

НАЦІОНАЛЬНЕ
КОСМІЧНЕ АГЕНТСТВО
УКРАЇНИ

НАЦІОНАЛЬНА
АКАДЕМІЯ НАУК
УКРАЇНИ

КОСМІЧНА НАУКА І ТЕХНОЛОГІЯ

ІСТОРІЯ - АВАНГАРД

ДОСЛІДЖЕННЯ

а ІАПА ювілейний випуск 1995 р. є з ІІІ з ЕШ 6 ААЮІД а ІІІ

КИЇВ

АРІ 8, ¶ 1, 2002

KYIV

ЗМІСТ

- Яцків Я. С. Наукові космічні проекти України
Лялько В. І. Состояние и перспективы развития аэрокосмических исследований Земли в Украине
Астапенко В. Н., Бушуев Е. И., Зубко В. П., Иванов В. И., Хорольский П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли высокого разрешения
Тихомиров А. А. Сравнительные характеристики технологий авиационного и космического лазарного мониторинга
Безумянный Ю. Г., Боровик В. Г., Галась М. И., Трефилов В. И., Фролов Г. А. Исследование возможностей ультразвукового контроля элементов двигателя первой ступени ракеты-носителя «Зенит». 2. Результаты ультразвуковой диагностики дефектности двигателя

CONTENTS

- 3 Yatskiv Ya. S. Scientific space projects in Ukraine
7 Lyalko V. I. Present state and prospects for the aerospace research of the Earth in Ukraine
15 Astapenko V. M., Bushuev Ye. I., Zubko V. P., Ivanov V. I., Khorolsky P. P. Assessment of the national market demand for high-resolution remote sensing data
23 Tikhomirov A. A. Comparative parameters of airborne and spaceborne lidar monitoring technologies
32 Bezumyanyi Yu. G., Borovik V. G., Galas M. I., Trefilov V. I., Frolov G. A. Feasibility of the ultrasound checking of the first-stage engine of the Zenith rocket carrier. 2. Results of the ultrasound diagnostics of the engine defectiveness

- Рассамакин Б. М., Рогачев В. А., Хоминич В. И., Петров Ю. В., Хайрнасов С. М. Экспериментальное моделирование тепловых режимов малогабаритных космических аппаратов и их внешних тепловых потоков. I. Термовакуумная установка ТВК-2.5*
- Хай Лю, Ши-юй Хэ, Абраимов В. В., Хуай-и Ван, Де-чжуан Ян. Исследование особенностей воздействия протонов и электронов с энергиями 60—200 кэВ на оптические материалы космических аппаратов*
- Айзенберг Я. Е., Ястребенецкий М. А. Сопоставление принципов обеспечения безопасности систем управления ракетами-носителями и атомными электростанциями*
- Айзенберг Я. Е., Златкин Ю. М., Калногуз А. Н., Баттаев В. А., Кузьмин А. И. Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН*
- Мельник В. Н., Махмут Дилнар, Каракчун В. В., Кундеревич Е. К. Погрешности измерений продольных скоростей ракет-носителей гирокопическим интегратором*
- Хоркавців О. Я., Демків О. Т., Хоркавців Я. Д. Участь кальцію у гравітропізмі протонеми моху *Pohlia nutans* (Hedw.) Lindb.*
- Пундяк О. І., Демків О. Т., Хоркавців Я. Д., Багрій Б. Б. Полярність проростання спор *Funaria hygrometrica* Hedw.*
- Борисова Т. А., Крысанова Н. В., Гиммелрейх Н. Г. Изменение накопления L-[¹⁴C]-глутамата нервными окончаниями мозжечка и больших полушарий головного мозга крыс в условиях моделированной гипергравитации*
- Мурадян Х. К. Космическая ионизирующая радиация: природа, биологические эффекты и защита*
- 37** *Rassamakin B. M., Rogachev V. A., Khominich V. I., Petrov Yu. V., Khayrnasov S. M. Experimental modeling of heat modes of small space vehicles and their external heat flows. I. TVK-2.5 heat vacuum plant*
- 42** *Hai Liu, Shiyu He, Abraimov V. V., Huaiyi Wang, Dezhuang Yang. A study on the special effect of protons and electrons with energies from 60 to 200 keV on optical materials for spacecraft application*
- 55** *Aizenberg Ya. E., Yastrebenetskii M. A. Comparison of the safety principles for the control systems for launchers and atomic power stations*
- 61** *Aizenberg Ya. Ye., Zlatkin Yu. M., Kalnoguz A. N., Battaev V. A., Kuzmin A. I. Control on angles of attack and slip of the first stages of the launcher*
- 81** *Melnik V. N., Mahmut Dilnar, Karachun V. V., Kunderevich E. K. Errors of measurements of longitudinal speeds of rocket carriers by gyroscopic integrator*
- 89** *Khorkavtsiv O. Ya., Demkiv O. T., Khorkavtsiv Ya. D. Calcium in gravitropism of the moss *Pohlia nutans* (Hedw.) Lindb. protonemata*
- 96** *Pundyak O. I., Demkiv O. T., Khorkavtsiv O. Ya., Bagrii B. B. Polarity of spore germination in *Funaria hygrometrica* Hedw.*
- 101** *Borisova T. A., Krisanova N. V., Himmelreich N. H. L-[¹⁴C]-glutamate uptake by nerve terminals from rat cerebellum and cerebral hemispheres under artificial hypergravity*
- 107** *Muradian Kh. The space radiation: Nature, biological effects and shielding*

НАШІ АВТОРИ

114 OUR AUTHORS

Я. С. Яцків

Рада з космічних досліджень Національної академії наук України, Київ

Наукові космічні проекти України*

Передбачається, що початок ХХІ ст. ознаменується видатними досягненнями у галузі біології, інформаційних технологій і космічних досліджень.

Уже сьогодні ми стаємо очевидцями геніального пророчства великого вченого, основоположника космонавтики, Костянтина Ціолковського: «Людство не залишиться довічно на Землі, але в гонитві за світлом і простором спочатку несміливо проникне за межі атмосфери, а після цього завоює собі весь навколосонячний простір».

Україна, як і Росія і Казахстан, стала правонаступницею розвинutoї науково-технічної і промислової інфраструктури космічної галузі колишнього СРСР.

Десять років історії України як незалежної держави показали, що ця необхідна складова космічної діяльності і великий інтелектуальний потенціал України збережені, і після кількох років помітного застою почали розвиватися. Очевидно, що істотним гальмом подальшого прогресу України у проведенні космічних досліджень були і ще залишаються проблеми переходного періоду розвитку її економіки.

З одного боку, Україна не в змозі профінансувати повний цикл підготовки і здійснення космічних проектів — від наукової ідеї і нових технологій до їхнього втілення в конструкції космічних апаратів з наступним запуском на власному космодромі (всім, крім останнього, як відомо, Україна володіє).

З іншого боку, ці десять років дозволили Україні, її вченим, конструкторам і технологам набути незмірно більшого, ніж раніше, досвіду міжнародного поділу праці при здійсненні космічних проектів, без якого майбутні наукові успіхи України в космічній галузі важко собі уявити.

Про досягнення і проблеми ракетно-космічної галузі України розповіли в своїх доповідях мої колеги з Національного космічного агентства і ДКБ «Південне» ім. М. К. Янгеля.

Я зупиняюся на наукових космічних проектах України, що або зараз реалізуються, або заплановані на найближчі роки.

Ці проекти, що є вкладом України в світову скарбницю знань про людину, середовище її існування, включаючи навколоземний космічний простір, а також про об'єкти далекого космосу (Всесвіту), здійснюються в рамках великих міжнародних програм, таких як:

- створення і функціонування Міжнародної космічної станції (МКС);
- підготовка і проведення космічних експериментів серій «Коронас» і «Інтербол» з метою вивчення коливань Сонця, сонячної активності і сонячно-земних зв'язків;
- підготовка космічних проектів серії «Спектр» з метою дослідження Всесвіту в різних діапазонах довжин хвиль випромінювання.

Помимо участі в цих великих міжнародних проектах, Україна на національному рівні чи на основі двостороннього співробітництва з іншими країнами веде:

- дослідження проблем дистанційного зондування Землі (проекти «Океан-О», «Січ-1М»);
- вивчення іоносфери і пошуків літосферно-іоносферних зв'язків (проекти «Попередження», «Варіант»).

*Доповідь прочитана на Міжнародній конференції «Космічна діяльність Росії та України на світанку ХХІ ст.» (Париж, 1—4 грудня 2001 р.)

Практично всі космічні проекти в Україні супроводжуються виконанням відповідних досліджень в земних лабораторіях, спостережень в астрономічних обсерваторіях, Центрі випробувань і управління космічними засобами (м. Євпаторія), на калібрувочних полігонах і мережі перманентних GPS-станцій та ін.

НАУКОВІ ЕКСПЕРИМЕНТИ, ЩО ПРОПОНУЮТЬСЯ УКРАЇНСЬКИМИ ВЧЕНИМИ ДЛЯ РЕАЛІЗАЦІЇ НА БОРТУ МІЖНАРОДНОЇ КОСМІЧНОЇ СТАНЦІЇ

Програма наукових досліджень на МКС є найважливішою кооперативною науковою програмою багатьох країн світу в новому сторіччі. Не маючи в цей час можливості безпосередньої реалізації свого дослідного модуля на борті МКС, Україна прагне до плідного співробітництва в цій області з іншими країнами світу, в першу чергу з США і Росією.

У 1998—2000 рр. Координаційний комітет з наукових досліджень та технологічних експериментів на орбітальних космічних станціях (KKOKC), створений керівниками Національної академії наук і Національного космічного агентства України, провів конкурс наукових проектів і експериментів, що пропонуються українськими вченими для реалізації на борту МКС, і відібрав найперспективніші з них. Ці пропозиції охоплюють широке коло проблем матеріалознавства, фізики мікрогравітації, космічної біології та ін. Вони опубліковані в спеціальному випуску журналу «Космічна наука і технологія», (2000, том 6, № 4).

З числа експериментів, запропонованих українськими вченими, були відібрані ті, що представляють інтерес для спільної реалізації НКАУ з НАСА (майже 30 проектів) і Росавіакосмосом (майже 10 проектів першої черги).

Зараз ці експерименти включені в Національну космічну програму України, а їхня реалізація передбуває на стадії узгодження з партнерами з США і Російської Федерації.

З метою фінансової підтримки деяких експериментів США надало цільове фінансування в рамках партнерської програми Науково-технологічного центру України.

Наведу приклади з області космічної біології. Українські вчені мають визнані в світі результати вивчення змін (на клітинному і молекулярному рівні), що відбуваються в біологічних об'єктах в умовах мікрогравітації, а також пропонують нові підходи до вивчення механізмів регулювання диференціальної експресії білків, до проведення хро-

нобіологічних досліджень з використанням культури лімфоцитів на борті МКС.

