши: db — символи, походження яких пов'язане з прізвищем автора вейвлет-функцій,  $N$  — порядковий номер в сімействі вейвлетів Добеши. Ці сплески не мають аналітичного виразу.

Вибір типу вейвлета з приведенного сімейства зроблено емпірично (рис. 4).

Для вирішення задачі відновлення сигналу і аналізу складової шуму нами використовувалися програми пакетного вейвлет-аналізу зі складу програмного забезпечення MatLab 7.6.

### ПАКЕТНИЙ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗ

Запровадження пакетів полягає в наступному. Для даної ортогональної вейвлет-функції створюється бібліотека баз, названа вейвлет-базисом пакета. Кожна з цих баз містить особливий спосіб кодування сигналів, збереження глобального енергетичного рівня і способу реконструкції конкретної функції. Вейвлет-пакети можуть бути використані для численних розширень аналізу даного сигналу.

Практична реалізація вейвлет-пакетів потребує вибір ентропії. Ентропія  $E$  повинна бути адитивною функцією, яка відповідає умовам  $E(0) = 0$  і  $E(s) = \sum_i s_i$ , де  $s_i$  — відліки даних.

Виходячи з поставлених нами цілей і попередніх характеристик даних ентропія була задана у вигляді [8]:

$$E(s) = -\sum_i s_i \lg(s_i^2). \quad (3)$$

Це нормована ентропія, пов'язана з логарифмом відліків  $s_i$ .

Наступним кроком є вибір рівня  $L$ , при якому здійснюється розкладання сигналу. Пакет-аналіз представляє можливість вибору на основі кри-

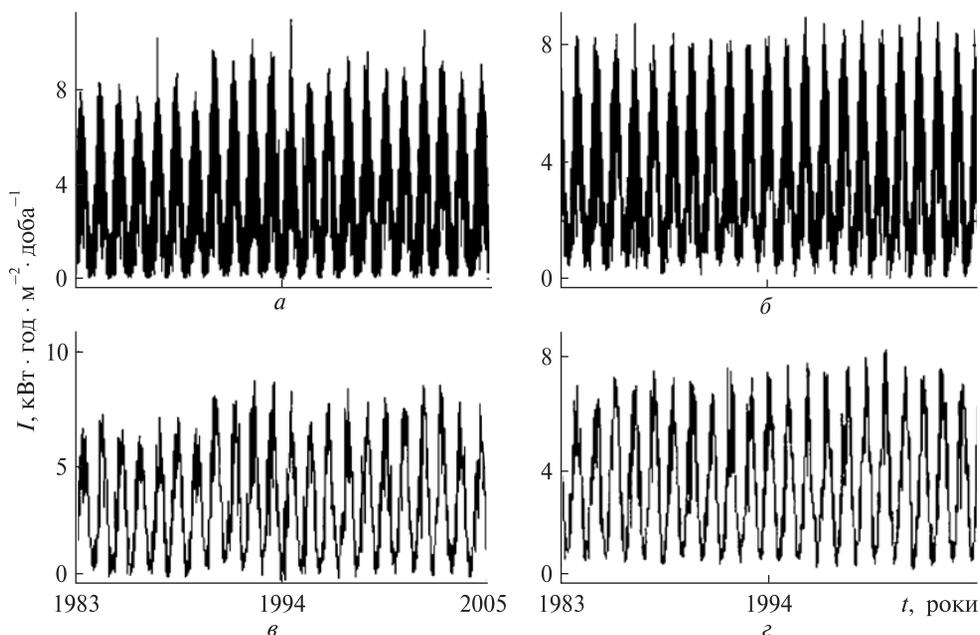


Рис. 5. Результати відновлення сигналу: а — дані  $sr$ , б — дані  $swv$ , в — відновлений сигнал у даних  $sr$ , г — відновлений сигнал у даних  $swv$

терію [8], найбільш відповідного щодо ентропії рівня розкладання вихідного сигналу.

У ортогональній процедурі вейвлет-розкладання спільний крок розділяє коефіцієнти апроксимації на дві частини. Після первісного поділу отримуємо наближений вектор коефіцієнтів апроксимації і вектор коефіцієнтів деталізації. Наступний крок полягає в розщепленні нового вектора коефіцієнтів наближення. На рис. 4 приведені можливі поєднання вейвлетів сімейства Добеши (по осі  $Y$ ) і відповідні їм рівні (по осі  $X$ ); по осі  $Z$  відкладені стандартні відхилення. Обраною оптимальному розкладанню відповідають:  $db4$ ,  $L = 3$ ,  $\sigma = 0.993$ .

### РЕЗУЛЬТАТИ ВЕЙВЛЕТ-АНАЛІЗУ

Основне завдання проведеного вейвлет-аналізу вихідних даних (вихідний сигнал) полягало в усуненні шуму (відновлення сигналу) і встановленню спектрального складу і статистик шумової компоненти. При підборі оптимальних параметрів для відновлення сигналу за основу було прийнято базову модель (2).

Шумова складова визначалася як різниця вхідного і відновленого сигналів. Ефективність усунення шуму забезпечена оптимальним вибором типу ентропії (3) і етапів відновлення збуреного сигналу за допомогою вейвлет-перетворення (1).

На рис. 5 наведено графіки:  $a$  — дані  $sr$ ,  $b$  — дані  $swv$ ,  $v$  — відновлений сигнал в даних  $sr$ ,  $z$  — відновлений сигнал в даних  $swv$ . Зіставлення графіків вихідних даних до видалення шумових складових (рис. 5,  $a, b$ ) і після (рис. 5,  $v, z$ ) показує, що видалення шуму проведено без шкоди для чіткості деталей вихідного сигналу. У цьому перевага вейвлет-аналізу.

Нижче наведені графіки складової шуму в даних  $sr$  (рис. 6,  $a$ ) і  $swv$  (рис. 6,  $b$ ). Візуальний аналіз показує наявність окремих сплесків в серіях даних. Оптимальна процедура видалення шуму вимагає більш тонкого підходу, названого пороговим. Це передбачає відкидання тільки частини з деталей сигналу, які перевищують певну межу [9]. Графіки на рис. 6 обчислені з автоматичним підбором оптимального порогу, передбаченого пакет-аналізом.

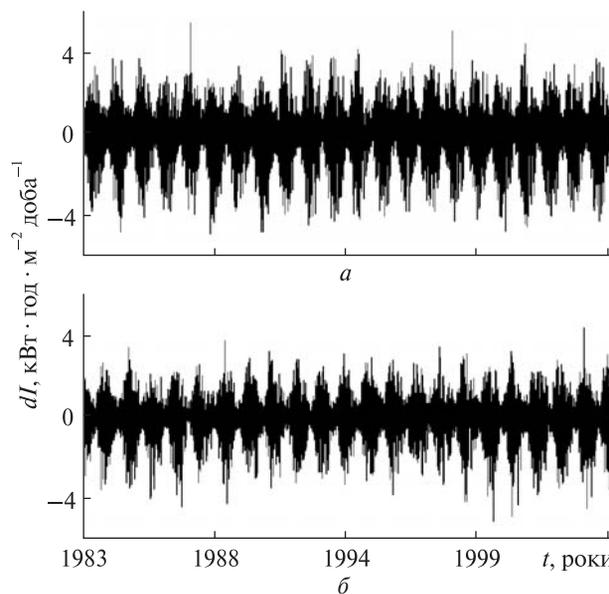


Рис. 6. Складова шуму:  $a$  — в даних  $sr$ ,  $b$  — в даних  $swv$

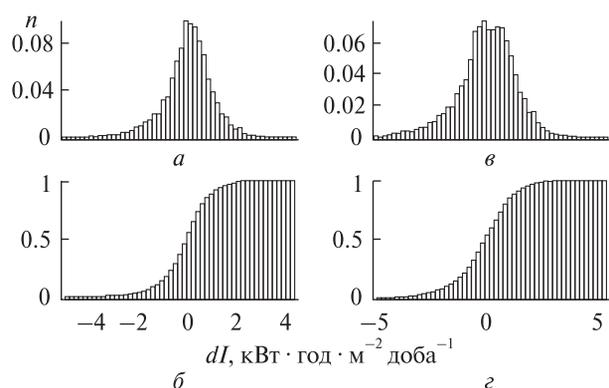


Рис. 7. Звичайні і кумулятивні гістограми (складова шуму):  $a, b$  — дані  $swv$ ;  $v, z$  — дані  $sr$

Інформацію про розподіл складових шуму (рис. 6) відображають наведені на рис. 7 діаграми (гістограми і кумулятивні гістограми) розподілу частот. Наведені на рис. 7 гістограми свідчать про наближення розподілу відліків в складових шуму  $dI$  (рис. 6) до нормального. Більш докладна кількісна інформація про статистику складової шуму міститься в наведеній нижче таблиці.

Характеристики складових шуму доповнюють спектральний і кореляційний аналізи.

На рис. 8 наведені графіки автокореляції шумової складової в даних  $swv$  (рис. 8,  $a$ ) і в даних  $sr$  (рис. 8,  $b$ ). У широкому діапазоні зміни лагів  $\tau$

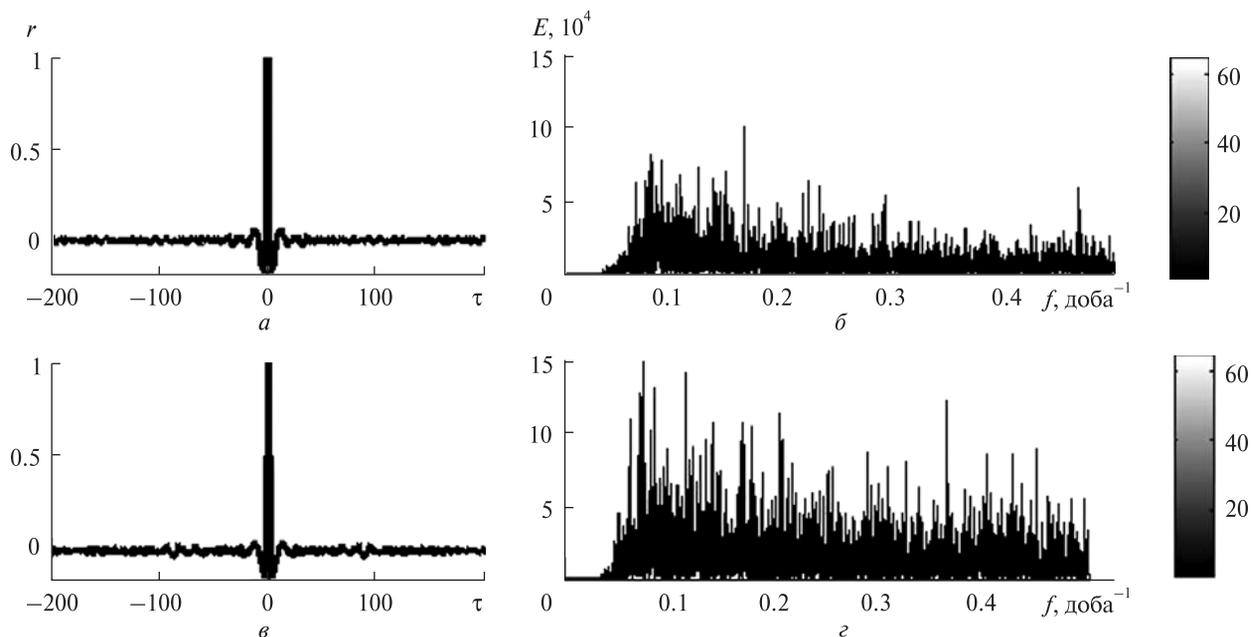


Рис. 8. Коефіцієнти автокореляції  $r$  і спектри Фур'є (складова шуму  $E$ ):  $a, б$  — дані  $swv$ ;  $в, г$  — дані  $sr$

#### Статистики шуму в даних $sr, swv$

Дані	$\bar{x}, 10^{-5}$	$M$	$MM$	$MAX$	$MIN$	$\sigma$	$L1$	$L2$	$LL$
$sr$	-2.7	0.07851	0.4248	5.388	-5.172	1.272	10370	130.8	5.388
$swv$	-4.424	0.06007	-01065	4.379	-5.150	0.993	5966	88.99	5.150

(рис. 8,  $a, в$ ) коефіцієнт автокореляції  $r$  близький до нуля. Теоретична коррелограма при нормальному розподілу в цьому випадку є пряма лінія, що проходить через нуль. Такій умові відповідають часові ряди, породжені випадковим процесом.

Аналіз графіків періодограм, наведених на рис. 8, виявляє втрату інформації у високочастотній області вихідних даних. У разі необхідності аналізу коливань з періодами менше 20 діб, необхідне проведення більш гнучкої порогової фільтрації. Поглиблення аналізу високо-частотного компонента вихідних сигналів  $sr$  і  $swv$  необхідне з метою пояснення розбіжності, яка має місце між наземними і космічними вимірами. На наявність цих розбіжностей вказують графіки усереднених даних. На рис. 9 наведено графіки усереднених середньомісячних вимірів сонячної інсоляції на горизонтальну поверхню з космосу (SSE) і наземні для парку «Нікітський сад» з липня 1983 р. по червень 2005 р.

Кількісні характеристики статистик складових шуму в даних  $sr$  і  $swv$  наведені в таблиці. Вони включають в себе тенденції (середнє  $\bar{x}$ , мода  $MM$ , медіана  $M$ , максимальне і відхилення  $MAX$ ,  $MIN$  від середнього значення) і дисперсію (стандартне відхилення  $\sigma$ , верхній і нижній рівень  $L1$  і  $L2$  відхилення від нормального розподілу, максимальне відхилення  $LL$  від нормального розподілу).

#### ВИСНОВКИ

1. Аналіз довгоперіодичної складової вихідних сигналів  $sr$  і  $swv$  виявляє їхню узгодженість на 22-річному інтервалі часу. Квадрат модуля когерентності основного коливання з періодом 1 рік складає більше 90 %.

2. Аналіз спектральних і статистичних характеристик складової шуму в даних  $sr$  і  $swv$  виявляє розбіжність, яка не може бути випадковою. Як показано на рис. 9, графіки усереднених серед-

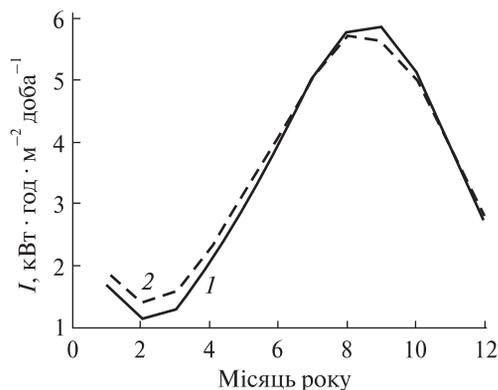


Рис. 9. Середньомісячна інсоляція на горизонтальну поверхню

ньомісячних вимірів сонячної інсоляції на горизонтальну поверхню з космосу (SSE) і наземні для парку «Нікітський сад» за період липень 1983 — червень 2005 рр. мають зсув: максимальні значення розбіжностей припадають на лютий, березень (інсоляція на горизонтальну поверхню за даними наземних вимірювань більша, ніж за космічними вимірюваннями) та вересень (зворотна залежність).

У русі Землі по орбіті місяці березень і вересень особливі: Земля перетинає площину екліптики в дні весняного і осіннього рівнодення. Залежність притоку сонячної енергії від положення Землі на орбіті — встановлений факт. Найбільші розбіжності між супутниковими і наземними вимірюваннями інсоляції припадають на період максимального притоку сонячної енергії.

3. Проведення подальшого розширення досліджень про наявність розбіжностей космічних і наземних вимірювань інсоляції включає: вживання гнучкого порогового підходу при проведенні вейвлет-аналізу складових в даних  $sr$  і  $swv$ ; встановлення зв'язку появи і розміру розбіжностей з положенням Землі на орбіті та зміною швидкості її обертання; встановлення зв'язку характеристик розбіжностей з локальними умовами клімату.

1. Авсюк Ю. Н. Приливные силы и природные процессы. — М.: Объединённый институт физики Земли им. О. Ю. Шмидта РАН, 1996. — 186 с.
2. Берри Б. Л. Спектр солнечной системы и модели геофизических процессов // Геофизика. — 2006. — № 3. — С. 64—68.

3. Берри Б. Л. Управление климатом, его прошлое и будущее // Холод'ОК. — 2008. — № 1 (6). — С. 72—78.
4. Берри Б. Л. Жить в тепле и уюте нам осталось недолго. Великая Эпоха (Epoch Times International) — международный информационный проект: <http://www.epochtimes.ru/content/view/8960/5/>
5. Вольвач А. Е., Корсакова С. П., Курбасова Г. С. та ін. Порівняння притоку сонячної радіації на верхню межу атмосфери і на поверхні Землі в пункті «Нікітський сад» за останні 30 років // Abstracts. 13th Ukrainian conference on Space Research (Yevpatoria, Crimea, Ukraine, September, 2—6, 2013). — Yevpatoria, 2013. — P. 31.
6. Добеши И. Десять лекций по вейвлетам. — Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. — 464 с.
7. Сидоренков Н. С. Атмосферные процессы и вращение Земли. — СПб.: Гидрометеиздат, 2002. — 200 с.
8. Coifman R. R., Wickerhauser M. V. Entropy-based algorithms for best basis selection // IEEE Trans. Inform. Theory. — 1992. — **38**, N 2. — P. 713—718.
9. Donoho D. L. De-Noising by soft-thresholding // IEEE Trans. Inform. Theory. — 1995. — **41**, N 3. — P. 613—627.
10. Lilliefors H. W. On the Kolmogorov-Smirnov test for normality with mean and variance unknown // J. Amer. Statist. Assoc. — 1967. — **62**. — P. 399—402.

Стаття надійшла до редакції 24.04.14

Г. С. Курбасова, А. Е. Вольвач

#### ВЕЙВЛЕТ-АНАЛИЗ НАЗЕМНЫХ И КОСМИЧЕСКИХ ИЗМЕРЕНИЙ ЛОКАЛЬНОЙ ИНСОЛЯЦИИ

Показана возможность применения вейвлет-анализа для выделения сигнала из шума и статистического анализа шума в длительных рядах локальных наземных и космических наблюдений на основе измерений инсоляции спутниками НАСА и наземных измерений в парке «Никитский сад» (Крым, широта 44.5°, долгота 34.2°). Обоснован выбор метода анализа, вида вейвлетов и их параметров. Проведен анализ результатов оценок шума космических и наземных наблюдений.

G. S. Kurbasova, A. E. Volvach

#### WAVELET ANALYSIS FOR GROUND-BASED AND SPACE MEASUREMENTS OF LOCAL INSOLATION

We show the possibility to use the wavelet analysis for the selection of the signal from the noise and for the noise statistical analysis in long sequences of local ground-based and satellite observations on the basis of the NASA satellite measurements of the insolation and ground-based measurements in the «Nikitsky Garden» (Crimea, the latitude is 44.5° and the longitude is 34.2°). Our choice of the analysis method, type of wavelets and their parameters are justified. An analysis of the results of noise evaluations for space and ground-based observations is performed.

В. П. Горбулін

### ЧЕРЕЗ ТЕРНИИ К ЗВЕЗДАМ.

#### К 100-летию Владимира Николаевича Челомея



Рассказ о выдающемся Главном конструкторе ракетно-космической техники СССР Владимире Николаевиче Челомее мне хотелось бы начать с небольшого вступления.

В конце мая 2012 года в Киеве у меня состоялась долгожданная встреча (при посредничестве писателя и журналиста Дмитрия Гордона) с Сергеем Никитичем Хрущевым, жизнь которого одно время была тесно связана с В. Н. Челомеем. Долгожданность встречи определялась тем, что в 2010 году вышло в свет доработанное издание книги С. Н. Хрущева «Рождение сверхдержавы».

По сути это история создания ракетно-ядерного щита СССР и роль в ней Никиты Сергеевича Хрущева. А в октябре 2011 года мне было поручено сделать доклад на юбилейной сессии Общего собрания НАН Украины, посвященный 100-летию со дня рождения академика АН СССР и АН УССР, выдающегося Главного конструктора КБ «Южное» М. К. Янгеля. В ходе подготовки доклада я сталкивался с отдельными материалами, которые были опубликованы в книгах С. Н. Хрущева и где, весьма своеобразно, излагалась конкурентная борьба между КБ, которыми руководили М. К. Янгель и В. Н. Челомей. Эта тема присутствовала и в моем докладе.

Возможность обменяться мнениями при личной встрече представлялась мне интересной и обязательной. До нее у меня, как у человека, который вырос в КБ «Южное» и защищал в течение почти 30 лет интересы днепропетровского ракетного куста, было серьезное предубеждение относительно роли и способов достижения успехов КБ, которым руководил В. Н. Челомей.

После прочтения последнего издания книги «Рождение сверхдержавы» и встречи с Сергеем Никитичем Хрущевым я хочу поделиться своими оценками и суждениями об украинских корнях и вкладе в ракетно-космическую технику Владимира Николаевича Челомея.

#### УКРАИНСКИЕ КОРНИ

Владимир Николаевич Челомей родился 30 июня 1914 года в семье учителей народной школы польского города Седльце Привислянского края, входившего тогда в состав Российской им-

перии. После начала Первой мировой войны семья Челомеев решила уехать подальше от линии фронта и поселилась в Полтаве, где у них было много родственников. Челомеи поселились на Келинском проспекте (ныне Первомайский) в доме, который в начале 1880-х годов построила Г. В. Гоголь-Яновская — сестра писателя Николая Гоголя. Большую роль в формировании личности будущего конструктора сыграли люди, окружавшие его с раннего детства. Это были дальние родственники А. С. Пушкина, Н. В. Гоголя, Г. П. Данилевского. В доме часто бывал писатель Владимир Короленко. Владимир рос и формировался в интеллигентной среде, изучал иностранные языки, любил играть в шахматы, музицировал на фортепиано, читал классическую литературу и книги по истории техники и физики. В Полтавском музее авиации и космонавтики, который находится на том же Первомайском проспекте, бережно хранят память о своем выдающемся земляке.

В 1926 году семья Челомеев переезжает в Киев, где Володя продолжает учиться в семилетней трудовой школе, а в 1929 году поступает в Киевский автомобильный техникум. В 1932 году восемнадцатилетний Владимир поступает на авиационный факультет Киевского политехнического института. Через год факультет отделяется в самостоятельный вуз — Киевский авиационный институт (КАИ). Сейчас это — Национальный авиационный университет.

Учится он блестяще. Любимая дисциплина — механика, и особенно ее раздел «Теория колебаний», — станет его увлечением на всю жизнь. Любознательный студент общается с академиком Д. Граве, известным своими трудами по алгебре, прикладной математике и механике. Владимир Челомей регулярно печатается в сборниках научных трудов преподавателей КАИ (шесть статей в 1936 году и столько же в 1937 году). В 1936 году издает учебное пособие для вузов «Векторное исчисление».

В 1937 году В. Н. Челомей на год раньше заканчивает с отличием КАИ и становится дипломированным инженером в области авиационных двигателей. Он продолжает работать в КАИ и в Институте математики АН УССР подготавливает кандидатскую диссертацию «Динамическая устойчивость элементов авиационных конструкций», которую защищает в июне 1939 года. В 1940 году В. Н. Челомей, в числе лучших 50 молодых ученых СССР, принимают в специальную докторантуру при АН СССР и устанавливают сталинскую стипендию. 26-летний докторант Челомей — самый молодой в этой полусотне избранных. Тема его докторской диссертации — «Динамическая устойчивость и прочность упругой цепи авиационного двигателя». Он защищает ее в срок — до 1 июня 1941 года, но документы в ВАК не доходят — началась война. (Владимир Николаевич перезащитил докторскую диссертацию через 10 лет в МВТУ).

Владимир Челомей — студент Киевского авиационного института. 1930-е гг.



В июне 1941 года он уезжает в Москву в командировку и больше в Украину не возвращается. Но именно в Киеве В. Н. Челомей сформировался как ученый-механик, специалист в области колебаний и динамики упругих конструкций. Столица Украины стала для него стартовой площадкой к вершинам науки и техники.

#### КРЫЛАТЫЕ РАКЕТЫ

В июле 1941 года В. Н. Челомей поступает на работу в Центральный институт авиационного моторостроения (ЦИАМ) на должность начальника группы реактивных двигателей и реализует

свою давнюю идею — создание пульсирующего воздушно-реактивного двигателя. С августа 1944 года В. Н. Челомей — начальник отдела с двумястами сотрудниками. В это время происходит его знакомство с двигателем трофейного самолета-снаряда «Фау-1». И в то же время приказом наркома авиации А. Н. Шахурина 30-летний В. Н. Челомей назначается главным конструктором и директором завода № 51, которым ранее руководил скончавшийся Н. Н. Поликарпов. В марте 1945 года начались испытания советского аналога «Фау-1» — беспилотного самолета-снаряда 10Х авиационного базирования. Это достижение не осталось незамеченным. В сентябре 1945 года В. Н. Челомей награждается первым (и сразу высшим) орденом Ленина.

Под руководством Владимира Николаевича была разработана и запущена в производство в течение 1945—1953 годов целая серия самолетов-снарядов, но ни один из них не был принят на вооружение. (Обратите внимание — какие это были годы). В феврале 1953 года постановлением Совмина СССР было принято решение о передаче завода № 51 и его КБ в состав КБ А. И. Микояна. (Могло быть и значительно хуже).

Владимир Николаевич не сломался и добивается создания самостоятельного ОКБ-52 в подмосковном городе Реутово с передачей ему небольшого мехзавода. Именно здесь началось зарождение «третьего кита» ракетно-космической отрасли СССР (после фирм Сергея Павловича Королева и Михаила Кузьмича Янгеля). С 1955 года В. Н. Челомей — Главный конструктор ОКБ-52. В 1965 году ОКБ-52 переименовывается в ЦКБ машиностроения, а в 1983 году — в НПО машиностроения. Бессменным руководителем до 1984 года этих организаций был В. Н. Челомей.

В середине 1950-х годов ОКБ-52 приступает к разработке ракетного комплекса П-5 со сверхзвуковой ракетой для стрельбы с подводных лодок по площадным наземным целям. По мнению многих специалистов это был один из самых блестящих и основополагающих проектов в истории предприятия. Впервые реализовывались идеи В. Н. Челомея о раскрытии крыльев ракеты в полете сразу после выхода ракеты из транспортно-пускового контейнера (ТПК). Это важный

момент, поскольку использование ТПК для стратегических ракет впоследствии станет «яблоком раздора» между КБ Челомея и КБ Янгеля в борьбе за приоритетность. Целый ряд технических решений, использованных в П-5, на десятилетия определили облик морских крылатых ракет не только в СССР, но и в мире. Ракета П-5 была принята на вооружение в 1959 году. В том же 1959 году В. Н. Челомей с группой специалистов удостоен звания лауреата Ленинской премии и в этом же году стал Героем Социалистического Труда.

Последующие разработки морских противокорабельных крылатых ракет под руководством В. Н. Челомея: П-6, П-35 — отличались технологической новизной и являлись асимметричным ответом на развертывание США авианосных соединений. За создание комплексов П-6 и П-35 в 1963 году В. Н. Челомей был награжден второй Золотой Звездой Героя Социалистического Труда. Звезды Героя удостоился и Сергей Никитич Хрущев, который пришел на работу в ОКБ-52 в 1958 году (его самая высокая должность на предприятии была — заместитель начальника отдела по системам управления крылатых ракет и космических аппаратов).

Для подводных лодок требовалось принципиально новое оружие — крылатые ракеты, стартующие из-под воды. Первой в мире такой ракетой стала «Аметист». Ракета выбрасывалась из ТПК, сразу же под водой раскрывались крылья, работали двигатели холостого хода, после выхода из воды включались стартовые двигатели, а затем — маршевый. Максимальная дальность полета — 70 км, высота — 60 м. Комплекс «Аметист» был принят на вооружение в 1968 году.

Все последующие разработки: комплексы «Малахит», «Базальт» (был принят на вооружение первого советского авианесущего крейсера «Киев») и наконец «Гранит» (им предполагалось оснащать как подводные, так и надводные корабли) — являлись образцами технического совершенства и высокой боевой эффективности. «Гранит» был последним комплексом с крылатой ракетой, принятым на вооружение в 1983 году еще при жизни Владимира Николаевича Челомея.

В качестве асимметричного ответа на американские крылатые ракеты нового поколения в се-

редине 1970-х Генеральный конструктор Владимир Челомей предложил создать принципиально новую высоколетящую сверхзвуковую крылатую ракету «Метеорит», обладающую большой дальностью полета (до 5 000 км), низким уровнем радиолокационной заметности, высокой точностью стрельбы — несколько сотен метров. Ракета должна была быть унифицированной для наземного, морского и авиационного базирования. Летные испытания крылатой ракеты «Метеорит» начались в 1980 году и продолжались 11 лет. Это было обусловлено принципиальной новизной ключевых систем ракеты. Всего было выполнено 70 пусков. В 1991 году работы по комплексу «Метеорит» были прекращены.