КОСМІЧНІ ЕКСПЕРИМЕНТИ СЕРІЇ «КОРОНАС» ТА «ІНТЕРБОЛ» ТРИВАЮТЬ

Перший з серії космічних апаратів АУОС-СМ-КІ (проект «Коронас-І»), спроектований і виготовлений у м. Дніпропетровську, був запущений ще в 1994 році. На борту цього КА було встановлено телескоп-фотометр ДИФОС, виготовлений в Головній астрономічній обсерваторії (ГАО) НАН України та ІЗМІРАН (РФ) і призначений для досліджень глобальних коливань Сонця, в тому числі 160-хвилінних коливань. За допомогою цього телескопа вдалося докладно вивчити динаміку 5-хвилінних коливань Сонця. Виявилося, що потужність окремих мод цих коливань змінюється з часом і залежить від висоти в атмосфері Сонця. Це новий спостережний факт у фізиці коливань Сонця, що вимагає теоретичного пояснення. Недавно аналіз спостережень, виконаних КА «SOHO», підтверджив ці результати.

На жаль, тривалість роботи КА «Коронас-І» виявилася недостатньою для остаточного висновку про реальність 160-хвилінних коливань.

31 липня 2001 р. був запущений другий КА АУОС-СМ-КФ (проект «Коронас-Ф») з метою вивчення сонячної активності, спокійної корони і внутрішньої будови Сонця. Наукові експерименти цього проекту були підготовлені в РФ, ФРН, Польщі та Україні. В цей час КА експлуатується в штатному режимі. Наукова інформація приймається наземними засобами ІЗМІРАН (м. Троїцьк, РФ) і в м. Нойштреліце (ФРН).

Триває робота з третього проекту цієї серії (проект «Коронас-Фотон»), в рамках якого харківські вчені планують дослідження високоенергетичних заряджених часток на розробленому ними приладі «Степ-Ф».

Тут я зупиняюся тільки на новій версії телескопа-фотометра ДИФОС. Спектрофотометр ДИФОС призначено для неперервних і високостабільних вимірювань варіацій інтенсивності сонячного випромінювання з метою вивчення p- і s-мод власних коливань Сонця. Спектрофотометр за методом спостережень і технічними характеристиками найкраще відповідає сонячним фотометрам SPM проекту SOHO. Не поступаючись SPM (SOHO) метрологічними параметрами, ДИФОС має удвічі більше спектральних діапазонів спостереження (6) і охоплює удвічі ширшу смугу спектру від близької УФ-до ІЧ-ділянки (350—1500 нм). Ця перевага дозво-

ляє дослідити проблеми, не передбачені у проекті SOHO, зокрема:

- залежність відносної потужності сонячних коливань від довжини хвилі. Є теоретичні розрахунки, що передбачають чимале збільшення потужності коливань в УФ-частині спектру;
- взаємодія акустичних і теплових хвиль, що має місце у верхніх шарах конвективної зони. Великий інтерес представляють спостереження в діапазоні 1500 нм. Відомо, що на цій довжині хвилі випромінювання виходить з найглибших шарів фотосфери;
- асиметрія профілю спектральних ліній для різних довжин хвиль спостереження (ефект виявлений в експерименті SPM (Virgo) на SOHO).

Вимірювання інтенсивності провадяться одночасно в шести оптических спектральних діапазонах: $\lambda\lambda = 350, 500, 650, 850, 1100$ і 1500 нм з шириною спектральної смуги, що складає 10% від значення центральної довжини хвилі. Відносна роздільна здатність по інтенсивності складає 10^{-6} від повної інтенсивності випромінювання Сонця. Часова дискретність відліків інтенсивності — 16 с. Просторове розділення не передбачено.

В цей час багато космічних апаратів різних країн світу, доповнюючи один одного в рамках «Міжнародного поділу праці», досліджують навколоземний космічний простір. Зважаючи на успішне завершення в 2000 р. проекту «Інтербол», учени РОСІЙСЬКОЇ ФЕДЕРАЦІЇ запропонували новий проект серії «Інтербол» (проект «Інтербол-Прогноз» чи «Інтербол-З» — остаточну назву ще не вибрано).

Основним завданням проекту є розроблення засобів прогнозу стану навколоzemного космосу і впливу неоднорідностей сонячного вітру на магнітосферу Землі. У проекті передбачається таке космічне угрупування: один КА серії «Прогноз» (РФ) буде виведено на високу орбіту в точку лібрації L_1 , два-три низькоорбітальні апарати (Україна) призначаються для вивчення відгуку системи «іоносфера—магнітосфера» на збурення з боку сонячного вітру. Наявність таких КА дозволить поділити просторові і тимчасові варіації вимірюваних параметрів магнітосфери. У разі включення цього проекту в космічні програми РФ і України планується залучення широкої кооперації для підготовки наукових експериментів. Уже зараз вчені Кримської астрофізичної обсерваторії (Україна) пропонують оригінальний експеримент «Фотобол» — вимірювання світлового потоку Сонця в ультрафіолетовій (250 — 300 нм) і видимій (500 — 600 нм) областях спектру з борту високоорбітального КА.

До цього напрямку досліджень відноситься міжнародний експеримент «Варіант», що планується здійснити на борту українського супутника дистанційного зондування Землі «Січ-1М». Запуск цього КА заплановано на 2003 р. на колову полярну орбіту з нахилом 83° і висотою майже 700 км.

Докладніше про експеримент «Варіант» розповість в своїй доповіді на конференції В. Корепанов.

УЧАСТЬ УКРАЇНСЬКИХ ВЧЕНИХ В МІЖНАРОДНИХ АСТРОФІЗИЧНИХ МІСІЯХ

Останні десятиріччя ХХ сторіччя ознаменувались видатними досягненнями учених США, Європи, Японії та інших країн світу у позаатмосферній астрономії завдяки доставці на навколоzemні орбіти великих телескопів, призначених для спостережень в різних діапазонах довжин хвиль випромінювання. Потенціал України недостатньо для створення власних КА астрофізичного призначення. У той же час, маючи великий досвід виконання наземних астрономічних спостережень (в Україні функціонує три великих астрономічних інститути і кілька університетських обсерваторій), українські астрономи прагнуть до участі в міжнародних космічних проектах з вивчення далекого космосу.

Прикладом може служити участь українських вчених в спостереженнях на HST (астрономи ГАО НАНУ і Астрономічної обсерваторії Київського національного університету), в обробці даних планетарних місій «Magellan» і «Clementine» (астрономи Астрономічної обсерваторії Харківського національного університету) та ін.

«СПЕКТРИ» В СУЗІР'Ї ВИДАТНИХ КОСМІЧНИХ МІСІЙ ПРОВІДНИХ КРАЇН СВІТУ

Триває участь України у підготовці запланованих ще в часи Радянського Союзу трьох проектів серії «Спектр», хоч іхня доля остаточно не вирішена. У проекті «Спектр-УФ» (запуск 2006 р.), призначенному для досліджень об'єктів Всесвіту в ультрафіолетовому діапазоні довжин хвиль, Кримська астрофізична обсерваторія (КрАО) спільно з НПО ім. С. Лавочкіна (РФ) розробляє основний телескоп діаметром 170 см і виготовляє його оптику.

В ГАО НАН України спільно з КрАО підготовлено пропозиції про включення в комплекс наукової апаратури проекту «Спектр-УФ» спектрополяриметра.

В основу запропонованої оптичної схеми спектрополяриметра низького розділення покладено ори-

гінальну розробку співробітників ГАО НАН України. Її ефективність досягається використанням, окрім фазової пластиинки, всього одного елемента — деформованої призми Волластона, що дозволяє скоректувати аберрації при мінімальній кількості оптичних елементів, а отже, і втраті світлового пучка. При такому підході кожна поверхня призми максимально навантажена, виконуючи силові і корекційні функції, а також беручи участь в розділенні променів за довжиною хвилі і площиною поляризації. На підставі виконаних розрахунків можна стверджувати, що:

- прилад буде придатним для вимірювання всіх типів поляризації у всьому УФ-діапазоні — від вакуумного до ближнього;
- прилад може забезпечити унікальну проникну здатність космічного телескопа Т-170, крашу, ніж аналогічні показники телескопа Габбла.

В рамках проекту «Спектр–Радіоастрон» українські радіоастрономи (Радіоастрономічний інститут НАНУ) у співробітництві з фахівцями РФ ведуть модернізацію великого радіотелескопа РТ-70 (м. Севастополь) і його підготовку для роботи в режимі наземно-космічного радіоінтерферометра.

Незважаючи на деякі зрушенні, що намітилися в останні роки у підготовці проектів «Спектр», їхня подальша доля багато в чому залежить від участі в них зацікавлених країн західного світу і рішення Росавіакосмосу про черговість запусків.

Висновки

В Україні завершується робота над проектами другої національної космічної програми і ведеться підготовка третьої космічної програми на 2003—2007 рр. Реалії останнього десятиріччя свідчать про те, що Україна входить до когорти космічних держав світу. На урядовому рівні прийняті важливі рішення, що регламентують космічну діяльність, створені нові виробничі і науково-дослідні заклади космічної галузі, видаються монографії і журнали, проводяться наукові конференції. На міжнародному рівні Україна прагне бути надійним партнером у здійсненні спільної космічної діяльності з багатьма країнами світу.

Ця доповідь підготовлена за матеріалами, що їх надали члени Ради з космічних досліджень НАН України (РКД НАНУ): В. Єременко, В. Кунцевич, В. Івченко, В. Лялько, Л. Лобанов, М. Стешенко, Є. Кордюм, В. Корепанов і М. Ільченко, а також головний конструктор ДКБ «Південне» ім. М. К. Янгеля В. Драновський і заступник директора Міжнародного центру космічного права Н. Малишева. У підготовці доповіді авторові допомагала вчений секретар РКД НАНУ І. Вавілова.

Всім їм автор висловлює ширу подяку.

SCIENTIFIC SPACE PROJECTS IN UKRAINE

Ya. S. Yatskiv

УДК 528.8.(15):629.78(477)

В. И. Лялько

Центр аерокосмічних досліджень Землі Інституту геологічних наук НАН України, Київ

Состояние и перспективы развития аэрокосмических исследований Земли в Украине

Надійшла до редакції 16.11.01

Представлено аналітичний огляд стану і тенденцій розвитку аерокосмічних досліджень Землі в Україні (переважно за останнє десятиріччя). Показано становлення основних наукових шкіл в цьому напрямі. Зроблено огляд діючих та запланованих до запуску систем ДЗЗ в Україні, зокрема в рамках проекту нової Національної космічної програми України (2003—2007 pp.). Досвід роботи українських установ, що займаються ДЗЗ, порівнюється з сучасними світовими тенденціями розвитку цього напряму. Запропоновано ряд організаційних заходів, направлені на ширше ознайомлення потенційних користувачів з економічною доцільністю використання матеріалів ДЗЗ для вирішення своїх задач, на комерціалізацію цієї діяльності і ширшу участь України в реалізації спільніх міжнародних та міждержавних проектів.