Особенность разработки системы управления крылатой ракеты «Метеорит» (Главный конструктор СУ В. Г. Сергеев, КБ электроприборостроения, г. Харьков) заключалась в том, что полет выполнялся на большой высоте и это делало невозможным использование системы коррекции траектории по рельефу местности. Конструкторам удалось найти решение этой проблемы — впервые в мире была разработана уникальная система коррекции траектории по радиолокационным картам местности.

Научно-технический задел по уникальным бортовым системам, созданный при разработке комплекса «Метеорит», до сих пор не устарел и может быть использован при создании крылатых ракет нового поколения.

Представленного было бы достаточно, чтобы описать жизнь состоявшегося и талантливого человека. Но только не В. Н. Челомея.

## ПЕРВЫЕ КОСМИЧЕСКИЕ ПРОЕКТЫ

Как помните, крылатый ракетный комплекс П-5 был принят на вооружение в 1959 году. И в конце этого же года ОКБ-52 приступает к проектированию космических комплексов: космоплан, ракетоплан, управляемый спутник, истребитель спутников — первые проекты В. Н. Челомея в новом направлении.

В 1960 году постановление ЦК и Совмина СССР открывает для ОКБ-52 дорогу в космос. Но для этих работ нужна была мощная производственная и экспериментальная база. И ... под

патронатом Н. С. Хрущева в ОКБ-52 передаются 52 предприятия авиапрома с готовыми специалистами высокой квалификации. К примеру, в октябре 1960 года в ОКБ-52 в качестве филиала № 1 передается ОКБ-23 В. М. Мясищева — Главного конструктора стратегических бомбардировщиков и завод им. Хруничева в Филях. Помните 1953 год, когда у В. Н. Челомея отобрали КБ и завод. Вернули ему в 1960 году несравнимо больше. Ответить, насколько это было этично, Сергей Никитич Хрущев, который трудился в ОКБ-52 до 1968 года, отказался.

Но вернемся к сути. В. Н. Челомей впервые в мире выступил с идеей создания системы глобальной морской космической разведки и целеуказания в мировом океане. КА «УС-А» был первым управляемым спутником ОКБ-52 и на десятилетия опередил подобную разработку США, став первым в мире КА активного наблюдения с ядерной установкой на борту. «УС-П» стал первым в мире КА радиотехнической разведки, который позволял пеленговать и идентифицировать с высоты 440 км надводные корабли противника по работе их радиосредств. Одновременно в ОКБ-52 велась разработка системы противоспутниковой обороны «ИС» — истребителя спутников для поражения спутников-разведчиков противника.

После отставки Н. С. Хрущева в 1964 году работы по управляемым спутникам передали в другие организации и стали использовать для их запусков ракеты-носители М. К. Янгеля: «Циклон-2» (11К69) и «Циклон-3» (11К68). Техническим руководителем летно-конструкторских испытаний одного из комплексов «ИС» был Леонид Данилович Кучма, за что он в коллективе других специалистов был удостоен звания Лауреата Ленинской премии.

## СТРАТЕГИЧЕСКИЕ РАКЕТЫ

Уже в 1961 году, ОКБ-52, несмотря на всю свою загрузку, начинает работать в области создания межконтинентальных баллистических ракет (МБР). К этому времени на передовые позиции по созданию боевых МБР вышло ОКБ-586 Михаила Кузьмича Янгеля, окончательно вытеснив ОКБ-1 Сергея Павловича Королева. В 1959 году

на базе янгелевских ракет средней дальности Р-12 и Р-14 были созданы Ракетные войска стратегического назначения, а ОКБ-586 приступило к разработке Р-16 — первой МБР на высококипящих компонентах топлива и с автономной системой управления.

Для изучения опыта М. К. Янгеля В. Н. Челомей организует поездку своих специалистов на полигон Капустин Яр и в Днепропетровск. А затем началось то, что получило неофициальное название «малой гражданской войны» в создании советских стратегических вооружений. Вопреки воле Главного конструктора М. К. Янгеля по указанию Н. С. Хрущева в ОКБ-52 были переданы три экземпляра ракеты Р-14 и конструкторская документация на ракеты Р-14 и Р-16! Подобного прецедента мировая история ракетостроения не знала. Это позволило специалистам ОКБ-52 широко использовать заделы ракетчиков Днепропетровска.

Однако первая МБР В. Н. Челомей УР-200 проиграла конкурс новой янгелевской ракете Р-36 и не была принята на вооружение. Такое решение было принято Н. С. Хрущевым во время посещения Байконура в сентябре 1964 года незадолго до своей отставки. На этом же смотре В. Н. Челомей впервые продемонстрировал возможности тяжелой ракеты УР-500. Однако ее проект как боевой ракеты не был принят и только благодаря позиции Президента АН СССР М. В. Келдыша эта уникальная ракета начала свою успешную жизнь и продолжает ее до настоящего времени как ракета-носитель «Протон».

За год до этих событий на Байконуре, на Совете обороны СССР («Совет в Филях») В. Н. Челомей внес свои предложения о создании ракетного комплекса с МБР легкого класса УР-100 (стартовый вес 42,3 т). На Совете обороны были приняты два важных решения: легкие МБР разрабатывает ОКБ-52 В. Н. Челомей, тяжелые МБР — ОКБ-586 М. К. Янгеля.

Ракетные комплексы УР-100 и их многочисленные модификации стали самыми массовыми в СССР и в мире: максимальное количество этих МБР, одновременно находившихся в эксплуатации, составляло 950 единиц. При разработке «соток» и янгелевской Р-36 обоими КБ была

решена сложнейшая научно-техническая задача по обеспечению нахождения ракет на боевом дежурстве в заправленном состоянии. Решение обеспечивалось за счет ампулизации ракет и размещения их в транспортно-пусковых контейнерах. Эту задачу не смогли решить США, и поэтому вынуждены были перейти на разработку твердотопливных ракет семейства «Минитмен».

На первых «сотках» В. Н. Челомей и янгелевской Р-36 были впервые применены разделяющиеся головные части (РГЧ) с тремя боевыми блоками без индивидуального наведения на цель. Это был ответ на первые американские МБР с РГЧ. По мнению специалистов ОКБ-52 УР-100 была первой советской МБР, оснащенной средствами преодоления противоракетной обороны. В Днепропетровске считают, что первой такой ракетой была их Р-36...

В августе 1969 года на повестку дня Совета обороны СССР был вынесен один-единственный вопрос — выбор направления развития боевого ракетостроения. По существу это был открытый конкурс двух ведущих проектных организаций Советского Союза — В. Н. Челомей и М. К. Янгеля.

Предложения В. Н. Челомей базировались на малогабаритной ракете УР-100: надо иметь на вооружении большое количество простых в эксплуатации ракет, без РГЧ, с аналоговыми системами управления, с газодинамическим стартом. М. К. Янгель провозгласил свои принципы построения боевых ракетных комплексов: применение РГЧ, построение системы управления на базе БЦВМ, минометный старт...

Концепции М. К. Янгеля была дана зеленая улица и КБ «Южное» приступило к созданию тяжелой цифровой ракеты Р-36М с минометным стартом. Генеральный конструктор ЦКБМ В. Н. Челомей был вынужден пойти на существенную доработку своей малогабаритной ракеты УР-100. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 19 августа 1970 года ЦКБМ была поручена разработка баллистической ракеты третьего поколения УР-100Н (15А30) с боевыми блоками индивидуального наведения. Разработка системы управления этой ракеты была поручена КБ электроприборостроения, руководимому Главным конструктором

В. Г. Сергеевым. Приборы для системы управления изготавливали на Киевском радиозаводе, Харьковском заводе им. Т. Г. Шевченко и в НПО «Электроприбор».

УР-100Н (15А30) представляла собой практически новую ракету весом 103—105 т (ракетчики в шутку ее называли «самой тяжелой из легких»), со ступенью разведения шести боевых блоков, с бортовой цифровой системой управления и высокозащищенной шахтой. В декабре 1975 года ракетный комплекс с малогабаритной ракетой УР-100Н был принят на вооружение. Боевая эффективность созданных ракет легкого класса приблизилась к эффективности тяжелых МБР, сохранив при этом высокую экономичность комплекса.

Постановлением правительства от 16 августа 1976 года была начата разработка ракетного комплекса УР-100НУ (15А35) с улучшенными тактико-техническими характеристиками. Комплекс УР-100НУ был принят на вооружение в 1980 году, и к кончине Владимира Николаевича Челомея (в 1984 году) в шахтных пусковых установках было уже установлено 360 ракет. К 1985 году ракеты УР-100Н были полностью заменены модернизированными ракетами УР-100НУ.

Длительное время продолжалось конкурентное соревнование двух могучих коллективов — ОКБ-52 (ЦКБМ, НПО машиностроения) и ОКБ-586 (КБ «Южное»). Борьба шла не ради личных выгод — боевое ракетостроение выполняло важнейшую задачу обеспечения безопасности государства. В результате были созданы и развернуты высокоэффективные стратегические ракетные комплексы, составившие основу РВСН СССР.

Совершенно не лишним будет сказать, что именно последняя модификация «сотки» — УР-100НУ («Стилет» или SS-19), как и последняя разработка тяжелой жидкостной МБР КБ «Южное» — Р-36М2 («Сатана» или SS-18) и сегодня составляют основу ракетно-ядерного щита Российской Федерации. Достойной замены им пока не создано.

#### ЛУННАЯ ПРОГРАММА И РОЖДЕНИЕ «ПРОТОНА»

ОКБ-586 и ОКБ-52 активно участвовали в выполнении работ, предусмотренных советской

программой освоения Луны, реализацию которой руководство страны поручило С. П. Королеву.

В июле 1960 года ОКБ-586 представило техническое предложение по разработке тяжелой ракеты Р-56 в качестве многоцелевого космического носителя, который мог обеспечить пилотируемый облет Луны, посадку на ее поверхность автоматических станций, а в составе двух- или трехблочного пакета решать задачу высадки лунной экспедиции. Ведущим конструктором проекта Р-56 был назначен С. Н. Конюхов — будущий Генеральный конструктор КБ «Южное» и академик НАН Украины.

В 1960 году В. Н. Челомей поручил своему филиалскому филиалу разработку сверхтяжелого носителя УР-700. По замыслу Главного конструктора этот носитель должен был иметь стартовую массу в 4823 т и выводить на околоземную орбиту полезную нагрузку массой 151 т (больше, чем у РН «Сатурн-5» Вернера фон Брауна).

Под руководством В. Г. Сергеева в харьковском КБ электроприборостроения разрабатывались эскизные проекты систем управления ракетно-космических комплексов Р-56 и УР-700 для полета к Луне.

В августе 1964 года было принято правительственное постановление «О работах по исследованию Луны и космического пространства», расставившее все точки над «i». Этим документом предусматривалось выполнение работ по двум параллельным пилотируемым программам:

1) ОКБ-52 В. Н. Челомея поручалось разработать проект облета Луны с пилотируемым кораблем ЛК-1, используя в качестве средства выведения трехступенчатую РН УР-500К.

2) ОКБ-1 С. П. Королева поручалось создание мощной ракеты Н-1 и космического корабля Л-3 для осуществления посадки на Луну и возвращения на Землю.

Работы по ракетам тяжелого класса Р-56 М. К. Янгеля и УР-700 В. Н. Челомея были прекращены в интересах Н-1 С. П. Королева.

ОКБ-586 поручалась разработка и изготовление для ракетно-космического комплекса Н1-Л3 блока Е — взлетно-посадочного модуля будущего лунного космического корабля.

Со временем были прекращены работы по челомеевскому проекту лунного корабля ЛК-1. Было принято решение: ОКБ В. Н. Челомея сосредоточить усилия только на создании носителя УР-500К, а создание космического корабля для облета Луны — 7К-Л1 поручалось ОКБ С. П. Королева.

Космический корабль 7К-Л1 в беспилотном варианте получил название «Зонд». Он в 1968 году впервые в мире вернулся на Землю со второй космической скоростью после облета Луны. Однако эта советская программа не имела продолжения, поскольку уже в 1969 году американцы высадились на Луну.

Лунные проекты Р-56 М. К. Янгеля и УР-700 В. Н. Челомея были более реальными и технологически выверенными по сравнению с королевским проектом Н-1. К сожалению, после смерти С. П. Королева лунная ракета Н-1 так и не была отработана — все ее четыре пуска были аварийными.

Портфель технических идей и решений у Владимира Николаевича был очень большой. На бумаге остался его марсианский аванпроект «Аэлита» с ракетой УР-900 и кораблем МК-700М. В. Н. Челомею принадлежит идея многоуровневой транспортной космической системы (МТКС) с легким космическим самолетом (ЛКС) массой 20 тонн с полезной нагрузкой 4 тонны и экипажем из двух человек. Для выведения ЛКС на орбиту предлагалась отработанная РН «Протон-К».

От лунной программы ОКБ-586 получило отработанный блок Е для посадки и взлета с Луны, а ОКБ-52 — мощный космический носитель УР-500К в трех и четырехступенчатом вариантах. Эта РН под наименованием «Протон-К» интенсивно использовалась для запусков спутников связи, навигационной системы «Глонасс», основных блоков орбитальных станций «Салют» и «Мир», модулей Международной космической станции, межпланетных аппаратов «Луна», «Венера», «Марс», «Вега».

## ОРБИТАЛЬНЫЕ СТАНЦИИ

В середине 1960-х годов между СССР и США разворачивается соперничество по созданию орбитальных пилотируемых станций с задачами

разведки. И уже в 1966 году ОКБ В. Н. Челомея становится головным исполнителем по орбитальной пилотируемой станции (ОПС) «Алмаз», которая разрабатывалась и создавалась на фоне массового развертывания ракет УР-100. С её помощью планировалось обеспечить обнаружение точечных целей в глубине территории противника, в т. ч. замаскированных. В то время считалось, что основным способом выявления этих целей могла быть только фотосъемка высокого разрешения с участием человека.

Орбитальная пилотируемая станция «Алмаз» имела в своем составе длиннофокусный фотоаппарат, камеру для сброса на Землю капсул со специнформацией. Для обеспечения постоянного функционирования ОПС на околоземной орбите предусматривались транспортные корабли снабжения (ТКС), состоящие из функционального грузового блока (ФГБ) и возвращаемого аппарата (ВА).