ВВЕДЕНИЕ

Согласно современным мировым тенденциям развития космических технологий, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), наряду с запусками ракет-носителей, решением навигационных и телекоммуникационных задач принадлежит к категории наиболее важных направлений. В его рамках решаются наиболее актуальные природоресурсные и природоохранные задачи. Поэтому промышленно развитые страны большое внимание уделяют именно ДЗЗ, обеспечивая соответствующее финансирование этих работ.

Структура этого научно-практического междисциплинарного направления включает в себя ряд существенно разных дисциплин: география, геодезия, геология, геофизика, гидрология, метеорология, океанология, ботаника, грунтоведение, охрана окружающей среды и прочие. Они объединяются единым теоретико-методическим подходом к их изучению, который состоит в измерении и тематической интерпретации спектральных характеристик исследуемых объектов и процессов [2].

СТАНОВЛЕНИЕ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В УКРАИНЕ

Существенный вклад в развитие ДЗЗ сделали украинские ученые, конструкторы и инженеры, которые принимали участие в выполнении всех космических программ этого направления в Советском Союзе. В частности, при ведущем участии институтов НАН Украины в этот период был успешно проведен ряд уникальных международных подспутниковых экспериментов («Интеркосмос—Черное море», «Тянь-Шань—Интеркосмос-88», «Атлантика-87» и «Атлантика-89», «Космос-1500», «Природа» по поискам нефтегазовых залежей, по оценке последствий Чернобыльской катастрофы и прочие).

Сейчас Украина как суверенное государство продолжает эти исследования в рамках Национальной космической программы в сотрудничестве с международными организациями и другими странами. В 1995 г. осуществлен запуск первого украинского природоресурсного спутника «Сич-1», оснащенного средствами съемок Земли в оптическом и радиодиапазонах. В 1999 г. вместе с Россией запущен природоресурсный КА «Океан-О». Выполнено две

национальных космических программ. Сейчас подготовлен проект третьей Национальной космической программы на 2003—2007 гг. [3].

Наиболее подготовлены в области ДЗЗ США, Франция, Россия, Англия, ФРГ, Канада, Индия, Япония, Китай, Италия. Современная структура функционирования и развития ДЗЗ состоит из трех блоков: космические и авиационные аппараты (КА) с приборами ДЗЗ; наземные калибровочно-затворочные полигоны; наземные центры приема, обработки и распространения информации ДЗЗ. При этом часто признается целесообразным совмещать функции центров приема, предварительной (междисциплинарной) обработки, архивации и распространения информации ДЗЗ, а научно-исследовательские центры тематической интерпретации указанной информации создавать в отдельности на базе университетских или академических структур, которые имеют опыт работ в этой области.

Космические аппараты природоресурсного назначения оборудуются бортовой спекtro- и радио-метрической аппаратурой, которая обеспечивает съемку земных образований в УФ-, видимом, ИК- и радиодиапазонах.

Для того чтобы по результатам космосъемок можно было корректно решать актуальные научные и народнохозяйственные задачи, бортовая аппаратура должна отвечать ряду требований. В частности, обеспечивать достаточную разрешающую способность по пространству, ширине спектра и энергии спектральной яркости. Эти требования к аппаратуре, а также времени и периодичности съемок различны в зависимости от того, какие задачи решаются и в границах каких геосфер происходят измерения — суши, морей или атмосферы. Так, например, сейчас появилась тенденция к оборудованию современных КА и самолетов, которые выполняют ДЗЗ над сушей, аппаратурой повышенной пространственной и спектральной разрешающей способности (для видимого диапазона соответственно: до 1—5 м и 3—10 нм — спутники «Ikonas», «EarthWatch» и др.).

Для корректной интерпретации материалов аэрокосмических съемок обязательным является проведение субсинхронных с ними наземных измерений параметров окружающей среды на специальных полигонах с целью построения калибровочных зависимостей между физическими и химическими характеристиками растений, грунтов, вод и др. и полученными дистанционно спектральными яркостями этих видов земных образований, а также наземной заверки материалов авиакосмосъемок. С этой целью рекомендуется проведение субсинхронных, так называемых «этажерочных» съемок

(КА — самолет — наземные работы) в пределах типичных по ландшафтно-климатическим и техногенным характеристикам полигонов. В частности, в Украине такими наиболее известными полигонами являются «Чернобыльский» (для суши) и Черноморский «Каивели» в Крыму (для моря).

Для того чтобы принимать и обрабатывать мощные информационные потоки космических съемок Земли (до 10—100 Мбит/с), которые выполнены с высокой разрешающей способностью (КА «Landsat», «Spot», «Океан-О», «Січ-1М» и др.), нужно иметь приемные антенные устройства на 8 ГГц, программные и компьютерные комплексы первичной (междисциплинарной) и тематической обработки данных на базе рабочих станций последних поколений с быстродействием на 10—100 Мбит/с.

Структура компьютерной обработки и использования информации ДЗЗ должна состоять из трех блоков (рисунок): данных (дистанционных и наземных) о состоянии окружающей среды; ГИС, которая обрабатывает указанные данные, создает банки данных и вычисляет краевые условия для моделей энергомассообмена в геосистемах; моделирование энергомассообмена в геосистемах для прогнозирования экологического состояния, поисков полезных ископаемых и принятия управленческих решений по оптимальному природопользованию.

Следует отметить, что подобный системный подход к обработке информации ДЗЗ начал впервые в мировой практике именно украинскими учеными. Он нашел отражение в ряде публикаций в международных изданиях и получил поддержку на последних Международных научных форумах по ДЗЗ [2].

Таким образом, в Украине есть определенный задел работ по ДЗЗ. Уже создана бортовая аппаратура (радиолокатор бокового обзора на КА «Січ-1», разработка ЦРЗЗ НАНУ и НКАУ); разработаны методы и программные средства компьютерной тематической дешифровки космоснимков, ГИС-технологии и моделирование энергомассообмена в геосистемах (ЦАКИЗ и МГИ НАНУ). Созданы элементы наземной инфраструктуры, куда входят Евпаторийский и Черниговский центры приема информации ДЗЗ с КА, Киевский центр «Природа» (междисциплинарная обработка, распространение и архивация материалов ДЗЗ) и пять центров тематической обработки информации в городах Киев (ЦАКИЗ НАНУ, на который НКАУ возложено научно-методическое обеспечение работ по ДЗЗ в рамках Космической программы Украины), Харьков (ЦРЗЗ НАНУ и НКАУ), Севастополь (МГИ НАНУ), Днепропетровск (ДП «Днепрокосмос»),



Главные компоненты системы аэрокосмического мониторинга

Львов (АКИЕМ НАНУ и НКАУ). Существуют калибровочно-заверочные полигоны (Чернобыльский и Черноморский) и бортовая аппаратура авиационных спектрорадиометрических съемок в гамма-, видимом, ИК- и радиодиапазонах для выполнения калибровочно-заверочных работ (ЦАКИЗ НАНУ, ЦРЗЗ НАНУ и НКАУ).

Начиная с 1998 г. Украина принимает участие в рамках международной кооперации в научно-техническом обосновании ДЗЗ с борта Международной космической станции (МКС).

В Украине на протяжении последних десятилетий сложились признанные в мире научные школы, решающие целый ряд проблем, в частности проблемы:

- энергомассообмена в геосистемах, что позволило разработать физико-математические модели формирования спектральных сигналов разными земными образованиями и на этой основе создать современные технологии поисков нефтегазовых залежей и контроля экологического состояния по материалам ДЗЗ — Центр аэрокосмических исследований Земли ИГН НАН Украины (В. И. Лялько, А. Д. Федоровский, В. М. Перерва, Ю. В. Костюченко, Л. Д. Вульфсон, А. И. Сахацкий, З. М. Шпортьюк, В. Ю. Жарый и др.);

- спутниковой океанологии, что позволило создать новые методики контроля и прогнозирования океанологических, экологических и синоптических процессов — Морской гидрофизический институт НАНУ (Г. К. Коротаев, В. А. Еремеев, Б. А. Нелепо и др.);
- аэрокосмической радиолокации, что позволило создать уникальную бортовую радиолокационную аппаратуру (для КА типа «Космос-1500», «Січ-1» и самолетов, а также методику интерпретации материалов съемок относительно решения актуальных задач судоходства в ледовых условиях, синоптических прогнозов и т. п. — Центр радиофизического зондирования Земли НАН Украины и Национального космического агентства Украины (А. И. Калмыков, В. М. Цымбал и др.);
- создание природоресурсных космических аппаратов и участие в реализации космических программ «Интеркосмос», «Січ» и др. — конструкторское бюро «Южное» НКА Украины (В. И. Драновский и др.);
- использование спутниковых технологий для улучшения состояния естественной среды — Украинский институт окружающей среды и ресурсов РНБОУ и Украинский центр менедж-

- мента Земли и ресурсов (А. М. Трофимчук, А. А. Колодяжный и др.);
- разработка автоматизированных рабочих мест пользователей для тематической обработки аэрокосмических снимков и развитие регионального аэрокосмического мониторинга состояния окружающей среды — государственное предприятие «Днепрокосмос» НКАУ и Днепропетровская облгосадминистрация (В. И. Волошин, Е. И. Бушуев и др.);
 - системный анализ проблем дистанционного зондирования Земли — Институт космических исследований НАНУ—НКАУ (А. А. Колодяжный, С. А. Смирнов, А. Г. Машковский и др.);
 - разработка и практическое внедрение методов дистанционного зондирования Земли применительно к решению экологических и сельскохозяйственных задач Карпатского региона — Центр аэрокосмической информации и экологического мониторинга ИК НАНУ—НКАУ (А. А. Комиссарчук и др.).

Исследования этих учреждений и ученых получили международное признание и отмечены рядом премий, наград и грантов.

Результаты исследований украинских специалистов в области ДЗЗ публикуются в профессиональных журналах Украины («Космическая наука и технология», «Геологический журнал», «Морской гидрофизический журнал», «Вестник геодезии и картографии» и др.), а также в зарубежных журналах и сборниках.

Специалисты по ДЗЗ готовятся на географическом факультете Киевского университета и в Киевском политехническом институте, а также в аспирантуре соответствующих академических учреждений. При Центре аэрокосмических исследований Земли ИГН НАНУ функционирует Спецсовет по защите докторских и кандидатских диссертаций по специальности «Аэрокосмические дистанционные исследования» (физико-математические, технические и геологические науки).

ТЕНДЕНЦИИ СОВРЕМЕННОГО РАЗВИТИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В последнее время мировой общественностью, межправительственными учреждениями и правительствами многих стран уделяется особое внимание созданию деятельных механизмов международного сотрудничества с целью эффективного прогнозирования, выявления и минимизации вредного влияния на природу и человечество неблагоприятных

естественных и техногенных явлений и катастроф.

С этой целью Генеральная Ассамблея ООН в 1989 г. провозгласила Международное десятилетие (1990—1999 гг.) уменьшения влияния естественных катастроф IDNDR (International Decade for Natural Disaster Reduction).

Приоритетное место в решении таких проблем предоставляется методам оперативного обзора Земли в разных диапазонах электромагнитных волн, которые осуществляются с космических и летательных аппаратов (как наиболее оперативным и экономичным), тематической компьютерной интерпретации материалов съемок с использованием ГИС-технологий с целью выявления предвестников или зарождения неблагоприятных процессов и явлений, а также использованию полученных данных (наряду с контактными измерениями необходимых характеристик геосистем) при математическом моделировании энергомассообмена в геосистемах для прогнозирования протекания неблагоприятных процессов и обоснования оптимальных технологий минимизации потерь от этих процессов.

Подобный междисциплинарный подход в международном сотрудничестве для предотвращения потерь от неблагоприятных естественных и техногенных явлений и процессов признан Международной конференцией по системам раннего предупреждения естественных катастроф (Потсдам, 1998) — стратегией 21-го столетия.

Особое внимание отводится использованию ДЗЗ и ГИС-технологий для обоснования и поддержки установившегося развития природы, концепция которого была утверждена Конференцией ООН по вопросам окружающей среды (Рио-де-Жанейро, 1992). С этой целью в рамках Международного общества фотограмметрии и дистанционного зондирования создана соответствующая рабочая группа (VII/2).

При этом большое значение приобретает разработка методов, программ и технологий физической интерпретации материалов мультиспектральных съемок с целью существенного повышения достоверности их интерпретации для получения физических параметров геосистем. В связи с этим для повышения достоверности и однозначности оценки физических параметров земных покровов по материалам ДЗЗ предлагается, во-первых, использовать новые методы ДЗЗ (например, SAR-поляриметрию, SAR-интерферометрию, лазерную флюорометрию, мультиспектральные съемки в видимом и ИК-диапазонах и др.); во-вторых, комбинировать данные радарных съемок со съемками в видимом и ИК-диапазонах, интерпретируя их на основе принципов синергизма (Пол, Гендерен, 1998, см. [2]).

Отдельного рассмотрения заслуживает возможность повышения эффективности применения дистанционных исследовательских приемов естественных систем путем комплексирования данных съемок в разных спектральных диапазонах.

Ведущие западные отраслевые аналитики считают синергетические* подходы наиболее перспективным направлением при получении, обработке и интерпретации космической информации.

Под синергетическими методами в дистанционных исследованиях понимают специфические комплексные методики получения, обработки и интерпретации аэрокосмической информации, которые базируются на общем использовании данных, отличающихся по методикам получения и энергетическим диапазонам, для решения тематических задач. В таком случае синергетическими будут: разнообразные методики комплексирования одновременных съемок; общее рассмотрение разновременных, различных по спектральным диапазонам съемок одних и тех же естественных систем; обработка данных и моделирование информативных признаков естественных феноменов и систем с привлечением результатов разнообразных по методике экспериментов; совокупная интерпретация материалов разнообразных аэрокосмических исследований и т. п. Эти синергетические методы обработки информации аэрокосмических исследований Земли в англоязычной литературе получили название «fusion».

Однако, как за границей (в меньшей степени), так и в Украине (существенно) не всегда удается широко и оперативно использовать материалы и методы космических съемок для решения указанных задач. Происходит это не только за неимением финансирования, но и через недостаточную информационную и техническую подготовку потенциального (и довольно большого) рынка пользователей.

Зарубежный опыт и практика показывают, что решение этой проблемы может быть найдено при реализации государством ряда мероприятий в рамках соответствующей протекционистско-просветительской политики, а именно:

- целевого финансирования разработок новых космических методик и технологий выполнения съемок и тематической компьютерной интерпретации полученных материалов;
- создание межведомственной многоуровневой системы обучения и повышения квалификации пользователей и разработчиков относительно ДЗЗ (в Украине это следует организовать на базе учреждений НАН Украины, которые име-

ют соответствующий опыт и квалификацию специалистов);

- паевое финансирование (Национальное космическое агентство Украины, НАН Украины, ведомства и др.) общих пилот-проектов, которые выполняются совместно учеными и производственниками с целью обучения последних и практической подготовки их к самостоятельной работе;
- создание (или приобретение за рубежом — если это быстрее и дешевле) современной съемочной и дешифровально-интерпретационной техники;
- срочный запуск в эксплуатацию в Украине пункта приема информации высокого разрешения с отечественных и зарубежных спутников (войти, если это возможно, в кооперацию с другими странами);
- создание системы оптимальной международной кооперации с целью уменьшения затрат на запуски национальных спутников при максимальном использовании данных съемок с космических аппаратов международного сообщества.

Исходя из изложенного, учитывая специфику современного экономического состояния и рынка потребителей материалов ДЗЗ в Украине, а также то, что в Законе «О космической деятельности» указано, что НКАУ должно обеспечивать своей деятельностью государственную и экономическую безопасность страны, основные концептуальные положения относительно развития ДЗЗ в новой Национальной космической программе Украины на 2003—2007 гг. можно сформулировать тремя положениями [3].

1). При планировании и организации работ по ДЗЗ необходимо придерживаться таких требований:

- применять современные приборы с высокой разрешающей способностью (геометрической и спектральной), использовать все возможные диапазоны (видимый, инфракрасный, радиоволновый) и тонкие физические механизмы (поляризация, флюоресценция, интерферометрия и др.) с целью существенного повышения информативности съемок при общей синергетической обработке полученных материалов;
- учитывать опыт эксплуатации и материалы съемок с зарубежных космических аппаратов (КА);
- особое внимание уделить проведению наземных и авиационных калибровочно-заверочных работ

* Синергетика, в переводе с греческого «кооперативное действие» — область знаний, которая объединяет нелинейные неравновесные процессы в разных науках (Пригожин И. От существующего к возникающему. — М.: Мир, 1985.—328 с.; Хакен Г. Синергетика. — М., 1980.—404 с.).

на уникальных украинских полигонах (Чернобыльский, Крымский и др.), которые могут представлять интерес также и для калибровки материалов зарубежных космических съемок, то есть быть взносом Украины в международную кооперацию ДЗЗ;

- считать приоритетным создание современного методически-технологического комплекса компьютерной тематической интерпретации материалов ДЗЗ с привлечением материалов полигонных калибровочно-заверочных работ, который не будет иметь аналогов на мировом уровне;
- срочно ввести в эксплуатацию пункт приема информации космических съемок высокой разрешающей способности.

2). Сегодня важнейшие и актуальные задачи, которые могут эффективно и экономично решаться для Украины с применением информации ДЗЗ (кроме успешно действующего блока гидрометеорологических прогнозов), суть: обеспечение работы космического блока системы экологического мониторинга страны и отдельных регионов, прогнозирование урожайности сельскохозяйственных культур и пожароопасности лесов, поиски нефтегазовых залежей, периодическая оценка состояния городских агломераций (сдвиги, подтопление и т. п.) и качества земель (в процессе земельной реформы); изучение современных геодинамических процессов при реструктуризации угольных шахт и др.

3). С целью сокращения затрат и сроков решения указанных задач, а также создания широкого рынка пользователей информацией ДЗЗ в стране предлагаются: внедрить комплексную организационно-учебную систему регулярного повышения квалификации пользователей и разработчиков в направлении ДЗЗ, создать их общие команды для выполнения конкретных проектов, максимально использовать материалы космических съемок с зарубежных КА.

Опыт работ по дистанционному зондированию Земли в ЦАКИЗ ИГН НАН Украины. В Украине наступило время, когда начинают появляться ростки новых научных и научно-организационных технологий, очерчиваются пути, которыми и в теперешних условиях можно, не растеряв своего опыта, выполнять то, что мы умеем не хуже, чем это делается на мировом уровне.

Опыт работы Центра аэрокосмических исследований Земли ИГН НАН Украины свидетельствует, что в современных социоэкономических условиях для того, чтобы найти свою научную нишу, продукция которой будет иметь спрос и стабильный рынок, надо иметь сравнительно небольшой, но

высококвалифицированный коллектив специалистов физико-математического, технического и природоведческого профиля, которые освоили компьютерные технологии и иностранные языки. При таких условиях можно эффективно перенацеливать такую ячейку на оперативное решение актуальных задач, выигрывая соответствующие отечественные и зарубежные гранты.

Отдача от подобной организации работы возрастает при объединении в общих исследованиях опыта специалистов старшей генерации с современными знаниями молодого поколения. При этом следует обязательно привлекать к выполнению контрактных работ специалистов соответствующих ведомств как консультантов и исполнителей наземной калибровки и заверки материалов аэрокосмических съемок.

Именно подобный подход разрешил нам выиграть ряд отечественных и зарубежных грантов (в частности у космических агентств ФРГ, Франции, Европы и др.) и впервые разработать и внедрить в производство новые спутниковые технологии поисков нефтегазовых залежей на шельфе и суше, оценки загрязнения территорий и акваторий токсикантами (в частности радионуклидами Чернобыльской зоны), оценки фитосанитарного состояния и пожароопасности лесов, прогнозирования урожайности зерновых культур, наводнений, подтопления территорий и др.

Эти технологии доведены до практического внедрения в Министерстве чрезвычайных ситуаций Украины, НАК «Нафтогаз Украины», ОАО «Укрнафта», Киевской и Херсонской городских администрациях и других учреждениях и ведомствах.

Мы продолжаем линию по освоению сотрудниками наиболее современных спутниковых и информационных технологий путем организации отечественной системы повышения квалификации, а также их стажировки в признанных мировых центрах. Например, в 2000 г. наши сотрудники прошли стажировку в институте ESRIN (Италия) Европейского космического агентства, где овладели новейшей космической технологией так называемой радарной интерферометрии, которую впервые в Украине успешно применили для решения актуальной задачи оценки проседания земной поверхности в Донбассе вследствие массового закрытия угольных шахт.

Конкретным примером реализации указанного подхода к организации и координации исследований в рамках Национальной космической программы Украины является создание в 2001 г. атласа «Космос — Украине», в котором приведены результаты компьютерной тематической интерпретации

свыше 40 космоснимков с украинско-русского КА «Океан-О» (и других КА). При этом показано, как решается ряд актуальных природоресурсных и природоохранных задач, которые уже были названы раньше.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ В УКРАИНЕ

В основных задачах проекта новой Национальной космической программы Украины (2003—2007 гг.) по направлению ДЗЗ, подготовленной Национальным космическим агентством Украины совместно с НАН Украины и другими ведомствами, предполагается развитие первой очереди национальной системы наблюдения Земли из космоса в интересах общегосударственных потребностей в социально-экономической сфере, сфере безопасности и обороны [3].

Целевая программа «Дистанционное зондирование Земли» существенным образом сориентирована на повышение эффективности использования космических средств в интересах рационального природопользования, экологической и техногенной безопасности. Предполагается развитие национальной системы наблюдения Земли «Січ», начало создания системы антикризисного космического мониторинга, модернизации наземных программно-аппаратных средств приема и обработки информации в интересах широкого круга потребителей.