Неожиданно для В. Н. Челомея руководители ракетно-космической отрасли Д. Ф. Устинов, Л. В. Смирнов и С. А. Афанасьев поддержали предложение главного проектанта королевских космических кораблей К. П. Феоктистова по ускоренному созданию альтернативной ОПС «Салют». Предлагалось взять за основу корпус ОПС «Алмаз», который находился на заключительном этапе разработки, установить на него переходной отсек и другие системы корабля «Союз» и доработать стыковочный узел. В качестве средства выведения станции на орбиту предлагалась РН «Протон-К», а в качестве средства доставки экипажа — доработанный корабль «Союз» и ракета-носитель Р-7А.

По такой схеме была построена и запущена в апреле 1971 года первая советская орбитальная станция «Салют-1», созданная НПО «Энергия».

Первому экипажу космонавтов (В. Шонин, А. Елисеев, Н. Рукавишников) не удалось состыковаться со станцией. Второй экипаж в составе: В. Волков, Г. Добровольский, В. Пацаев — в июне 1971 года успешно совершил стыковку и отработал на борту станции 22 суток. Из-за разгерметизации спускаемого аппарата экипаж первой орбитальной станции «Салют-1» погиб во время посадки на землю.

Такое развитие событий затормозило работу КБ В. Н. Челомея над собственным проектом ОПС «Алмаз» на 2 года. Первая его станция «Алмаз-1» была запущена 3 апреля 1973 года под названием «Салют-2» и работала на околоземной орбите в автоматическом режиме. За ней полетела в 1974 году вторая станция В. Н. Челомея — «Алмаз-2» под именем «Салют-3», затем «Алмаз-3» («Салют-5», 1976 г.).

Первый полет на «Алмаз-2» совершил П. Р. Попович — первый космонавт-украинец. На борту ОПС «Алмаз-3» выполнял задачи разведки летчик-космонавт В. М. Жолобов — уроженец Херсонщины, нынешний президент Аэрокосмического общества Украины.

В 1974 году отработала на орбите ОПС «Салют-4» — вторая станция разработки НПО «Энергия». Таким образом, в 1970-е годы в СССР одновременно выполнялись две различные программы по ОПС — КБ Челомея и НПО «Энергия», но в открытой печати они носили одно общее название «Салют».

Стране уже не под силу было вести две такие дорогостоящие программы орбитальных станций и предпочтение было отдано программе долговременных орбитальных станций второго поколения «Салют-6» и «Салют-7», представленной НПО «Энергия».

Программа ОПС «Алмаз» была закрыта. Продолжилась только отработка транспортного корабля снабжения по теме «Алмаз». Систему управления ТКС создали в харьковском КБ электроприборостроения, аппаратуру изготавливали на Киевском радиозаводе.

17 июля 1977 года был произведен автономный запуск первого ТКС. Летные испытания показали его высокие эксплуатационные и технические характеристики. 25 апреля 1981 года был осуществлен запуск второго ТКС, который состыковался с пилотируемой станцией «Салют-6». В 1983 и 1985 гг. к орбитальной станции «Салют-7» были отправлены третий и четвертый ТКСы. Управление ТКСами велось из Евпаторийского ЦУПа.

Завершающим этапом «алмазной» эпопеи В. Н. Челомея была разработка на базе ОПС «Алмаз» автоматических станций: «Алмаз-Т» —



В рабочей обстановке

для ведения радиолокационной разведки и «Алмаз-К» — для фоторазведки. Но в космосе эти станции не побывали.

#### КРАТКИЕ ИТОГИ

В ракетно-космическую сферу В. Н. Челомей пришел из науки. Он сам подготовил и защитил кандидатскую и докторскую диссертации. Работая в ОКБ-52, затем в ЦКБМ и НПО машиностроения, он был мощным генератором основных достижений этой организации: идей, экспериментов, моделей, изобретений. У него было 17 авторских свидетельств об изобретении без соавторов, более 50 — с соавторами.

Его работы по динамической устойчивости упругих систем, теории пружин считаются основополагающими. В 1960 году основал в МВТУ им. Баумана кафедру «Аэрокосмические системы», которой руководил до конца своей жизни. Подготовил и читал курс лекций «Теория колебаний». Последней научной работой В. Н. Челомея была опубликованная в Докладах АН СССР в 1983 году небольшая статья «Парадоксы в механике, вызываемые вибрациями». А что он имел в виду в последнем разговоре с женой, когда сказал: «Я такое придумал!..», мы не узнаем никогда. В возрасте 70 лет В. Н. Челомей ушел из жизни.

У многих советских людей была полная уверенность в том, что при социализме никакой конкуренции не было. Это глубоко ошибочное представление. Была жесткая конкуренция за реализацию своих проектов между: Минсредмашем (атомная промышленность), Минобщмашем (ракетно-космическая техника) и Минавиапромом (авиационная промышленность). И, точно также, внутри Минобщмаша была жесткая борьба за свои проекты: между КБ С. П. Королева и КБ М. К. Янгеля, между КБ М. К. Янгеля и КБ В. Н. Челомея; между КБ С. П. Королева и КБ В. Н. Челомея. Споры зачастую не разрешались ни на уровне отрасли, ни на уровне ВПК с участием комиссий АН СССР, а иногда выносились на уровень Совета обороны страны. В этой борьбе участвовали военные и гражданские лица: от рядовых исполнителей — до руководителей высшего ранга. Так, в работах по модификации «соток», В. Н. Челомей пользовался безоговорочной поддержкой министра обороны СССР с 1967 по 1976 годы маршала А. А. Гречко, а М. К. Янгель мог попасть к нему на прием только после вмешательства В. В. Щербицкого, в то время первого секретаря ЦК Компартии Украины. После того, как министром обороны стал Дмитрий Федорович Устинов, отношение к проектам Генерального конструктора В. Н. Челомея резко изменилось — они стали ограничиваться, а порой и закрываться.

Мне довелось видеть и слышать Владимира Николаевича Челомея на коллегиях Минобщмаша СССР: всегда элегантен, речь — на уровне диктора телевидения; мимика — как у народного, в худшем случае — как у заслуженного артиста. Мог пообещать сделать то, чего нельзя было сделать. Но как сильный человек он терпел поражения, не сумев защитить тот или иной свой проект, и никогда не сдавался.

И если окинуть весь путь Главного и Генерального конструктора Владимира Николаевича Челомея с 1955 по 1984 годы (время, когда он руководил своим КБ), то следует отметить, что он создал для Вооруженных сил СССР средства ведения войны: на земле, на воде, под водой и в космосе. Таких результатов не было ни у Сергея Павловича Королева, ни у Михаила Кузьмича

Янгеля. Но вместе они выиграли ту войну, которая предотвратила безумие ракетно-ядерной гонки.

Поэтому я соглашусь с выводами С. Н. Хрущева, сделанными им в книге «Рождение сверхдержавы»: «Королев, Янгель, Челомей или Челомей, Янгель, Королев — троица великих основоположников ракетных и космических свершений нашей страны. В моем понимании они равновелики, хотя по своей сущности абсолютно различны».

1. Горбулин В. П., Кузнецов Ю. А., Митрахов Н. А. Академик В. Г. Сергеев — выдающийся организатор работ по созданию систем управления РКТ // Сергеев В. Г. — Главный конструктор систем управления. К 100-летию со дня рождения. — Харьков: ПАО «Хартрон», 2014. — С. 267—276.
2. Горбулин В. П. Исторична особистість: до 100-річчя від дня народження М. К. Янгеля // Наука та наукознавство. — 2011. — № 4. — С. 5—15.
3. Ефремов Г. А., Киселев А. И., Леонов А. Г. и др. Яркий след крылатого «Метеорита» — М.: Бедретдинов и Ко, 2012. — 248 с.
4. Задонцев В. А. Академик В. Н. Челомей — Генеральный конструктор ракетно-космических систем // Авиационно-космическая техника и технология. — 2009. — № 9. — С. 7—20.
5. Згуровский М. З. Владимир Челомей — засекреченный конструктор // Киевские политехники — пионеры авиации, космонавтики, ракетостроения. — Киев: КПИ, 2011. — С. 241—261.
6. Корниенко А. В., Уткин А. Ф., Попов А. Д. Отечественные стратегические ракетные комплексы. — СПб: Невский бастион, 1999. — 288 с.
7. Платонов В. П. Владимир Челомей: «Я такое придумал!» // Южное созвездие. Главные и Генеральные. — Днепропетровск: Проспект, 2008. — С. 229—254.
8. ГКНПЦ им. М. В. Хруничева. Страницы истории, жизнь и время. — М.: Военный парад, 2006. — Кн. 2: Филевские орбиты. — 406 с.
9. Хрущев С. Н. Никита Хрущев. Рождение сверхдержавы. — М.: Время, 2010. — 576 с.

Стаття надійшла до редакції 28.08.14

Горбулін В. П.

ЧЕРЕЗ ТЕРНИ ДО ЗІРОК. ДО 100-РІЧЧЯ  
ВОЛОДИМИРА МИКОЛАЙОВИЧА ЧЕЛОМЕЯ

Gorbulin V. P.

THROUGH THORNS TO STARS. TO THE 100<sup>TH</sup>  
ANNIVERSARY OF VOLODYMYR CHELOMEI

**БАЛАШОВ Віталій Миколайович** — провідний конструктор Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

**БОРОВИЦЬКИЙ Володимир Миколайович** — професор кафедри оптичних та оптико-електронних приладів Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», доктор технічних наук.

Напрямок науки — цифрові оптико-електронні системи формування зображень, цифрова обробка зображень.

**ВОЛЬВАЧ Олександр Євгенович** — заступник директора з наукової роботи Науково-дослідного інституту «Кримська астрофізична обсерваторія», доктор фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, почесний працівник космічної галузі України, лауреат премії НАН України ім. Є. П. Федорова.

Напрямок науки — позагалактична астрономія, радіоастрономія, радіоінтерферометрія з наддовгими базами, геодинаміка.

**ГОРБУЛІН Володимир Павлович** — радник Президента України, директор Національного інституту стратегічних досліджень, доктор технічних наук, професор, академік Національної академії наук України і Міжнародної академії астронавтики. Лауреат Державної премії СРСР, премії ім. М. К. Янгеля, Державної премії України.

Напрямок науки — стратегічні дослідження.

**КУРБАСОВА Галина Сергіївна** — провідний науковий співробітник Кримської астрофізичної обсерваторії, кандидат фізико-математичних наук.

Напрямок науки — аналіз даних про варіації параметрів обертання Землі, космічна геодинаміка.

**ЛЕВЕНКО Олександр Сергійович** — головний конструктор аерокосмічних систем ТОВ «Аерокосмічне агентство «Магеллан».

Напрямок науки — дослідження і конструювання ракетно-космічних систем та дистанційне зондування Землі.

**ЛЕОНТЬЄВ Антон Юрійович** — провідний інженер лабораторії супутникових досліджень ближнього космосу

Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України.

Напрямок науки — фізика іоносфери.

**ЛІЗУНОВ Георгій В'ячеславович** — завідувач лабораторії супутникових досліджень ближнього космосу Інституту космічних досліджень Національної академії наук України та Державного космічного агентства України, кандидат фізико-математичних наук, старший науковий співробітник, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — фізика іоносфери.

**МАКАРОВ Олександр Леонідович** — заступник Генерального конструктора з питань створення й експлуатації космічних апаратів, супутникових систем, контрольно-вимірвальних і інформаційно-керувальних засобів ракетно-космічного та наземного сегментів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», кандидат технічних наук, заслужений машинобудівник України, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — ракетно-космічна техніка.

**МАСЛЕЙ Дмитро Володимирович** — аспірант факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпропетровського національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів, оброблення даних ДЗЗ.

**МІХЄНКО Леонід Андрійович** — професор кафедри оптичних та оптико-електронних приладів Національного технічного університету України «Київський політехнічний інститут», доктор технічних наук.

Напрямок науки — розробка, дослідження та впровадження у інженерну практику джерел випромінювання та апаратури для прецизійного калібрування оптико-електронних приладів для авіаційної та космічної техніки, включаючи спектро радіометри та зображувальні спектрометри, абсолютизація вимірювань енергетичних характеристик та оцінювання метрологічних характеристик систем для радіометричного калібрування.

**МОЗГОВИЙ** Дмитро Костянтинович — доцент факультету фізики, електроніки та комп'ютерних систем Дніпропетровського Національного університету імені Олеся Гончара.

Напрямок науки — балістика та керування рухом літальних апаратів, оброблення даних ДЗЗ.

**ПАУК Олег Леонідович** — консультант відділу зовнішньоекономічної стратегії і торгівлі Дніпропетровської обласної ради, на посаді інженера Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля» брав участь у проекті «Морський старт».

Напрямок науки — дослідження і проектування ракетно-космічних, дослідження чотиривимірної моделі стійкого розвитку суспільства.

**ПОПЕЛЬ Валерій Михайлович** — заступник начальника відділу антенно-фідерних та НВЧ-пристроїв конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплек-

сів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля».

Напрямок науки — антенно-фідерні пристрої та засоби мікрохвильової техніки.

**ПРИСЯЖНИЙ Володимир Ілліч** — генеральний директор ТОВ «Аерокосмічне агентство «Магеллан», старший науковий співробітник, кандидат технічних наук, лауреат Державної премії України в галузі науки і техніки.

Напрямок науки — радіотехнічні системи вимірювальних комплексів.

**ХОРОШИЛОВ Віктор Сергійович** — начальник розрахунково-теоретичного сектору конструкторського бюро космічних апаратів, систем та комплексів Державного підприємства «Конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля», доктор технічних наук, професор, заслужений діяч науки і техніки України.

Напрямок науки — динаміка, балістика та керування рухом літальних апаратів.

А. Ильин

## ЧТО ДЕНЬ ГРЯДУЩИЙ НАМ ГОТОВИТ?

(«Новости космонавтики». — 2014. — № 7. — С. 54—56)

Сегодня на просторах Солнечной системы работает 21 автоматическая межпланетная станция (НК № 3, 2014). Ученые получают информацию с орбит Меркурия, Сатурна и Венеры, с поверхности Марса. Вскоре зонды достигнут двух карликовых планет — Плутона и Цереры; предстоят также исследования кометы Чурюмова — Герасименко.

Настоящий «золотой век» межпланетных миссий! Но как долго он продлится? К сожалению, из-за финансовых кризисов и проблем с бюджетами будущее исследований в дальнем космосе весьма туманно. Что ожидает нас в ближайшие десять лет?

Все существующие проекты можно условно разделить на два типа — реальные (финансирование получено, работы ведутся) и маловероятные (проект не утвержден, финансирование отсутствует). Нас интересует только первая категория.

Увы, ситуацию нельзя назвать радостной. В США и Европе «космические» бюджеты продолжают уменьшаться, а в России, хотя ситуация с финансированием и нормализуется, фактически отсутствует опыт межпланетных миссий (остался лишь советский задел) и существуют определенные проблемы с радиационно-стойкой элементной базой. Китай только в начале пути и ориентируется в основном на Луну, у Индии не так много средств, а Япония не может похвастаться успешностью своих межпланетных проектов.