Задачи этой программы отвечают таким основным концептуальным подходам:

- ориентация на конкретного потребителя;
- разработка и использование прорывных информационных технологий;
- создание условий для использования космических технологий в других областях экономики, коммерциализации космической деятельности;
- многоплановое международное сотрудничество;
- привлечение дополнительных внебюджетных источников финансирования.

Целевая программа «Дистанционное зондирование Земли» направлена на выполнение таких основных задач:

- обеспечение спутниковой информацией органов государственной власти для поддержки принятия решений в сферах управления и безопасности;
- участие в решении общегосударственных задач по мониторингу ресурсов рационального природопользования, прогнозирования техногенных и естественных катаклизмов;
- развитие международного сотрудничества в об-

ласти ДЗЗ для решения глобальных и национальных проблем путем обмена спутниковой информацией, участия в международных программах исследований Земли;

- разработка новых аппаратных и программных средств ДЗЗ, новых информационных технологий, наземной инфраструктуры с целью выхода украинских предприятий на международные рынки космических услуг.

Реализация деятельности в области ДЗЗ, эффективность использования полученных материалов и дальнейшего развития зависят от наличия полной нормативно-технической базы, адаптированной к национальным и межгосударственным условиям и правилам.

В настоящее время значительная часть нормативно-технических документов области находится на стадии завершения разработки или отраслевого испытания, притом они остаются недостаточно адаптированными к международным нормам и правилам. Исходя из этого, разработка, развитие, усовершенствование и внедрение нормативно-технических документов относительно космической деятельности остаются важными, и их необходимо продолжить.

Для эффективного развития космических комплексов ДЗЗ необходимы системные исследования в обеспечение разработки и модернизации этих комплексов, которые предусматривают анализ технических и эксплуатационных требований к перспективным комплексам, возможных направлений развития носителей, космических аппаратов и их систем. Это позволит адекватно оценивать технический уровень существующих и создаваемых украинских носителей и аппаратов, определять перспективные направления модернизации, повышать их конкурентоспособность с учетом международных требований.

Системные исследования должны включать анализ состояния и прогноз развития спутниковых услуг, разработки соответствующего методического и информационного обеспечения.

Реализация национальной программы «Січ» наблюдения Земли из космоса является принципиальным шагом в обеспечении экологической безопасности, подъеме на качественно новый уровень природопользования, земледелия, прогноза погоды, геологоразведки, мониторинга крупномасштабных процессов на суше и морской поверхности.

В частности, будут расширены такие возможности:

- обеспечение необходимой спутниковой информацией государственных органов для поддержки принятия решений в кризисных ситуациях;

- обеспечение заказчиков снимками поверхности Земли;
- экологический мониторинг окружающей среды;
- оценка состояния агроземельных ресурсов и др.

Развитие космической науки в области ДЗЗ является одним из необходимых условий поддержки общего научно-технологического уровня государства, международного сотрудничества в масштабных и престижных космических проектах.

В результате подготовки и выполнения научных проектов в науках о Земле будут получены новые фундаментальные данные относительно строения и развития нашей планеты, закономерности размещения на ней месторождений полезных ископаемых, особенностей энергомассообмена в геосферах Земли и др.

Все это приведет к созданию условий для значительного повышения уровня профессиональной подготовки национальных научных кадров, расширению их контактов с зарубежными научными работниками, интеграции украинских ученых в мировое научное сообщество и, в конечном итоге, к повышению эффективности и отдачи работ по ДЗЗ для нужд Украины.

1. Лукашевич Е. Л., Горелов В. А., Стрельцов В. А. Комплексный анализ развития отечественного космического детального зондирования Земли // Исслед. Земли из космоса.—2001.—№ 4.—С. 40—50.
2. Лялько В. І. Сучасний стан космічного землезнавства і перспективи його розвитку // Нові методи в аерокосмічному землезнавстві. — Київ: ЦАКДЗ ГН НАНУ, 1999.—С. 6—18.
3. Національна космічна програма України 2003—2007 рр. (Проект). — Київ: НКАУ-НАНУ, 2001.—73 с.

PRESENT STATE AND PROSPECTS FOR THE AEROSPACE RESEARCH OF THE EARTH IN UKRAINE

V. I. Lyalko

An analysis of the present state and tendencies in the aerospace research in Ukraine in the last decade is presented. par The development of basic scientific trends in the remote sensing of the Earth (RSE) is described. The RSE systems operating in Ukraine at present and the systems to be launched in the framework of the new National Space Program of Ukraine (2003—2007) are overviewed. We also analyze the practice and achievements of Ukraine's RSE-involved agencies in comparison with basic world's tendencies in the modern development of this research trend. Some managerial measures aimed at broader acquaintance of potential users with the feasibility of RSE data applications, commercialization of this activity, and further participation of Ukraine in joint international and interstate RSE projects are proposed.

УДК 629.78

В. Н. Астапенко¹, Е. И. Бушуев², В. П. Зубко³,
В. И. Иванов¹, П. П. Хорольский¹

¹Інститут технічної механіки НАН та НКА України, Дніпропетровськ

²Державне підприємство «Дніпрокосмос», Дніпропетровськ

³Національне космічне агентство України, Київ

Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли высокого разрешения

Надійшла до редакції 07.02.02

Наведено аналіз потенційного українського ринку на дані дистанційного зондування Землі високого просторового розрізнення та оцінення його сумарна вартість.

Данная статья продолжает изучение потенциального спроса отечественных потребителей на информацию дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), начатое нами в работе [2], и касается вопросов использования данных с высоким пространственным разрешением (лучше 10 м).

Возможность решения различных задач с использованием данных ДЗЗ высокого разрешения обуславливают следующие факторы:

- наличие большого опыта использования авиационных съемочных систем;
- возможность приобретения данных с разведывательных спутников, на которые истек срок секретности;
- успешная эксплуатация с 1999 г. американской коммерческой спутниковой системы «Ikonos» с оптико-электронной аппаратурой высокого разрешения, запуск в 2001 г. двух коммерческих спутников EROS A1 и «Quick Bird 2» такого же класса, создание других подобных систем;
- доступность мощных программно-аппаратных средств для обработки дистанционных данных и комплексирования их с необходимой тематической информацией (геоинформационные системы);
- простота коммерческого приобретения данных

высокого разрешения через широкую сеть фирм-прайдеров и дистрибуторов. Например, владелец спутниковой системы «Ikonos» компания «Space Imaging» имеет 42 дистрибутора в 28 странах мира (см. сайт <http://www.spaceimaging.com>).

Состав задач и требования потребителей к данным ДЗЗ, в том числе и высокого разрешения, обобщены Европейской комиссией и приведены в работе [11].

Потенциальные потребности украинских потребителей в спутниковых дистанционных данных и требования к ним приведены в работе [6].

Основная цель работы — сопоставить требования отечественных и европейских экспертов и на основании сравнительной оценки сформировать требования к данным ДЗЗ высокого разрешения не только по их качеству, но и по объему использования в Украине.

В табл. 1 приведены основные характеристики космических систем высокого разрешения, а в табл. 2 представлен перечень основных народно-хозяйственных задач, решаемых с использованием существующих и перспективных средств ДЗЗ высокого разрешения, а также исходные требования к получению информации.

Таблица 1. Основные характеристики космических систем высокого разрешения

Условные обозначения (деление на диапазоны согласно [5]): VIS — видимый диапазон (0.34—0.76 мкм), NIR — ближний инфракрасный диапазон (0.76—3.0 мкм), VNIR — видимый + ближний ИК-диапазон (0.34—3.0 мкм), SWIR — средний ИК-диапазон (3.0—6.0 мкм), TIR — дальний ИК-диапазон (6.0—100 мкм), MIC — микроволновый диапазон (свыше 1 мм); П — панхроматическая съемка, С — спектрゾнальная съемка, РЛ — радиолокационная съемка, Ф — фотографическая съемка, Г — гиперспектральная съемка. Темными значками обозначены действующие аппараты, светлыми — разрабатываемые

Таблица 2. Тематические задачи и основные требования к данным ДЗЗ высокого разрешения

Задачи	Общая площадь наблюдения, тыс. км ²	Периодичность наблюдения	Ежегодная площадь наблюдения, тыс. км ²	Вид съемки, требуемое количество спектральных каналов (разрешение), м			
				О	ИК	МР	РЛ
I. НЕОПЕРАТИВНЫЕ ЗАДАЧИ							
1.1. Создание картографической основы: — региональный уровень	600	5 лет	120	1 (1)			1 (1)
1.2. Картографирование берегов, отмелей, мелководных участков шельфа: — региональный и локальный уровни	2	1 год	2	1 (1)			1 (1)
1.3. Планирование границ землепользования: — региональный и локальный уровни	580	5 лет	116	1 (1)			1 (1)
1.4. Контроль землепользования — локальный уровень	~100	1 год	100	3 (1—8)			1 (1—8)
1.5. Классификация урбанизированных территорий (в том числе кадастр населенных пунктов) — региональный и локальный уровни	70	5 лет	14	3 (1-2)			1 (1)
1.6. Уточнение геологических карт	200	5 лет	40	4 (4—10)	2 (10)		1 (4—10)
1.7. Планирование открытых разработок горнодобывающего производства	15	1 год	15	1 (1)			1 (1)
1.8. Картографирование для нужд строительства и коммунального хозяйства	1	3 месяца	4	1 (0.5)	2 (2—5)	3 (2—5)	3 (1—5)
II. ЗАДАЧИ ПРИРОДНО-РЕСУРСНОГО И ЭКОЛОГИЧЕСКОГО МОНИТОРИНГА							
2.1. Контроль загрязнения поверхностных вод (внутренние водоемы) — локальный уровень	1.3 (13 объектов площ. 10×10км)	1 сут в течение 9 месяцев	356	4 (4)	4 (10)		1 (4)
2.2. Контроль загрязнений грунтов тяжелыми металлами (по виду растительности) в урбанизированных районах — локальный уровень	70	1 месяц в течение 9 месяцев	630	4 (4—10)			
III. ЗАДАЧИ НАБЛЮДЕНИЯ ЗА ПОТЕНЦИАЛЬНО ОПАСНЫМИ ПРОЦЕССАМИ И ЯВЛЕНИЯМИ							
3.1. Контроль потенциально опасных техногенных источников теплового и химического загрязнения среды (атмосферы, земельной и водной поверхности)	1.1 (11 объектов площ. 10×10 км)	1 сут	400	5 (1—10)	4 (10)	4 (20)	1 (1—10)
3.2. Обнаружение и наблюдение стихийных бедствий и их последствий (пожары, наводнения, оползни, землетрясения и др.)	5.0 (50 объектов площ. 10×10 км)	1 сут в течение 10 дней	50	3 (4)	2 (10)	2 (20)	1 (4)
3.3. Контроль и оценка последствий аварий и катастроф	5.0 (50 объектов площ. 10×10км)	1 сут в течение 5 дней	25	3 (4)	2 (10)	2 (20)	1 (4)

Условные обозначения видов съемки: О — оптическая (видимый и ближний ИК-диапазон); ИК — инфракрасная (средний и дальний ИК-диапазон), МР — микроволновая радиометрия, РЛ — радиолокационная

Основные требования по качеству информации в табл. 2 представлены необходимой разрешающей способностью аппаратуры для ДЗЗ и количеством каналов съемки в видимом, ИК-, миллиметровом и сантиметровом диапазонах спектра электромагнитных волн.