Небольшие частные компании не имеют достаточно средств на создание АМС (для решения подобных задач необходимы десятки миллионов долларов), а крупным же подобная деятельность не интересна (так как не приносит прибыль).

Существует небольшая надежда, что вузы смогут перейти от создания микроспутников к небольшим межпланетным аппаратам. Вместе с тем трудно представить, что подобный проект может быть реализован без поддержки государства или без значительной спонсорской помощи.

### ЛУННЫЕ АППАРАТЫ

Российские планы в очередной раз сдвинулись «вправо»: первый отечественный посадочный лунный зонд нового поколения «Луна-25» стартует лишь в 2017 г. Следом за ним в 2018 г. к спутнику Земли отправится орбитальный аппарат «Луна-26», а в 2019 г. — большой посадочный — «Луна-27».

«Луна-25» («Луна-Глоб Посадочный») станет экспериментальным аппаратом, основная задача которого отработать посадку в заданной области южного полярного региона Луны. Однако ученые все же надеются установить на нем около 20 кг научных приборов.

Следующий лунный зонд — «Луна-26» («Луна-Ресурс Орбитальный») будет существенно тяжелее своего предшественника: масса его научной аппаратуры достигнет 120 кг. АМС изучит состав поверхности Луны дистанционными методами, уточнит границы районов с водосодержащими породами и в рамках эксперимента ЛОРД (Лунный Орбитальный РадиоДетектор) исследует с борта КА космические лучи сверхвысоких энергий, используя Луну как мишень.

Третий зонд — «Луна-27» («Луна-Ресурс Посадочный») совершит посадку в полярном районе Луны и доставит на ее поверхность около 50 кг научных приборов. Среди них, вполне возможно, будет и устройство криогенного бурения,

созданное европейскими специалистами. Подобная установка нужна для сохранения летучих фракций лунного вещества при отборе проб.

В Федеральную космическую программу (ФКП) на 2016—2026 гг., вероятно, войдут еще две новые лунные миссии: тяжелый луноход с буровой установкой и станция для доставки на Землю образцов, собранных луноходом.

Китай также крайне заинтересован в исследованиях Луны. Следующий шаг — после осуществления миссии «Чанъэ-3» и доставки на наш естественный спутник лунохода «Юйту» — не заставил себя долго ждать. Уже в этом году (!) китайские инженеры испытают возвращаемую капсулу для миссии по доставке лунного грунта: вероятно, аппарат будет выведен на эллиптическую орбиту, напоминающую траекторию советских «Зондов».

В конце 2015 г. или в начале 2016 г. специалисты КНР попытаются доставить второй китайский луноход (миссия «Чанъэ-4»), а на 2017—2018 гг. запланирована автоматическая доставка лунного грунта. Интересно, что, в отличие от прямого полета советских «Лун» типа Е8-5, в китайском проекте будет применяться «аполлоновская» схема со стыковкой на орбите Луны.

Лунные планы Индии также весьма амбициозны. В 2016—2017 гг. стартует миссия «Чандраян-2». В ее состав войдут орбитальный аппарат массой примерно 1400 кг и спускаемый модуль (1250 кг), включающий небольшой ровер (300—100 кг).

Японская лунная миссия «Selene-2», также состоящая из орбитального аппарата, посадочной платформы и ровера, могла бы стартовать в 2017 г., однако испытывает значительные бюджетные проблемы. Вероятно, миссия будет отменена или ее сроки будут пересмотрены.

Вопрос о финансировании европейского проекта посадки в полярном регионе Луны — «Lunar Lander» — рассматривался в 2012 г., но деньги выделены не были. Европа пока нацелена на совместные с Россией исследования Луны.

К странам, изучающим Луну, собирается присоединиться и Южная Корея: старт ее лунной миссии (к которой может подключиться NASA) мог бы состояться в 2017 г. По предварительным планам, южнокорейский зонд будет включать

в себя орбитальный и посадочный аппараты. Впрочем, подобные амбициозные планы кажутся не более вероятными, чем старт к Луне одной из команд, участвующих в конкурсе «Google Lunar X-Prize».

## РЕЙСЫ К УТРЕННЕЙ ЗВЕЗДЕ И МЕРКУРИЮ

Венера, к большому сожалению, практически не привлекает внимания мировых космических агентств. После завершения уже в этом году работы «Venus Express» ожидается лишь повторная (первая завершилась неудачей) попытка выхода на орбиту японского зонда «Акацуки» в ноябре 2015 г.

Отечественные планы венерианских миссий — орбитальные и долгоживущие посадочные аппараты, аэростатные зонды и другие — похоже, «уходят» за 2030 год.

Что касается США, после запуска в 2013 г. зондов LADEE и MAVEN в перечне реализуемых планетных проектов остались только три позиции: «InSight», OSIRIS-REx и «Mars Rover 2020». Ожидать венерианских роверов или новых орбитальных аппаратов не приходится.

После 2017 г. у Венеры несколько раз пройдет европейский «Solar Orbiter», а с 2018 по 2024 гг. подобный маневр семь раз повторит американский «Solar Probe Plus».

В сентябре 2019 г. и в мае 2020 г. рядом с Утренней звездой пролетит зонд «BepiColombo» (совместный проект ЕКА и Японского космического агентства при участии ИКИ РАН). Данный аппарат должен выйти на орбиту вокруг Меркурия в 2024 г.

«BepiColombo» — единственная новая (после «Messenger'a») миссия для исследования Меркурия в обозримом будущем.

## МАРСУ ПОВЕЗЛО

Марсу посчастливилось больше других: к нему в ближайшие 5—10 лет должны отправиться несколько зондов.

Осенью текущего года на орбиту вокруг Красной планеты выйдут американский MAVEN и индийский «Мангальян». Вслед за ними в 2016 г. к Марсу отправится посадочный зонд «InSight», задача которого — изучение тектонических процессов, происходивших и происходящих сейчас

на Красной планете. В 2020 г. на Марс будет доставлен новый тяжелый марсоход — аналог работающего сейчас «Curiosity».

Следует отметить, что в конкурсе на 12-ю миссию программы «Discovery» проект «InSight» обошел такие новаторские предложения, как «Comet Hammer» (посадочный модуль, который должен был передвигаться прыжками по кометному ядру) и «Titan Mare Explorer» (зонд-«лодка» для исследования Моря Лигеи или Моря Кракена на Титане).

Много надежд ученые связывают с совместным проектом России и Европы — миссией «ExoMars». В 2016 г. ракета «Протон» с РБ «Бриз-М» должна отправить к Марсу разрабатываемые ЕКА орбитальный аппарат и демонстрационный десантный модуль. Орбитальный КА TGO («Trace Gas Orbiter») предназначен для изучения малых газовых примесей атмосферы и распределения водяного льда в грунте Марса. Для него Институт космических исследований (ИКИ) РАН разрабатывает два прибора: спектрометрический комплекс ACS и нейтронный спектрометр FRENД.

Вторая часть миссии «ExoMars» начнется в 2018 г. К Марсу, снова с помощью «Протона» с «Бризом-М», будет отправлена АМС с тяжелым (300 кг) европейским марсоходом «Pasteur». В посадочном модуле, изготовленном НПО имени С. А. Лавочкина, будет использована европейская аппаратура, проверенная в миссии 2016 г.: бортовой компьютер, радар и радиосистема. Программное обеспечение, управляющее бортовыми системами аппарата на этапах перелета и спуска/посадки, также будет разработано европейскими специалистами. Управление российскому компьютеру на посадочной платформе будет передано только после схода марсохода с трапов. После этого европейский вычислительный комплекс обеспечит взаимодействие российской ЭВМ с приемно-передающей аппаратурой посадочной платформы.

О других российских «марсианских» миссиях станет известно только после утверждения ФКП 2016—2026 гг. Скорее всего, в новую космическую программу будет заложена повторная попытка доставки грунта с Фобоса — миссия

«Фобос-Грунт-2» («Бумеранг») может стартовать в 2022—2024 гг.

Вероятно, до 2020 г. к исследованиям Марса присоединится и Китай — хотя бы ради «ответа» Индии. В предложениях недостатка нет, однако решение о самостоятельной разработке марсианского КА еще не принято.

Японским космическим агентством предложен проект «марсианской» миссии «Melos», состоящей из одного орбитального аппарата и четырех малых посадочных станций различного назначения. Если будет финансирование, старт может состояться до 2020 г.

Марсом интересуются не только государственные космические агентства. «Марсианские» планы имеются и у частных фирм, правда, их едва ли можно рассматривать всерьез.

В частности, одиозное предприятие «Mars One» перед отправкой людей (!) на Красную планету (в один конец) собирается «потренироваться» на зондах. Однако у этой странной организации не нашлось средств даже на разработку проекта автоматической межпланетной станции — что говорить об изготовлении ее в «железе» и о запуске.

Чуть более реальным представляется предложение первого космического туриста Денниса Тито. Миллионер пытается заинтересовать правительство США и инвесторов смелым проектом пилотируемого облета Марса — «Inspiration Mars». Пока средства на его осуществление найти не удастся — власть имущие считают подобное предприятие слишком рискованным, да и просто ненужным.

Многочисленные предложения по доставке грунта с Красной планеты также отложены в «долгий ящик»: у США и Европы нет на это средств, а у России — необходимого опыта и элементной базы. И все же проект «Марс-Грунт» может появиться в ФКП 2016—2026 гг.

#### ЗОНДЫ К ЮПИТЕРУ И АСТЕРОИДАМ

К астероидам в ближайшее время отправятся две миссии: японская «Хаябуса-2», старт которой возможен уже в конце этого года, и американская OSIRIS-REx в 2016 г. Оба зонда должны доставить на Землю астероидное вещество: «Хаябу-

са-2» — с астероида 1999 JU3, а OSIRIS-REx — с 1999 RQ36. Возвращение капсул с грунтом предполагается в 2020 г. и 2023 г. соответственно.

Европейский проект с аналогичной задачей — «MagnoPolo-R» — в 2011 г. был выбран для участия в конкурсе на миссию среднего класса на период 2015—2025 гг. Однако европейская миссия по доставке астероидного вещества проиграла конкурс — 19 февраля 2014 г. стало известно, что победила обсерватория для поиска экзопланет Plato со сроком запуска в 2024 г.

Существует и отечественный проект исследования астероида — «Апофис». Однако если он и будет осуществлен, то «далеко» за 2020 г.

Заявлены проекты частных АМС для исследования астероидов («Arkyd», «Sentinel»), однако их осуществимость определяется наличием финансирования.

Крайне мало миссий по исследованию внешних планет. После завершения проектов «Juno» (~2017 г. и далее — в зависимости от состояния аппарата, который должен выйти на орбиту вокруг Юпитера в 2016 г.), «Cassini» (вышел на орбиту вокруг Сатурна в 2004 г., завершение миссии ожидается в 2017 г.) и «New Horizons» (пролет у Плутона в 2015 г., затем, возможно, пролет у одного или нескольких тел пояса Койпера и завершение миссии — за 2020 г.) стартует лишь европейский «Jupiter Icy Moon Explorer» (JUICE), который должен выйти на орбиту вокруг Юпитера в далеком 2030 г.

Чисто формально, под давлением Конгресса, на 2015 ф. г. (и только на него) заложены 15 млн \$ на предварительные исследования специализированной миссии по изучению спутника Юпитера Европы в ходе многократных пролетов с реализацией после 2020 г. — «Europa Clipper». Конечно, в текущей финансовой ситуации реализация подобной миссии кажется крайне маловероятной, хотя и рассматриваются экзотические варианты запуска аппарата с помощью сверхтяжелой PH SLS.

Вряд ли будет осуществлен в обозримом будущем (до 2030 г.) и отечественный проект посадки

на Ганимед — из-за тех же проблем с радиационно-стойкой элементной базой и отсутствия опыта полетов к внешним планетам.

## МИССИИ К СОЛНЦУ

Что касается «полетов на Солнце»: начало американской миссии «Solar Probe Plus» запланировано на 2018 г. Интересно, что формально (в бюджете) зонд относится к научным аппаратам для исследования Солнца, а не к АМС. После семи пролетов Венеры «Solar Probe Plus» в 2024 г. выйдет на орбиту вокруг нашей звезды на рекордно малом расстоянии — 8.5 солнечных радиусов, или около 6 000 000 км (почти в 8 раз ближе Меркурия!).

Европейский «солнечный» проект «Solar Orbiter», старт которого запланирован на 2017 г., не предполагает столь тесного сближения: орбита аппарата пройдет на расстоянии 60 солнечных радиусов, или 42500000 км.

Отечественный проект «Интергелио-зонд», если и будет внесен в ФКП, вряд ли состоится раньше середины 2020-х. Он предусматривает исследование внутренней гелиосферы и Солнца с относительно близких расстояний (60—70 солнечных радиусов, или примерно 40—50 млн км) и из внеэклиптических положений на гелиоцентрических орбитах.

Среди других межпланетных миссий правительство США пока еще финансирует исследование по теме «Asteroid Redirect» and «Retrieval Mission» — доставка астероида на окололунную орбиту с целью последующего пилотируемого полета к нему. Однако в связи с постоянным пересмотром задач для сверхтяжелой ракеты SLS и нового корабля «Orion» перспективы этой миссии весьма туманны.

Остается надежда и на одну или две миссии класса «Discovery» после 2020 г. Кроме того, в рамках «Discovery» должны быть профинансированы два дополнительных года работы лунного разведчика LRO, поскольку программа «LunarQuest», в рамках которой он эксплуатируется сегодня, закрывается.

*Продовжуючи знайомити читачів з новими цікавими виданнями, редакційна колегія журналу «Космічна наука і технологія» пропонує увазі читачів фрагменти з двох книг: "Загальна теорія відносності: горизонти випробувань" та "Лунная гонка: очерк історії".*



УДК 530.12: 531.51: 524.8 ББК 22.313

**ЗАГАЛЬНА ТЕОРІЯ ВІДНОСНОСТІ: горизонти випробувань** / Я.С. Яцків, О.М. Александров, І.Б. Вавилова, В.І. Жданов, О.І. Жук, Ю.М. Кудря, С.Л. Парновський, О.В. Федорова, С. В.Хміль. — Київ: ГАО НАН України, 2013. — 264 с., 14 рис.

У монографії коротко викладені теоретичні основи загальної теорії відносності (ЗТВ), систематизовано її експериментальні перевірки та окреслені області застосування ЗТВ, беручи до уваги результати останнього десятиріччя. Книга призначена для науковців, аспірантів та студентів природничих спеціальностей, а також буде корисна всім, хто цікавиться ЗТВ.

ISBN 978-966-02-6940-8

### ПЕРЕДМОВА

У 2005 році вийшла друком книга «Загальна теорія відносності: випробування часом» (автори: Я. С. Яцків, О. М. Александров, І. Б. Вавилова, В. І. Жданов, Ю. М. Кудря, С. Л. Парновський, О. В. Федорова, С. В. Хміль), присвячена проголошенню ЮНЕСКО того року «Роком фізики» на честь 100-ліття з часу виходу у світ першої роботи Альберта Ейнштейна з теорії відносності. У передмові до того видання відзначалося, що «з давніх часів філософи та вчені намагалися розгадати таємниці природи, використовуючи для цього якнайменше узагальнюючих понять. Серед славетних фізиків та астрономів особливе місце займають Ньютон, Максвелл та Ейнштейн, — вчені, котрі досягли найбільших успіхів у пізнанні законів природи». Як відомо, відкриття властивостей Всесвіту супроводжува-

лося революційними змінами: Піфагор (близько 580—500 рр. до н.е.) вважав, що Земля має форму кулі, Коперник та Кеплер (XVI ст. н.е.) запропонували геліоцентричну модель світу та закони руху планет навколо Сонця. Згодом, більш як три століття тому, розпочалося вивчення фізичної картини світу. Наприкінці XVII ст. Ньютон розгадав природу земного тяжіння та об'єднав його з небесною гравітацією. У XIX ст. Максвелл об'єднав сили електрики та магнетизму, показавши, що світло є проявом такої єдності, а Кірхгоф і Бунзен заклали основи спектрального аналізу. Це стало початком нової ери у розвитку науки і техніки, стимулювавши теоретичні пошуки, проведення фізичних експериментів і довготривалих астрономічних спостережень у широкому діапазоні електромагнітних хвиль для досліджень мікро- та макробудови Всесвіту.

У 1905 р. Ейнштейн об'єднав поняття простору та часу, а через одинадцять років показав, що ньютонівська гравітація є проявом цього об'єднання, а саме описується кривиною єдиного просторово-часового многовиду. Так наука збагатилася двома геніальними відкриттями — спеціальною теорією відносності (СТВ) та загальною теорією відносності (ЗТВ).

Сьогодні важко собі уявити розвиток земної цивілізації без цих відкриттів, які стали основою сучасного світогляду та подальшого вивчення світобудови, породили нові напрями науки. З часу розвитку космічних досліджень та інформаційно-обчислювальних технологій, ЗТВ стрімко набула практичного використання, зокрема при підготовці ефемерид тіл Сонячної системи та здійснення космічних польотів до них, а згодом і при створенні систем відліку та встановленні шкал часу для потреб навігації та телекомунікації.

Сьогодні у розпорядженні вчених є потужні наземні та космічні обсерваторії, радіоінтерфе-

рометричні комплекси (РНДБ), глобальні навігаційні супутникові системи (ГНСС), надточні атомні стандарти часу та ін. Все це сприяло значному підвищенню точності астрономічних спостережень та проведенню на їх основі спеціальних тестів ЗТВ.

Будь-яка теорія не є раз і назавжди даною, — ЗТВ не є винятком, вона живе й розвивається. Експериментальні перевірки продовжується й донині, щоб визначити межі її придатності та намітити шляхи подальшого удосконалення. Можна припустити, що визначальними у XXI столітті будуть тести, пов'язані з космологією, гравітацією сильних полів та гравітаційними хвилями. Ситуація в цій сфері знань швидко змінюється, а саме, з'являються альтернативні теорії гравітації та виконуються нові високоточні перевірки ЗТВ.

Автори пропонують читачам у новому виданні книги ознайомитися з новими горизонтами випробувань ЗТВ.

*Київ — Одеса, 2013 р.*

---

**ЛУННАЯ ГОНКА: очерк истории** / А. Дормидонтов. — Киев: НТУУ «КПИ», 2014. — 128 с. с илл.

В очерке заслуженного испытателя космической техники, свидетеля испытаний лунного комплекса Н1-Л3 рассказывается об основных фактах творческого пути С. П. Королева, В. П. Глушко и В. фон Брауна, повлиявших на исход лунной гонки. Анализ этих событий позволяет лучше понять условия и особенности создания и реализации лунных программ США и СССР, а также причины неудачного завершения последней.

ISSN 978-966-622-636-8

### **ПРОИЗВОДСТВЕННАЯ И ИСПЫТАТЕЛЬНАЯ БАЗА Н1-Л3**

Для создания такой ракеты нужен сборочный завод. Кроме того, на космодроме нужны технический и стартовый комплексы для подготовки и запуска ракеты Н1 и лунного корабля.

О производственной базе Н1 известно мало. Ее основная задача — сборка ракеты из отдельных элементов, изготовленных на головном заводе. Самое сложное — сварка сферических баков большой емкости. Для ее выполнения в киевском НИИ электросварки им. Е. О. Патона под руководством Б. Е. Патона были разрабо-

таны специальные автоматы и технологии. Для размещения 50 технологических и 200 общетехнических систем и монтажа ракеты построили монтажно-испытательный корпус (МИК) размером 254×112 м. Эти данные в разных источниках несколько отличаются. Одну его часть занимало производство. В другой части собирали ракету. Ее длина — 105.3 м, максимальный диаметр — 17 метров. Это и потребовало такого здания.

Основная нагрузка при подготовке к пуску — на стартовое оборудование. Несмотря на то, что от МИКа до старта всего 4—4.5 км, доставка на него ракеты с кораблем — не простая задача. На Новокраматорском машиностроительном заво-

де, где изготавливали шагающие экскаваторы, был создан уникальный транспортно-установочный агрегат (ТУА). О его габаритах говорит построенный для него железнодорожный путь. Это две стандартных железнодорожных колеи, идущие параллельно при расстоянии 18 метров между ними. Масса ТУА составляет 1000 тонн. Агрегат перемещают две сцепки по два магистральных тепловоза на каждой колее, движущиеся синхронно.

Пусковая установка в виде стартового стола над рассекателем пламени, который стоит на глубине 40 м в начале трех газоотводных каналов. Для обслуживания ракеты и посадки экипажа каждая из двух пусковых установок стартового комплекса имеет 145-метровую башню. Через нее осуществляются заправка, термостатирование и электропитание ракеты. После заправки и посадки экипажа башня отводится в сторону. Ракета на стартовом столе удерживается 48 пневматическими замками. Ниже стартового стола вокруг газоотводной шахты в нескольких подземных этажах размещены стартовые технологические и технические системы. Глубина ствола газоотводной шахты 40 метров. Высота рассекателя пламени — 15 м.

На стартовом комплексе все процессы автоматизированы. Управление ими ведут из трехэтажного заглубленного командного пункта. Кроме пультовых для каждой системы он имеет просторный центральный зал. Не все комплексы этого испытательного центра здесь перечислены. Всего здесь более 90 сооружений и сферические, диаметром 14 м, хранилища топлив. Центр потребляет электроэнергию как город со стотысячным населением.

Еще не было закончено строительство стартового комплекса, а уже нашлось дело для испытателей. Это инженеры специально созданного 6-го испытательного управления. Боевые расчеты по испытаниям бортовых систем ракеты и корабля, а также наземного стартового, специального технологического и технического оборудования. Нужно было принимать здания и сооружения. В том числе — потерны (не очень просторные подземные ходы) и прокладку в них различных коммуникаций. А это — информаци-

онные и силовые электрические кабели разных систем, а также воздухо- и газопроводы разного назначения. При длине потерны 4-5 км это задача не из легких. Затем — приемка технических и технологических систем, которые будет эксплуатировать испытательная часть. Для этого нужно не только хорошо знать эту технику и уметь работать на ней, но и научить этому солдат — расчеты испытательной части. На их попечении сотни систем и агрегатов технической и стартовой позиций. Эти системы и агрегаты нужно грамотно обслуживать и эксплуатировать. Работу расчетов при подготовке и пуске ракеты будут контролировать представители разработчика, изготовителя и военной приемки.

Инженеры испытательного управления начинают работу с промышленностью в производственном зале МИКа. И здесь появляются казусы. Об этом Ю. В. Иванченко:

*«Подметили мы, работая на производственной зоне, одну черточку в бюрократической оценке труда. В первую смену совершенно невозможно было наладить нормальный ход испытаний. Электромонтажники и испытатели от промышленности вели себя как-то странно: то не было нужной документации, то не находились необходимые приборы, то вдруг в разгар проверок кто-то уходил со связи. Немного спустя мы поняли, что ларчик открывался просто. Затяжка времени ставила перед необходимостью сверхурочных, и когда мастера открывали наряды с желтой и красной полосами, работа шла без задержек. Отсюда ясно, что работать с производственниками нам приходилось в основном во вторую смену».*

...Впрочем, стоимость работ на предприятиях завывшалась нередко. Вероятно, это был единственный способ обеспечить высокое качество работы.

Проводились автономные и комплексные испытания систем и оборудования на правом старте. Выполнялись пробные рейсы установщика от МИКа до старта. Задача этой «колесницы» перевести ракету к старту и установить ее на стартовый стол. Совместная работа производственников и испытателей позволила в феврале 1968 г. на правом старте площадки 110 установить макет ракеты Н1 (заводская маркировка — 11А52 1М).

Для отработки и приведения в готовность к работе стартового оборудования обычно используют макеты ракеты. Макетов может быть три: габаритно-весовой, заправочный, технологический. Но по ракете Н1 был только один макет — технологический. При ее размерах и наполненности бортовыми системами уже это — дорогое удовольствие. А об экономии на программе Н1-Л3 приходилось помнить все время.

Проверка и отработка стартового комплекса для обеспечения надежной работы даже с небольшой ракетой требует не одного дня. А макетную ракету 1М1 и стартовый комплекс отработывали не один месяц. После автономных проверок и испытаний отдельных систем на них проводились необходимые доработки. После доработок — снова испытания. Затем комплексные испытания. И только добившись надежной работы всех систем и агрегатов и на борту и на земле можно допускать к боевой работе и стартовый комплекс, и технологический макет ракеты.

О допуске ракетного комплекса к началу летных испытаний вспоминает свидетель и участник этих событий:

*«По завершении испытаний изделия 1М1 и отработки всех систем и агрегатов стартового оборудования Госкомиссия по подготовке и проведению летных испытаний комплекса Н1-Л3 создала две подкомиссии, № 1 и № 3, которые подготовили заключение о технической готовности комплекса 11А52-Л3 к началу ЛКИ. Заключение было подготовлено по состоянию на 1 августа 1968 года.*

*К этому времени комплекс Н1-Л3 представлял собой сложную ракетно-космическую систему, состоящую из семи ракетных блоков, двух пилотируемых кораблей и большого числа различных систем. В силу различных причин не производились:*

- динамические и статико-динамические испытания комплекса в сборе;*
- огневые испытания блока А;*
- комплексные совместные испытания аппаратуры системы управления.*

*Эта задача возлагалась на этап лётно-конструкторских испытаний. Таким образом, испытания начались без стендовой отработки, на старых подходах, а машина уже была качественно новой.*

*Для сравнения: в США первая ступень РН «Сатурн-V» (блок5-2) отработывалась более трех лет и к началу лётных испытаний в конце января 1968 года было проведено 21 огневое испытание двигательной установки на стенде в составе изделия с суммарной наработкой 3651 с, причем восемь испытаний с непрерывной работой ДУ более 350 с.*

*Опередить США — вот та цель, которая заглушила призывы здравого смысла. Вообще-то в нас уже генетически заложен стереотип мышления: «Быстрее — это лучше, чем медленнее», без учета качества и последствий. И гоним там, где и топиться не нужно, а то и вредно, губим деньги и веру народные».*

Это крик души военного испытателя. К нему могут присоединиться и создатели ракетно-космической техники.

В брошюре С. Лескова об этом есть такое упоминание:

*«У академика В. П. Мишина, который после кончины С. П. Королева в январе 1966 года был назначен главным конструктором космических систем, сохранилась стенограмма одного из совещаний, проводимых Д. Ф. Устиновым: — Через два месяца праздник, и США снова полетят, а мы? Что сделали мы? А представьте себе картину октября 1967-го. И я прошу это понять! Все личное и пристрастия надо зажать!*

*Парадность, желание рапортовать об успехах, ускорить дело пусть даже в ущерб самому делу недопустимы в любой области, но особенно в космонавтике, связанной с большим риском и крупными материальными вложениями.*

*В такой атмосфере продолжалась подготовка лунной экспедиции и строительство ракеты Н1».*

Несмотря на выявленные недостатки, работа продвигалась. Проверка стартового комплекса с технологическим макетом ракеты продолжались несколько месяцев. Были отработаны все предстартовые операции, кроме запуска двигателей. Главным итогом была сработанность расчетов промышленности и части и полученные навыки боевой работы.

Готовилась и штатная ракета Н1 для первого пуска. Она полностью собрана, прошла полный цикл заводских горизонтальных испытаний.

## ПОДГОТОВКА И ПЕРВЫЙ ПУСК КОМПЛЕКСА Н1-Л3

Первый пуск новой ракеты явление незабываемое для ее создателей и испытателей. Ему предшествует принятие решения на пуск. А его принимает Госкомиссия, Председателем которой по Н1 был министр общего машиностроения С. А. Афанасьев. На заседание Госкомиссии 9 февраля 1969 года для принятия решения о первом пуске Н1 съехались не только все главные конструкторы, но и министры-смежники: авиационной промышленности — П. В. Дементьев и радиационной промышленности — В. Д. Калмыков. Прилетел и Главнокомандующий Ракетными войсками стратегического назначения Маршал Советского Союза Н. И. Крылов. На это заседание были приглашены также заместители министров, директора и главные инженеры основных заводов.

Главный конструктор ЦКБЭМ В. П. Мишин делал основной доклад. Он сообщил, что было сделано за последний год для повышения надежности и грузоподъемности ракеты-носителя Н, в соответствии с рекомендациями экспертной комиссии.

Энергетический запас по тяге достигнут установкой на первой ступени еще шести двигателей НК-15 на внутреннем кольце донной части первой ступени. Это обеспечивает возможность выполнения задачи даже при отказе четырех двигателей первой ступени. Изменение угла запуска с 65 до 52 градусов повысило вклад вращения Земли в суммарную скорость. Снижение высоты орбиты с 300 до 220 км уменьшило затраты на выведение лунного корабля на орбиту. Увеличен рабочий запас топлива. Для этого в экваториальной части баков сделаны вставки. Тяга всех двигательных установок увеличена на 2 % за счет форсирования. Блоки «Б», «В», «Г» и «Д» прошли холодные и огневые испытания на специальных стендах. Усилены внешние панели корпуса.