Перечень задач охватывает все ключевые направления, приведенные в [11], с учетом географического расположения Украины и экспертной оценки актуальности задач.

В перечне задач также учтены основные сферы использования дистанционных данных для решения

наиболее важных общественных проблем, которые определены Законом Украины «Про Національну програму інформатизації» [4]. Это оценка состояния окружающей природной среды, контроль и прогноз чрезвычайных ситуаций, создание интегрированной информационно-аналитической системы государственного и регионального уровня, создание ведомственных информационно-аналитических систем.

В настоящее время для Украины актуальными являются задачи, связанные с государственным управлением ресурсами, проведением земельной реформы, охраной окружающей среды, а также мониторингом потенциально опасных процессов и явлений. Дистанционные данные высокого разрешения могут успешно применяться для земельного кадастра, определения границ землепользования при выдаче государственных актов на земельные участки. При этом космические навигационные системы позволяют получать данные о местонахождении объектов на земной поверхности с точностью до нескольких сантиметров, что необходимо для проведения геометрической коррекции снимков высокого разрешения и географической привязки участков съемки.

Для задач, связанных с изменением рельефа (оползни, просадки, землетрясения), перспективной является радиолокационная интерферометрическая съемка, которая проходит стадию интенсивных научных исследований, и в ближайшее время может получить широкое практическое применение.

Перспективной также является гиперспектральная съемка, которая по информационным параметрам превосходит данные, поступающие с оптической аппаратурой с высокой разрешающей способностью. Повышение уровня спектральной избирательности позволяет получать более тонкие данные о химическом составе, цвете, температуре, форме наблюдаемых объектов, даже закрытых, например растительностью, или замаскированных. В настоящее время проводятся летные испытания экспериментальных образцов такой аппаратуры.

Дистанционная информация особенно актуальна при наблюдениях за потенциально опасными процессами и явлениями. По данным Министерства экологии и природных ресурсов Украины, которые изложены в национальном докладе о состоянии окружающей природной среды за 1999 г. [5], уровень риска возникновения техногенных, природных и других аварий и катастроф продолжает оставаться достаточно высоким. Причем:

- чрезвычайные ситуации только государственного и регионального уровня в 1999 г. складывались 60 раз, а за предыдущие три года ежегодно

возникало 1.52 тысячи чрезвычайных ситуаций, в результате которых погибло более 2 тысяч человек;

- в 1999 г. аварийное загрязнение окружающей среды зарегистрировано в 160 случаях, убытки составили примерно 8.2 млн грн;
- за 1995—1999 гг. в среднем с недельной частотой происходили нарушения в работе на одной из пяти атомных электростанций, зачастую с превышением пределов их безопасной эксплуатации.

Исходя из требований к временным и пространственным параметрам данных ДЗЗ, тематические задачи условно разделяются на те же три группы, которые сформулированы ранее [2].

I. Неоперативные задачи, отличающиеся низкой периодичностью обновления информации (год и более).

II. Задачи природно-ресурсного и экологического мониторинга, отличающиеся сравнительно высокими требованиями как по периодичности (до 1 сут) так и по разрешению (точнее 10 м).

III. Задачи наблюдения за потенциально опасными техногенными и природными процессами и явлениями. Для этих задач характерны жесткие требования по пространственному разрешению (от 0.5 до 20 м), а также по оперативности и частоте наблюдений (единицы часов) за ограниченным числом объектов (1—2 тысячи) с относительно небольшими площадями (до 100 км²).

В работе [2] задачи наблюдения за потенциально опасными процессами и явлениями не рассматривались, так как гражданские космические средства ДЗЗ в то время не удовлетворяли требованиям разрешения, частоты и оперативности наблюдений. Здесь эти задачи рассматриваются с учетом того, что в ближайшие годы планируется развертывание целого ряда космических систем с аппаратурой высокого разрешения (лучше 10 м), основные характеристики которых приведены в табл. 1 [9].

После развертывания запланированных коммерческих космических систем ДЗЗ будет возможность повысить частоту и оперативность наблюдения за наземными объектами до уровня, позволяющего, при выполнении некоторых условий, решать задачи контроля потенциально опасных объектов, процессов и явлений. Эти условия следующие:

- наличие приемной станции на территории Украины, способной принимать данные со спутников с аппаратурой высокого разрешения, для обеспечения требуемой оперативности;
- решение необходимых организационно-финансовых вопросов с владельцами (операторами) космических систем;

- наличие достаточного количества спутников для выполнения ежесуточных съемок в видимом и радиолокационном диапазонах электромагнитного спектра в режиме «сегодня на сегодня».

При этом для уменьшения затрат на мониторинг потенциально опасных объектов принимаются следующие ограничения:

- количество потенциально опасных объектов 11 (пять атомных электростанций и шесть гидроэлектростанций);
- количество объектов контроля загрязнения внутренних водоемов — 13 (11 крупных городов на реке Днепр и два — на реке Южный Буг);
- количество предполагаемых стихийных бедствий за год с площадью наблюдения 10×10 км и длительностью наблюдения 10 дней — 50;
- количество предполагаемых аварий и катастроф за год с площадью наблюдения 10×10 км и длительностью наблюдения пять дней — 50.

Общие площади наблюдения для неоперативных задач выбирались из данных [5] по состоянию на 01.01.99 г.:

общая площадь Украины	— 603.5 тыс. км ² ;
площадь сельскохозяйственных угодий	— 418.4 тыс. км ² ;
площадь населенных пунктов	— 67.0 тыс. км ² ;
площадь зоны побережья Черного и Азовского морей двухкилометровой ширины	— 2.0 тыс. км ² ;
площадь открытых горнорудных разработок	— 15.0 тыс. км ² .

С учетом приведенных выше допущений и оценок в табл. 2 приведены характеристики прогнозируемых объемов съемки в виде площади и периодичности наблюдения для решения народно-хозяйственных задач средствами ДЗЗ. Поскольку в ближайшее время космическая ИК- и микроволновая

Таблица 3. Ориентировочный объем ежегодных съемок для решения неоперативных задач

Задачи	Сканер («Ikonos»)		PCA (Sky Med/Cosmo SAR) [7]	
	Разрешение 1 м, панхроматическая съемка, размер кадра 11×11 км	Разрешение 4 м, спектrozональная съемка, размер кадра 11×11 км	Разрешение 1 м, радиолокационная съемка, размер кадра 10×10 км	Разрешение 5 м, радиолокационная съемка, размер кадра 20×20 км
	Объем ежегодных съемок, тыс. км ²			
1.1. Создание картографической основы — региональный уровень	120		120	
1.2. Картирование берегов, отмелей, мелководных участков шельфа — региональный и локальный уровни	2×2 стереосъемка		2×2 стереосъемка	
1.3. Планирование границ землепользования — региональный и локальный уровни	116 в рамках задачи 1.1		116 в рамках задачи 1.1	
1.4. Контроль землепользования — локальный уровень		100		100
1.5. Классификация урбанизированных территорий (в том числе кадастр населенных пунктов) — региональный и локальный уровни	14* часть стереосъемки (остальные 14 в рамках задачи 1.1)		14* часть стереосъемки (остальные 14 в рамках задачи 1.1)	
1.6. Уточнение геологических карт, идентификация минералов		40		40
1.7. Планирование открытых разработок горнодобывающего производства	15×2 стереосъемка		15×2 стереосъемка	
1.8. Картографирование для нужд строительства и коммунального хозяйства	4×2 стереосъемка		4×2 стереосъемка	
Всего, тыс. км ²	176 (из них 56 стерео)	140	176 (из них 56 стерео)	140
Итого кадров (с учетом 50 % перекрытия), шт.	1500 плюс 700 стерео	1740	1800 плюс 840 стерео	525

*Площадная съемка по задаче 1.1 может быть использована для стереосъемки по задаче 1.5, как одна из ее двух составляющих.

Таблица 4. Ориентировочный объем ежегодных съемок для решения задач экологического мониторинга и наблюдения за особо опасными процессами и явлениями

Задачи	Сканер («Ikonos»)	PCA (Sky Med/Cosmo SAR) [7]
	Разрешение 4 м, спектрональная съемка, размер кадра 11×11 км	Разрешение 5 м, радиолокационная съемка, размер кадра 20×20 км
	Объем ежегодных съемок, тыс. км ²	
2.1. Контроль загрязнения поверхностных вод (внутренние водоемы) — локальный уровень	165*	165*
2.2. Контроль загрязнения грунтов тяжелыми металлами (по виду растительности) в урбанизированных районах — локальный уровень	630**	
3.1. Контроль потенциально опасных техногенных источников теплового и химического загрязнения среды (атмосферы, земной и водной поверхности)	400	400
3.2. Обнаружение и наблюдение стихийных бедствий и их последствий (пожары, наводнения, оползни, землетрясения и др.)	50	50
3.3. Контроль и оценка последствий аварий и катастроф	25	25
ВСЕГО	12700	640
ИТОГО КАДРОВ, шт:		
— оперативно без перекрытия	6400	6400
— не оперативно с учетом 50 % перекрытия	7800	

*Это 46 % от необходимого, так как объекты наблюдения в задаче 2.1 на 54 % совпадают с объектами наблюдения в задаче 3.1.

**Неоперативная съемка, вся остальная съемка — оперативная.

Таблица 5. Исходные данные по стоимости космической съемки высокого разрешения

Прибор (спутник)	Вид съемки	Разрешение, м	Размеры сюжета в кадре, км×км	Стоимость 1 км ² , долл. США	Источник информации по стоимости
Сканер («Ikonos»)	Панхроматическая	1	11×11	68	[8]
	Панхроматическая, стерео	1	11×11	217	
	Спектрональная	4	11×11	68	
PCA (Sky Med/ Cosmo SAR)	Радиолокационная	1	10×10	90	Экспертная оценка авторов
	Радиолокационная	5	20×20	5	
	Радиолокационная, стерео	1	10×10	280	

съемка с разрешением лучше 10 м не будет доступна для решения гражданских задач, авторы ограничились рассмотрением тех космических систем, снимки с которых в оптическом и радиолокационном диапазонах распространяются на коммерческой основе.

Тем не менее, для ряда актуальных задач (например, подповерхностного зондирования) нужны также тепловые, микроволновые радиометрические и длинноволновые радиолокационные виды съемок, которые в настоящее время могут быть реализованы только с авиационных платформ. Вопросы анализа и обоснования эффективности создания авиационных комплексов для ДЗЗ требуют отдельного рассмотрения.

Анализ данных табл. 1 и 2 показывает, что для решения задач I, II и III групп можно использовать информацию от сканера видимого диапазона спутников типа «Ikonos» и от радиолокатора с синтезированной апертурой спутников типа «Sky Med/ Cosmo SAR». Эти спутники выбраны в качестве типовых по одному критерию — наиболее близкие сроки запусков.

Спутник «Ikonos-2» успешно эксплуатируется с 24 сентября 1999 г., а спутник «Ikonos-3» готовится к запуску в 2004 г. Космическую систему из четырех спутников «Sky Med/Cosmo SAR» планируется развернуть в 2003—2006 гг.

Таблица 6. Оценка стоимости первично обработанных данных космической съемки, необходимой для решения задач I, II и III групп

Прибор	Спутник	Разрешение, м	Число кадров	Стоимость кадра, долл. США	Стоимость оперативного заказа кадра, долл. США	Суммарная стоимость, тыс. долл. США
Сканер	«Ikonos»	1.0	1500	8230	1900	12350
		1.0	700	26300 (стерео)		18410
		4.0	9540	8230		78510
		4.0	6400	8230		64830
				ВСЕГО:		174100
PCA	«Sky Med/Cosmo SAR»	1.0	1800	9000	500	16200
		1.0	840	28000 (стерео)		23520
		5.0	525	2000		1050
		5.0	6400	2000		16000
				ВСЕГО:		40770
				ИТОГО:		≈215000

Дополнительная стоимость заказа оперативной информации от спутника «Ikonos» составляет 1900 долл. США за каждый кадр [5], а от спутника «Sky Med/Cosmo SAR» по экспертной оценке авторов эту стоимость принимаем равной 500 долл. США.

Таблица 7. Оценка стоимости аэрофотосъемки, необходимой для решения задач I, II и III групп

Задачи	Ежегодная площадь съемки, тыс. км^2	Степень перекрытия съемки, %	Стоимость съемки 1 км^2 , долл. США	Стоимость оперативного заказа 1 км^2 , долл. США	Суммарная стоимость, тыс. долл. США
Неоперативные (I гр.)	176	50	35 (П)		9240
	770	50	40 (С)		46200
Всего	55440				
Оперативные (II—III гр.)	640	50	130 (С)	40	163200
Итого	≈220000				

Примечание: П — панхроматическая съемка, С — спектрозональная съемка

В табл. 3 и 4 приведены ориентировочные объемы ежегодных съемок для решения неоперативных задач, экологического мониторинга и наблюдения потенциально-опасных объектов.

Исходные данные по стоимости первично обработанной космической съемки высокого разрешения (проведена радиометрическая и геометрическая коррекции) приведены в табл. 5, а оценка стоимости решения задач I, II и III групп с помощью этой информации указана в табл. 6. Для сравнения в табл. 7 приведена стоимость данных аэрофотосъемки [3].

Кроме этого, был проанализирован вариант использования данных с российского спутника «Комета» (проект «Spin-2»), разрешающая способность панхроматической фотосъемки которого составляет 2 м. Для решения неоперативных задач при стоимости съемки 40 долл. США за 1 км^2 и степени перекрытия 10 % [10], необходимо около 40 млн

грн (здесь и далее принят курс за один доллар США 5.2 гривны).

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

1. В данной статье сделана первая попытка оценки объема украинского рынка на данные ДЗЗ высокого пространственного разрешения, под которым понимается возможность наблюдать со спутников объекты на земной поверхности с линейными размерами от 1 до 10 м. В дальнейшем по мере совершенствования средств ДЗЗ и технологий обработки данных требования пользователей будут изменяться, и такие оценки должны уточняться.

2. Ежегодная потенциальная стоимость первично обработанной дистанционной информации с высоким пространственным разрешением и в разных диапазонах спектра, которая может использоваться

для решения в Украине социально-экономических и научных задач, составляет около 1000 млн грн.

3. При использовании российского спутника «Комета» (проект «Spin-2») с разрешающей способностью панхроматической фотосъемки 2 м для решения неоперативных задач, стоимость такой съемки примерно равна стоимости авиационной съемки и примерно в полтора раза дешевле, чем съемка со спутника «Ikonos».

4. Монополия высоких цен на космическую съемку высокого разрешения, по нашему мнению, носит временный характер. С введением в эксплуатацию новых спутников цены должны понизиться до уровня примерно 10 долл. США за квадратный километр исходного изображения.

5. Прогнозируемый объем спроса отечественного рынка на данные космической съемки высокого разрешения, даже с учетом предполагаемого снижения цен на них, при средней цене мобильной приемной станции 6–10 млн долл. США, подтверждает целесообразность организации на территории Украины приема данных от зарубежных спутников для ДЗЗ с целью повышения оперативности, снижения затрат за счет собственной предварительной обработки данных, а также поддержания высокого научно-технического потенциала отрасли.

6. Учитывая то, что в Украине с одной стороны, практически нет опыта разработки, создания и эксплуатации космических средств наблюдения Земли с высоким пространственным разрешением, а с другой — наблюдается устойчивая тенденция повышения спроса на эти данные, целесообразно отечественные системы такого класса создавать в тесной международной кооперации.

1. Авдуевский В. С., Успенский Г. Р. Космическая индустрия. — М.: Машиностроение, 1989.—186 с.
2. Астапенко В. Н., Бушев Е. И., Зубко В. П., Хорольский П. П. Оценка объема спроса национального рынка на информацию дистанционного зондирования Земли // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 4.—С. 31—40.
3. Государственное научно-производственное предприятие «Аэрогеодезия». Прайс-лист. — Ноябрь 2001.—1 с.
4. Закон України «Про Національну програму інформатизації» // Відомості Верховної Ради України.—1998.—№ 27-28.—181 с.
5. Національна доповідь про стан навколошнього природного середовища в Україні у 1999 році / Міністерство екології та природних ресурсів України. — Київ: Вид-во Раєвського, 2000.—С. 125—129.
6. Нетода О. О., Комаров В. Г., Урусівський О. С. и др. Сучасний стан та основні напрямки розвитку дистанційного зондування в Україні // Основні напрямки розвитку фотограмметрії та дистанційного зондування в Україні: Матер. науково-практичної конф. 15—16 листопада 1995 р. — Київ: Українформ, 1996.—С. 37—51.
7. Новости космонавтики.—2000.—№ 12 (215).—С. 52—53.
8. Частное предприятие ОРПАН дистрибутор «Space Imaging Europe» в Украине: Прайс-каталог. — Октябрь 2001.—6 с.
9. International Space Industry Report.—November 23, 2001—5, N 20.—P. 34—35.
10. Sovinformsputnik: Price list. — November 2001.—1 p.
11. Use of satellite data for environmental purposes in Europe: European commission // Study Contract N ETES-0039-D. — June 1994.—18 p.

ASSESSMENT OF THE NATIONAL MARKET DEMAND FOR HIGH-RESOLUTION REMOTE SENSING DATA

V. M. Astapenko, Ye. I. Bushuev, V. P. Zubko,
V. I. Ivanov, P. P. Khorolsky

The potential Ukrainian market for high-resolution remote sensing data and cost assessment of this market are analyzed.

УДК 504.064.37:528.8.044.6

А. А. Тихомиров

Інститут оптичного моніторингу СВ РАН, Томськ

Сравнительные характеристики и технологий авиационного и космического лидарного мониторинга

Надійшла до редакції 05.12.01

Предложен ряд характеристик для сравнительной оценки возможностей технологий авиационного и космического лидарного мониторинга атмосферы, гидросфера и подстилающей поверхности. Характеристики сгруппированы по признакам, которые определяются: параметрами применяемого носителя; параметрами лидара; свойствами лидара и носителя, одновременно влияющими на характеристики мониторинга; внешними помехами; объектом мониторинга; получаемой информацией и процессом ее первичной обработки; эксплуатационными и стоимостными факторами лидара и носителя. На основе этих характеристик сделан предварительный сравнительный анализ лидарного мониторинга, проводимого с двух видов носителей, рассмотрены их первостепенные недостатки и преимущества при согласованной технологии мониторинга.

ВВЕДЕНИЕ

Размещение лидаров на авиационных или космических платформах-носителях в значительной степени расширяет пространственные границы мониторинга профилей атмосферных и гидросферных параметров, а также характеристик подстилающей поверхности (ПП). Самолетный лидарный мониторинг атмосферы, гидросферы и ПП активно ведется с 1970-х гг. [1, 5, 7, 16, 22], а первые космические лидарные эксперименты, носившие в основном технологический характер, выполнены в 1994—1998 гг. [3, 19, 24]. Сканирование направлением зондирования на подвижном носителе позволяет дополнительно расширить пространственные масштабы мониторинга [18].

На основании опыта, полученного при создании самолетных [1] и космических [10] лидарных систем и их последующей эксплуатации [3, 14], предложены характеристики технологий обеих видов мониторинга, которые могут быть использованы в качестве оценочных критериев при выборе оптимального варианта.

СРАВНИТЕЛЬНЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ДВУХ ВИДОВ ЛИДАРНОГО МОНИТОРИНГА

При лидарном мониторинге с борта авианосителя или космического аппарата (КА) могут в принципе контролироваться следующие параметры зондируемых сред: высотные профили аэрозольных и газовых загрязнений в атмосфере, параметры облаков и туманов, термодинамические параметры атмосферы, скорость и направление ветра, альбено поверхности, растительность и загрязнение на поверхности почвы, загрязнения на водной поверхности, параметры верхнего слоя океана, глубина прибрежного шельфа и другие [5, 7—9, 12, 16, 22]. Мониторинг перечисленных параметров основан на использовании различных эффектов взаимодействия лазерного излучения с веществом [12] и не может реализовываться с помощью одного лидара, каким бы многофункциональным он не был. Созданные до настоящего времени образцы авиационных и космических лидаров решали задачи мониторинга ограниченного круга параметров.