При первом пуске головной блок Л3 был упрощенным. Вместо ЛОК и ЛК — беспилотный 7К-Л. Система аварийного спасения — штатная.

Пуск предлагалось провести 18 февраля 1969 г. На заседании каждый главный конструктор подробно докладывал о готовности своей системы к

лётным испытаниям. Более подробно выступил Бармин о допуске всего заправочного и стартового оборудования к установке первой лётной ракеты и по ее готовности к пуску.

В работе комиссии был сделан перерыв, так как начальник полигона генерал Курушин выступил против пуска. При испытаниях выявлено много недостатков по ракете и по «земле», которые не устранены. Афанасьев и Мишин уговаривали Крылова повлиять на Курушина, чтобы он снял свои возражения. Видимо, уговоры повлияли. Курушин согласился при условии, что выявленные недостатки будут устранены до пуска.

Ракету вывезли на старт 9 февраля. После многодневных проверок старт назначили на 21 февраля. Далее Черток:

*«В 12 часов 18 минут 07 секунд ракета вздрогнула и начала подъем. Рев проникал в подземелье через многометровую толщу бетона. На первых секундах полета последовал доклад телеметристов о выключении двух двигателей из тридцати. Наблюдатели, которым невзирая на строгий режим безопасности удалось следить за полетом с поверхности, рассказывали, что факел казался непривычно жестким, не трепыхался, а по длине раза в три-четыре превосходил протяженность корпуса ракеты...<...> И вдруг — факел погас... Это была 69 секунда полета. Горящая ракета удалялась без факела двигателей. Под небольшим углом к горизонту она еще двигалась вверх, потом наклонилась и, оставляя дымный шлейф, не разваливаясь, начала падать».*

Выяснили: первые два двигателя выключены ложной командой КОРДа. Все двигатели выключены КОРДом из-за внешних помех вследствие механических повреждений и пожара. Разработаны мероприятия по исключению таких случаев. Опять Черток:

*«Я вспомнил о спорах Воскресенского с Королевым по поводу стенда для комплексной отработки блока А — первой ступени. То, что произошло в полете на № 3Л, было не случайностью, а закономерным следствием нашей экономии...»*

## ПОСЛЕДУЮЩИЕ ПУСКИ Н1-Л3

Не имея гарантии успешного пуска без наземной отработки, Мишин назначил пуск с облетом

Луны на 3 июня того же года. Это был самый короткий полет. За 0.25 с до отрыва от стола взорвался двигатель № 8. На высоте 200 м отключились все двигатели, кроме № 18. Ракета плашмя упала на старт. Генерал В. А. Меньшиков видел: *«Вспышки пламени от двигателей — ракета медленно поднималась на огненном столбе. И вдруг на том месте, где она только что была, — яркий огненный шар»*. Взрыв разрушил все 6 этажей подземного сооружения с оборудованием. Сдвинулась с рельсов 145-метровая башня обслуживания. А 185-метровый молниеотвод свернулся в спираль и упал.

Третий пуск 27.06.71 выполнен с левого старта. После маневра увода ракеты от старта, возникли возмущения в ее донной части, вызвавшие вращающий момент по крену. Усилий системы управления для его компенсации было недостаточно. Перегрузки вращения оторвали головной блок и 3-ю ступень. На 51 с КОРД отключил двигатели. Ракета упала в 20 км от старта.

Пуск 23.11.72 стал последним. Авария на 107-й секунде. По мнению комиссии взрыв ТНА 4-го двигателя вызван гидравлическим ударом при выключении последних шести двигателей 1-й ступени перед ее отделением.

Пятый пуск запланирован на август 1974 г. А 24 июня 1974 г. Глушко, возглавивший объединение «Энергия», закрыл тему Н1-Л3 (по решению правительства), т. к. американцы уже закрыли полеты на Луну. Двигатели для этой ракеты Кузнецов сохранил. Их позже купили американцы для ракеты «Атлас-2Р».

#### АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ ПРОЕКТЫ

**Проект М. К. Янгеля.** В 1960 г ОКБ-586 предложило создать носитель Р-56 с полезной нагрузкой 40 тонн. В эскизном проекте (по Постановлению от 22 мая 1963 г.) рассматривались три схемы ракеты:

- четырехблочная. Диаметр блоков 3800 мм. Можно везти по ЖД.
- семиблочная. Диаметр блоков 3000 мм освоен производством.
- моноблочная. Диаметр корпуса 6500 мм (транспортировка собранного на заводе носителя водным путем и по суше).

Основным выбран моноблок с двигателями ОКБ-456 Глушко на высококипящих компонентах. При стартовой массе примерно 1750 тонн тяга первой ступени составляет 2368 тс. Рассчитывать на орбитальную нагрузку более 46 т не приходится. Для водной транспортировки нужно оборудовать самоходное плавсредство. Для перевозки по суше нужен транспортер почти как для Н-1 А путь составляет: до Капустина Яра — 2030 км (30 км по грунту), до Плесеца — 6200 км (100 км по грунту), до Байконура — 4270 км (1200 км по грунту). Такие перевозки требуют значительного времени и весьма сложны по организации (даже не считая создания транспортных средств).

Возможно, это и послужило причиной отказа Янгеля от реализации такого проекта. Он выступил с инициативой специализации: — ОКБ Королева — по пилотируемым космическим аппаратам, ОКБ Челомея — по автоматическим и межпланетным станциям, — ОКБ Янгеля — по ракетам-носителям. Такая инициатива не нашла поддержки у руководства страны.

Но Янгель принял участие в реализации программы Н1-Л3. По просьбе Королева его КБ создало ракетный блок Е лунного корабля ЛК. Он должен обеспечить посадку на Луну, а также взлет и стыковку с ЛОК. Надежность обеспечивалась дублированием Основной двигатель — однокамерный и расположен по оси блока. Резервный — две камеры симметрично по обеим сторонам основного. Расположение двигателей в низу внутренней зоны тороидальных топливных баков повышает устойчивость на поверхности Луны. Температурный режим топлив обеспечивается теплоизоляцией баков.

**Проект В. Н. Челомея.** Челомей начал разрабатывать проект реализации лунной программы по Постановлению от 17.11.67. Его ракета УР-700 собиралась по пакетной схеме.

Первая ступень: шесть блоков с двигателями 8Д420 (640/686 тс) вокруг второй ступени — три блока которой вокруг центрального бака имеют те же двигатели. На второй ступени вверху — третья. Ее три блока с двигателями 11Д44 (175 тс) вокруг бака.

Топлива высококипящие. Баки отсеки имеют те же размеры, что и у УР-500. При работе первой и второй ступеней, двигатели второй ступени питаются от дополнительных баков первой ступени.

Для реализации этой идеи Циолковского используется система перелива. Такая система позволяет увеличить время работы второй ступени т.е. повысить ее энерговооруженность. Диаметр комплекса 17.6 м и высота 74.5 м позволяют доработать ТУА Н1-Л3.

Основные данные ракеты УР-700

Стартовый вес	4823 т
Полезный груз на орбите Н=200 км	151 т
Полезный груз на траектории к Луне	50 т
Тяга 1-й + 2-й ступеней	640×1.03×9 5933 т

Основные данные корабля ЛК-700

Стартовый вес	154 т
Вес на орбите ИСЗ	151 т
Вес на траектории полета к Луне	50.5 т
Вес перед посадкой на Луну	18.3 т
Вес на Луне	17.1 т
Вес при старте с Луны	14.8 т
Вес при полете к Земле	5.8 т
Вес возвращаемого аппарата	3.1 т
Продолжительность экспедиции	8.5 сут

Планировалась прямая посадка на Луну. Это позволяло исключить плохо отработанную дахе ву Земли стыковку. Ведь в окололунном пространстве вдали от Земли, невозможно оказать экстренную помощь. Прямая посадка также позволяет высаживаться на Луну всему экипажу — двум космонавтам, что повышает безопасность на лунной поверхности. А в будущем такой корабль мог бы доставлять больше грузов для постоянной лунной базы.

Использование в ракете УР-700 стандартных для ОКБ Челомея диаметров и других размеров баков, и уже эксплуатируемых двигателей (3-я ступень) позволяет использовать хорошо отработанные технологии и оснастку. Новые двигатели (1-я и 2-я ступени) на привычных для Глушко компонентах могут быть созданы достаточно быстро. А их малое число на ракете (9) способствует повышению надежности. Использование заводских производственных мощностей и контрольно-испытательной станции (КИС), хорошо оснащенной высокоточными измерительными

средствами, обеспечивают высокое качество изготовления без строительства упрощенного завода на полигоне.

Высокая технологичность комплекса, наличие производственной и технологической базы позволяли существенно сократить сроки и затраты на создание комплекса УР700-ЛК700. Общие затраты на создание такого комплекса оценивались в 816 млн руб. против 10 млрд руб., затраченных на программу Н1-Л3.

Два недостатка было у проекта Челомея:

— он опоздал — работы по проекту Королева уже шли;

— не привлекали токсичные компоненты топлива.

**Проект В. П. Мишина.** В. П. Мишин понимал, что руководство отрасли не верит в успешное завершение программы Н1-Л3 и не хочет ее финансировать. Желая спасти положение, он решил разработать улучшенный ее вариант. Программа создания комплекса Н1-Л3М предполагала форсирование носителя создание нового корабля. Полет на Луну должен был выполняться по двухпусковой схеме. Он полагал, что при сохранении обычного финансирования лунной программы СССР к 1978—1980 годам сможет начать развитие инфраструктуры нужной для создания лунной базы. А это создаст условия для проведения долгосрочных экспедиций на Луну, например, до трех месяцев. Но программа Мишина имела свои изъяны. Низкий уровень нашей радиоэлектронной аппаратуры и недостаточное знание условий навигации в окололунной области не давали уверенности в надежной стыковке лунного корабля с орбитальным после взлета ЛК с Луны. А удаленность места событий от Земли исключала возможность оказания экстренной помощи. И Мишин пришел к тому же решению, что и Челомей: нужно сажать на Луну весь корабль. Такой корабль будет более тяжелым, и вывести его на орбиту Н1 не сможет. Даже при ее форсировании нужны два пуска. В этом случае лунный корабль и его тормозной блок выводятся на орбиту разными пусками. После этого каждый из них с помощью своих ракетных блоков стартуют к Луне. На окололунной орбите они долж-

ны осуществить поиск, сближение и стыковку. Состыкованный корабль с помощью тормозного блока сходит с орбиты. Посадка, после освобождения от тормозного блока, выполняется с двигателями мягкой посадки на посадочные опоры. Возвращение на Землю практически по схеме проекта УР700-ЛК700. Если же стыковка на окололунной орбите не состоится, корабль с помощью своих двигателей стартует к Земле и осуществляет посадку на ее поверхность без посещения Луны. Программа Мишина предполагала широкое использование задела по Н1-Л3. Новым должен быть двухместный корабль. Рассматривались два варианта с массой 23 и 25 тонн и продолжительность экспедиции до 16 и до 90 дней соответственно.

Завершение программы «Аполлон» сделало советский лунный проект неинтересным для руководителей СССР.

**Программа В. П. Глушко.** Закрыв программу Н1-Л3, Глушко, возглавивший КБ Королева, предложил программу создания тяжелых лунных кораблей, лунных жилых комплексов и транспортных средств. Доставка на Луну космонавтов и грузов планировалась лунным экспедиционным кораблем «ЛЭК» прямой посадки. Для его вывода на орбиту предлагалась ракета «Вулкан».

Основные характеристики ракеты Вулкан

Стартовая масса	3810 т
Полная высота	88 м
Основной диаметр	7.8 м
Груз на низкой орбите	200 т
Груз к Луне	65 т

Корабль планировался из трех блоков: посадочная и взлетная ступени и обитаемый блок.

Основные характеристики «ЛЭК»

Полная длина	9.7 м
Максимальный диаметр	5.5 м
Полная масса	31.0 т
Экипаж	3 ч
Время эксплуатации максимальное	365 сут

Однако заинтересовать руководство новой лунной программой ему не удалось. Комплекс «Энергия — Буран» он создал лишь в 80-е годы. Именно для этой ракеты он создал кислородный двигатель РД-170 с тягой 740/806 тс, превысив

достижение американцев. Но у них тягу 680 тс создает одна камера, а у Глушко — четыре.

## ПОСЛЕСЛОВИЕ

Многие участники описанных событий причины неудачи пытаются свести к какой либо личности. Но личности работают в обществе. И оно влияет на результат их работы.

В СССР программы развития ракетной техники не было. Глушко по своей инициативе начал разработку ЖРД. Поняв проблемы криогенных топлив, выбрал более удобные для него — высококипящие компоненты. Двигателисты ГИРДа, работая в худших условиях, не могли составить ему конкуренции. И он стал считать, что его двигатели лучше в любом применении. Развитие кислородных двигателей заторможено на многие годы.

Королев для развития ГИРД ищет тематику, которая заинтересует военных. Это — ракетоплан или воздушная торпеда.

Впервые задачи развития ракетной отрасли были поставлены в 1946 г. Но характеристики ракет определял главный конструктор — С. П. Королев. Так же было и при постановке задачи о создании межконтинентальной ракеты. Впервые требования к ней корректировались по требованию атомщиков по весу ГЧ.

К 1945 г. Глушко и Исаев опыта работы с кислородом не имел. Воссоздав двигатель ракеты А-4, Глушко смог его форсировать, повысив давление в камере сгорания и концентрацию горючего. Создание двигателя с тягой 120—140 тс оказалась для Глушко за пределами возможного. Для Р-7 (1956 г.) он создал 4-камерный ЖРД. Тяга одной его камеры меньше, чем у немецкой камеры 1943 года.

Решая задачу создания Ракеты Н-1, Королев понимал, что однокамерный кислородный ЖРД на 150 тс, и тем более 600 тс, Глушко не сделает, и заказал 150-тонник Н. Кузнецову. 24 двигателя (позже — 30) и большая стартовая масса ракеты не позволили Королеву применить пакетную схему. А моноблок невозможно везти поездом. Строят завод на полигоне. Резко возросли затраты. Бюджет страны не мог дать денег на испытательный стенд. Моноблок очень дорог и без него.

Не проведя полный весовой расчет для полета на Луну, Королев постепенно наращивает задачи и расходы. В результате проектирование мощной ракеты-носителя задерживается решениями промежуточных задач. Влияние особенностей такой ракеты и ее систем на прочность и динамику полет рассмотрены далеко не полностью. Создание ракетного двигателя для Кузнецова — новая задача. Его двигатель готов слишком поздно. В новой большой ракете выросло также количество бортовых систем. Появились и новые системы. Исследование их совместимости только зарождалось, а многие их особенности еще не были известны. Это порождало возможность новых отказов, что подтвердила работа КОРДа.

Осуществление стыковки кораблей на окололунной орбите было проблематичным. Ведь все еще были сбои при стыковках на околоземных орбитах. В этом проявился низкий уровень нашей электроники, особенно — микроэлектроники.

Общее состояние народного хозяйства требовало больших капиталовложений на решение первоочередных задач. Это ограничивало финансирование и космонавтики.

Я полагаю, что провал лунной программы СССР стал следствием общей неготовности страны и отрасли, а также их руководства к решению такой задачи. К решению такой задачи подошли к концу 80-х. К этому времени Глушко смог создать кислородный двигатель РД-170 с тягой 740/806 тс. Но это — четырехкамерный

двигатель (у Дорнбергера — однокамерный). При этом неизвестно компенсирует ли его большая экономичность усложнение конструкции и ухудшение весовых характеристик при более высоком (в 2—2.5 раза) давлении в камере сгорания. Но, вероятно, не важен метод, а важен результат. Что ж, метод у каждого — свой.

Это исследование — не экспертная оценка причин провала лунной программы СССР, а только мое личное восприятие этой темы. Оно основано на анализе имеющихся у меня открытых материалов и поэтому его фактологическая база ограничена. Многие существенные факты мне, видимо, не известны, а какие-то не так поняты. Опыт руководства испытательными работами по боевому ракетному комплексу с ракетой УР-100 В. Н. Челомея меня многому научил. Но все же я инженер в области радиотехники (радиолокация, радиоуправление, телеметрия). А весь массив информации требует детального исследования высококвалифицированными специалистами в области ракетно-космической техники, экономики, политики, управления промышленностью и государством. Я таковым, естественно, не являюсь. Но полагаю, что мое исследование, видимо, нужно было провести, чтобы показать необходимость детального анализа этой эпопеи. Это позволит избежать подобных провалов в будущем и, вероятно, не только в космонавтике. Надеюсь, что моя работа подвигнет более подготовленных экспертов на глубокое и всестороннее исследование этой проблемы.



**Юрий Иванович Мошненко**  
04.05.1938 — 25.08.2014

25 августа 2014 года на 77-м году завершилась земная жизнь работника КБ «Южное» Юрия Ивановича Мошненко, отдавшего многие годы разработке и созданию образцов ракетно-космической техники, внесшего большой вклад в популяризацию достижений Украины в космической сфере.

Юрий Иванович родился 4 мая 1938 года в г. Новая Водолага Харьковской обл. Окончил физико-технический факультет Днепропетровского госуниверситета. С 1960 г. работал в Конструкторском бюро «Южное»: с 1965 г. — начальником группы, с 1984 г. — начальником отдела, с 2000 г. — главным научным сотрудником. При-

нимал непосредственное участие в проектировании и отработке фактически всех изделий разработки КБ «Южное» в области решения проектно-исследовательских проблем теплообмена, термодинамики и теплозащиты.

Кандидат технических наук, опубликовал более ста научно-технических работ, в том числе за рубежом. Соавтор 14 изобретений. Член комитета Международной Федерации Астронавтики, академик Международной Академии Астронавтики, руководитель одной из ее секций.

Параллельно с основной работой, с 2005 года, Юрий Иванович возглавлял Центр информационных связей КБ «Южное». Опубликовал более полусотни статей в прессе, включая газеты «Конструктор», «Комсомольская правда», «Всеукраинские ведомости», «Зеркало недели», «2000», «Днепр вечерний» и др. Выпустил литературные сборники: «Заметки на ракетных чертежах», «И ракеты голос громкий», «Голубой осколок грусти», был членом редакционной коллегии и автором-составителем ряда научно-популярных изданий КБ «Южное».

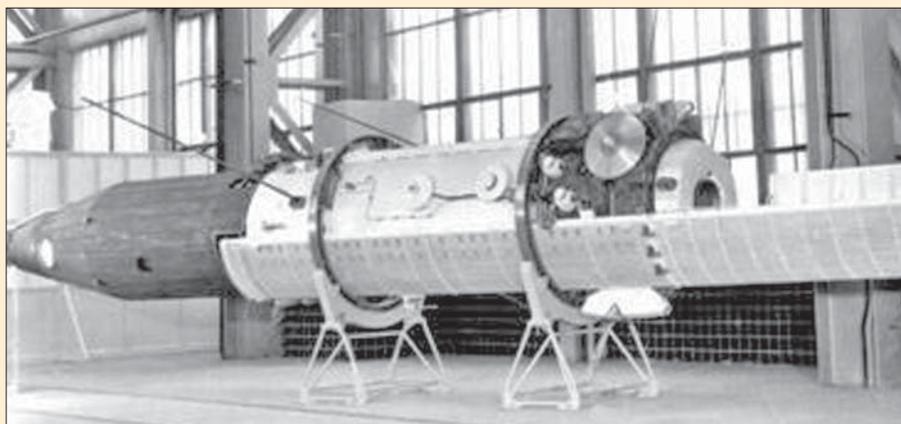
Заслуги Ю. И. Мошненко отмечены Орденами Трудового Красного Знамени, «Знак Почета», «За заслуги» 3-й степени, Дружбы (РФ); медалью академика М. К. Янгеля Федерации космонавтики СССР, званиями «Заслуженный работник промышленности Украины» и «Ветеран космической отрасли Украины».

Государственное космическое агентство Украины выражает искренние соболезнования родным и близким, коллегам и друзьям Юрия Ивановича Мошненко.

Добрая и светлая память о нем останется в его делах и в наших сердцах.

Председатель Государственного космического агентства Украины *Ю. С. Алексеев*, советник Президента Украины — директор Национального института стратегических исследований *В. П. Горбулин*, заместитель председателя Государственного космического агентства Украины *С. А. Засуха*, советник председателя Государственного космического агентства Украины *Э. И. Кузнецов*, председатель Общественного совета Государственного космического агентства Украины *Б. Е. Василенко*, член Общественного совета Государственного космического агентства Украины, журналист *В. С. Фельдман*, руководитель информационного комитета Аэрокосмического общества Украины *Н. А. Митрахов*.

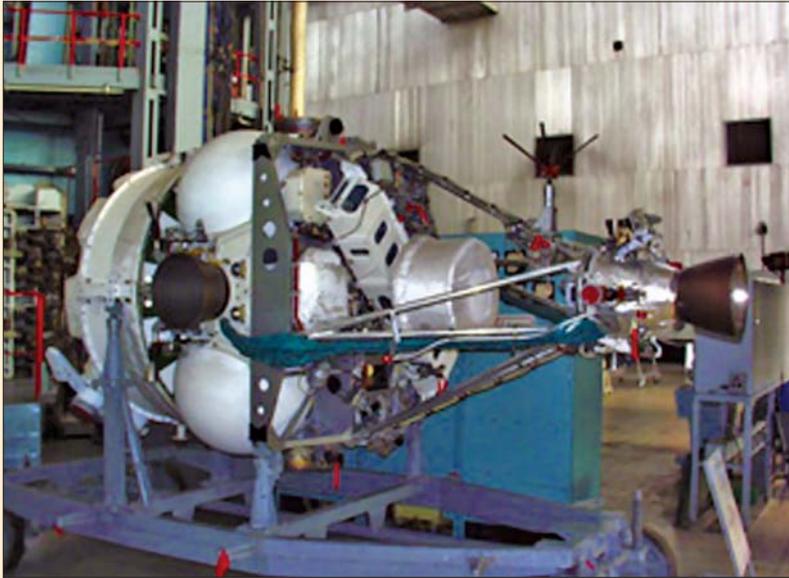
Рабочий стол и личные вещи  
В. Н. Челомея, переданные  
им в Полтавский музей авиации  
и космонавтики



КА системы глобальной морской космической разведки с бортовой радиолокационной станцией



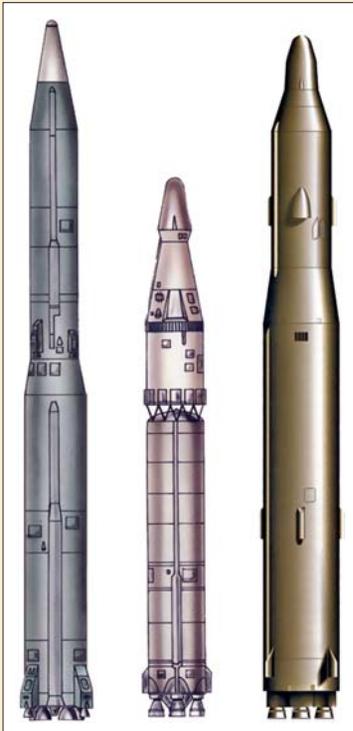
Сверхзвуковая крылатая ракета «Метеорит». Разрабатывалась в 1970—1980-е гг.



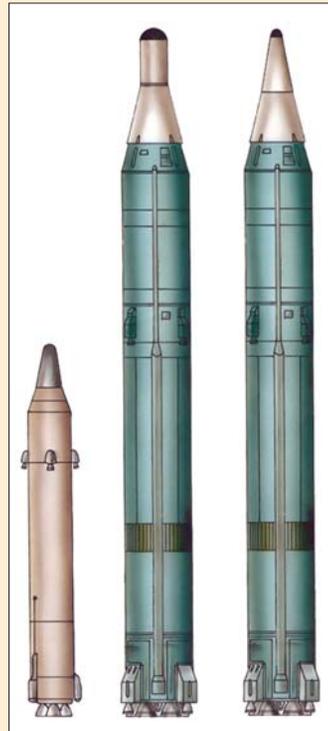
Маневренный спутник «Полет» серии ВС в процессе сборки



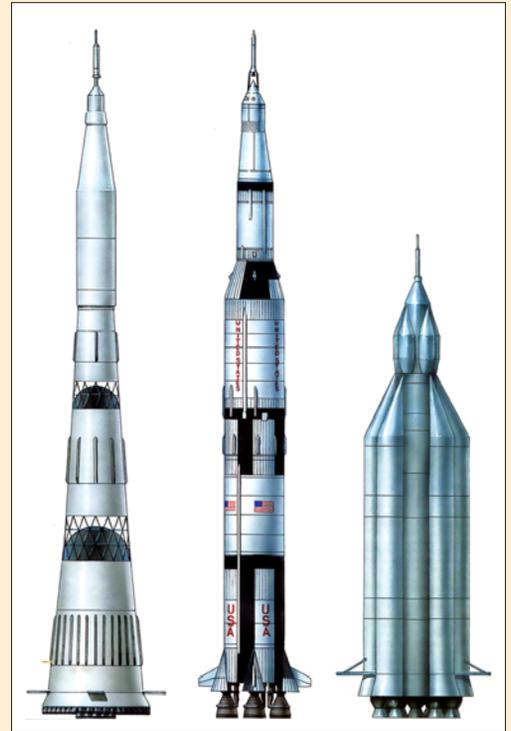
В полете первая МБР Главного конструктора В. Н.Челомея УР-200



Межконтинентальные ракеты первого поколения: Р-16 М. К. Янгеля, Р-9А С. П. Королева и УР-200 В. Н. Челомея



Межконтинентальные ракеты второго поколения: УР-100 В. Н. Челомея и Р-36 М. К. Янгеля



Лунные ракеты-носители: Н-1 С. П. Королева, «Сатурн-5» Вернера фон Брауна, УР-700 В. Н. Челомея



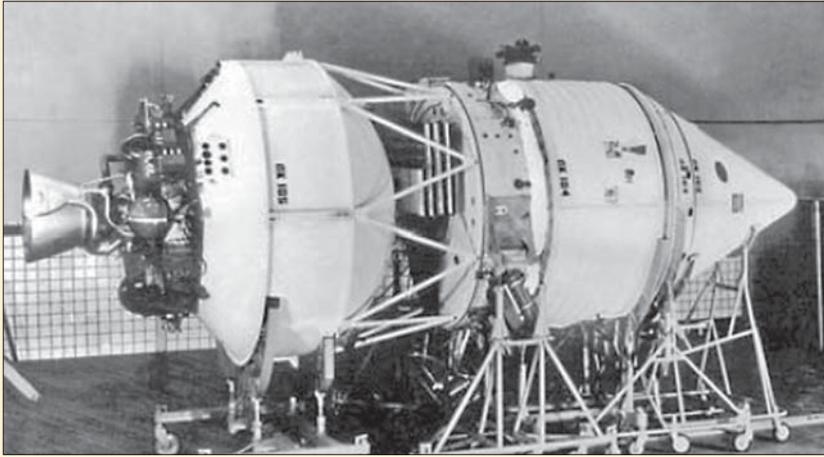
В полете МБР УР-100НУ (15А35) «Стилет»



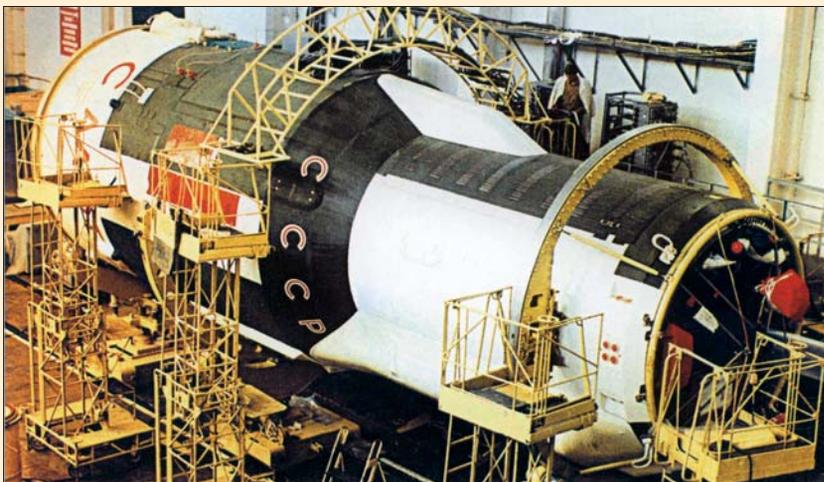
Ракета-носитель «Протон-К» Генерального конструктора В. Н. Челомея



Блок Е — взлетно-посадочный модуль лунного космического корабля. Разработан КБ «Южное», изготовлен на предприятии «Южмаш»



Пилотируемый корабль ЛК-1 для облета Луны с использованием РН «Протон». Проект 1964 г.



Орбитальная пилотируемая станция «Алмаз» в процессе сборки



Модель транспортного корабля снабжения (ТКС)