Имеется ряд общих и отличительных признаков

Таблица 1. Сравнительные характеристики технологий авиационного и космического лидарного мониторинга

Характеристика	Носитель (платформа)	
	Авианоситель	Космический аппарат
1.1. Высота полета, H	20...20000 м	150...450 км
1.2. Длительность полета, T	несколько часов	несколько суток — несколько лет
1.3. Длина трассы, L	до 10000 км	в принципе не ограничена
1.4. Скорость полета, V	0...250 м/с	~7.8 км/с
1.5. Наблюдаемые участки атмосферы, гидросфера или ПП	заранее задаются для траектории полета	определяются детерминированной траекторией орбиты
2.1. Энергетический потенциал лидара	может быть невысоким	должен быть значительным
2.2. Метод зондирования, основанный на эффектах:	1) упругое рассеяние: аэрозольное, молекулярное; 2) дифференциальное рассеяние-поглощение; 3) неупругое рассеяние: флуоресценция, комбинационное рассеяние	1) упругое рассеяние: аэрозольное; 2) дифференциальное рассеяние-поглощение; 3) неупругое рассеяние: флуоресценция
3.1. Площадь наблюдаемой территории	определяется траекторией полета	определяется траекторией орбиты
3.2. Разрешающая способность в среде или на ПП	и параметрами сканирования	и параметрами сканирования
3.3. Пространственно-временная привязка результатов измерений (паспортизация)	определяется параметрами полета, частотами сканирования и зондирования	определяется параметрами орбиты, частотами сканирования и зондирования
4.1. Влияние облачности	определяется навигационным оборудованием самолета	определяется баллистическими расчетами траектории орбиты
4.2. Влияние фоновых излучений	может быть исключено за счет снижения высоты полета	препятствует зондированию объектов ниже облачного слоя
	может быть уменьшено	снижается только на теневой стороне Земли
5.1. Объекты мониторинга	регионального масштаба	глобального масштаба
6.1. Получение данных	возможно в течение всего полета	определяется ресурсом работы лидара и энергетикой КА
6.2. Накопление данных	на бортовом компьютере, входящем в комплект лидара	на бортовом компьютере, входящем в комплект лидара
6.3. Обработка данных	частично на борту, полностью на Земле	передача полученной информации по каналу РТС, обработка на Земле
7.1. Техническое обслуживание, ремонтопригодность	в межполетный период	возможно на пилотируемом КА
7.2. Стоимость эксперимента	определяется стоимостью рейса носителя и амортизацией лидара	определяется стоимостью лидара и амортизацией КА

Таблица 2. Платформы-носители для авиационного и космического лидарного мониторинга

Авиационные	Космические
различные типы самолетов вертолет дирижабль	пилотируемая орбитальная станция пилотируемый «Shuttle», «Буран» автоматический КА

в технологиях лазерного зондирования, проводимого с борта авианосителя или КА. Анализируемые характеристики лидарного мониторинга будем разделять по признакам (табл. 1), которые определяются: 1) параметрами применяемого носителя;

2) параметрами лидара и используемыми эффектами взаимодействия лазерного излучения со средой; 3) свойствами носителя и лидара, влияющими одновременно на технологию мониторинга; 4) внешними помехами; 5) объектами мониторинга; 6) получаемой информацией и процессом ее первичной обработки; 7) эксплуатационными и стоимостными факторами лидара и носителя.

ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРНОЙ ПЛАТФОРМЫ-НОСИТЕЛЯ

Основные виды и типы платформ для размещения лидара представлены в табл. 2.

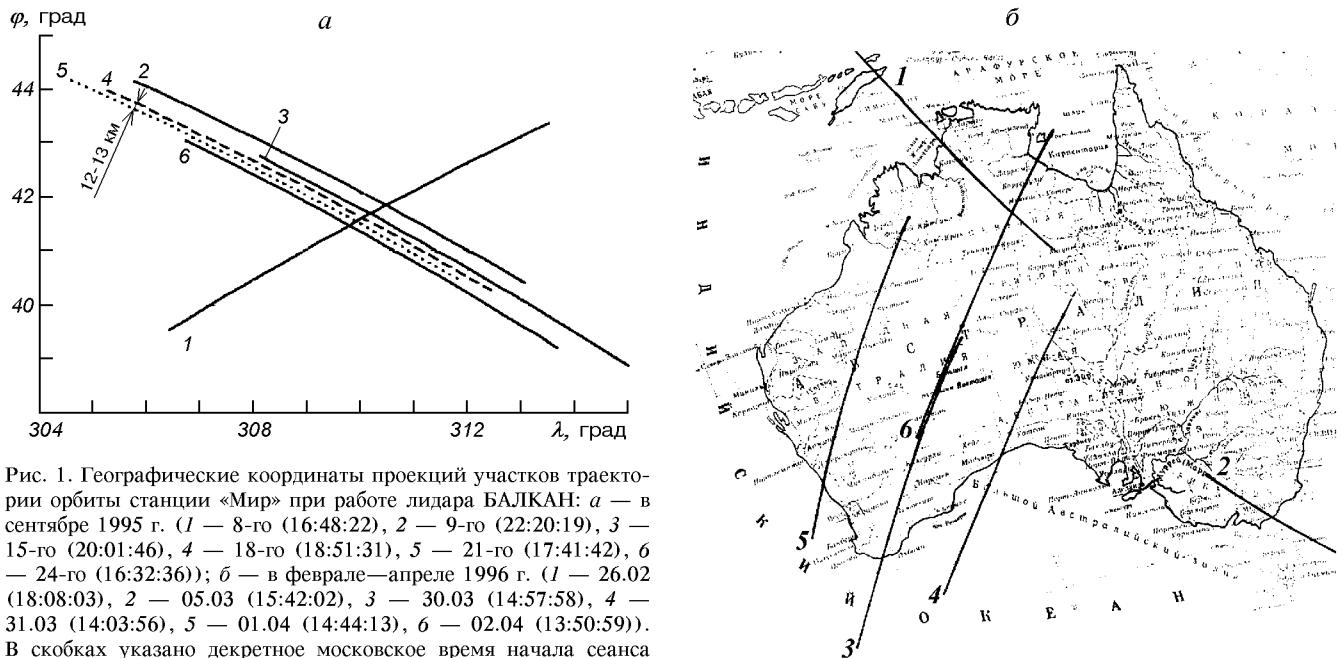


Рис. 1. Географические координаты проекций участков траектории орбиты станции «Мир» при работе лидара БАЛКАН: а — в сентябре 1995 г. (1 — 8-го (16:48:22), 2 — 9-го (22:20:19), 3 — 15-го (20:01:46), 4 — 18-го (18:51:31), 5 — 21-го (17:41:42), 6 — 24-го (16:32:36)); б — в феврале—апреле 1996 г. (1 — 26.02 (18:08:03), 2 — 05.03 (15:42:02), 3 — 30.03 (14:57:58), 4 — 31.03 (14:03:56), 5 — 01.04 (14:44:13), 6 — 02.04 (13:50:59)). В скобках указано декретное московское время начала сеанса зондирования (час:мин:с)

Параметрами носителя определяются такие характеристики мониторинга, как высота полета H , возможные длина трассы L и длительность полета T . При этом для авиационного носителя две первые характеристики зависят от его вида: тип самолета, вертолет или дирижабль, а характеристики L и T взаимосвязаны через скорость полета V . Для авиационного мониторинга является характерным, что во время полета величина H может изменяться в кратном интервале даже для одного типа носителя. Кроме того, носители типа вертолета или дирижабля могут обеспечить детальный мониторинг локального объекта в необходимых местах вдоль трассы полета за счет зависания над заданной точкой.

При проведении космического мониторинга используемые типы КА, за исключением «Shuttle» или «Бурана», движутся по орбите, средняя высота которой в общем случае уменьшается с течением времени из-за аэродинамического торможения. Поскольку траектории движения КА детерминированы, для космического мониторинга важны следующие параметры орбиты: угол наклона к плоскости экватора (определяет географическую широту охватываемых областей), период обращения вокруг Земли (зависит от высоты орбиты) и эксцентриситет (влияет на величину эхосигналов на различных участках орбиты из-за изменения высоты полета). Для исключения влияния последнего фактора желательно иметь траекторию орбиты, близкую к круговой. При высотах полета, указанных в

табл. 1, период обращения КА составляет около 90 мин.

Существенные различия технологий лидарного мониторинга для двух рассматриваемых видов носителей заключаются в том, что авиационный мониторинг может проводиться на любой территории по любым направлениям в необходимое время, а территория космического мониторинга жестко связана с детерминированной траекторией орбиты КА. Таким образом, при космическом мониторинге без сканирования направлением оптической оси лидара заданные области могут контролироваться только в определенные дни в ограниченные интервалы времени [2, 6].

Для примера на рис. 1 показаны проекции на земную поверхность участков траектории орбитальной станции «Мир» во время проведения сеансов зондирования лидаром БАЛКАН. При выполнении экспериментов над районом Северной Атлантики, где подспутниковые наблюдения проводились с борта НИС «Мстислав Келдыш» [3, 11], участки проекций траекторий оказывались наиболее близкими через 46 витков (≈ 71 ч) и при этом последовательно смешались на юго-запад (примерно на 0.28° по долготе и 0.14° по широте), что составляло 12–13 км на поверхности (рис. 1, а). В сеансах над территорией Австралии близкие участки проекций траекторий (на восходящих витках орбиты от 30° до 24° ю. ш.) также приходились на окончание третьих суток (проекции 3 и 6 на рис. 1, б) с

примерно одинаковым смещением по широте и долготе в 0.05° , что соответствовало расстоянию в 3÷4 км между проекциями. Таким образом, при угле расходимости зондирующего луча космического лидара, составляющем доли миллирадиан [10], без отклонения оптической оси лидара от плоскости орбиты на заданный угол повторный лидарный мониторинг локальных объектов на последующих витках с борта КА невозможен. Однако отклонение угла зондирования от надира приводит к увеличению наклонной дальности и дополнительному ослаблению лидарного сигнала [17, 21].

Любой из рассмотренных видов носителей должен обеспечивать необходимое энергопотребление лидара для электропитания, охлаждения и других эксплуатационных нужд, а при размещении приемопередатчика лидара внутри герметизированных отсеков — иметь иллюминатор соответствующего размера, в который вписываются габариты передающей и приемной апертур. Для целей авиационного лидарного мониторинга наиболее подходящим является самолет-аэрофотосъемщик типа АН-30 [14].

ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРА И ИСПОЛЬЗУЕМЫЕ ЭФФЕКТЫ РАССЕЯНИЯ

Параметры лидара, применяемого для мониторинга, и используемый метод регистрации эффектов взаимодействия лазерного излучения с веществом [12] (см. табл. 1) определяют возможный перечень контролируемых параметров зондируемых сред, которые были представлены выше. Поскольку для авиационного лидара объекты исследования находятся на расстояниях, не превышающих нескольких километров, его энергетический потенциал $P = P_0 A K S$, где P_0 — мощность лазерного импульса, A , K — площадь и коэффициент пропускания приемного объектива, S — чувствительность фотодетектора, может не превышать потенциал аналогичного наземного мобильного лидара. Однако энергетический потенциал космического лидара должен быть по крайней мере на четыре порядка выше, чем авиационного из-за существенного различия высот полета. Это требует увеличения энергопотребления лидара и его массово-габаритных характеристик, что не всегда приемлемо для конкретного типа КА, предполагаемого к использованию. По этой же причине многие эффекты взаимодействия, рассмотренные в работе [5] для авиационного лидарного мониторинга, не могут быть реализованы при космическом мониторинге из-за малого значения поперечного сечения рассеяния и

соответственно малой величины эхосигнала. К таким видам взаимодействия относятся рэлеевское рассеяние и комбинационное рассеяние на молекулах газов.

Параметрами лидара определяется пространственное разрешение вдоль трассы распространения лазерного луча. Оно зависит от длительности лазерного импульса τ_0 , режима работы и частотных характеристик фотодетектора и электронного регистратора эхосигнала (временной дискрет АЦП или длительность строба счетчика фотонов) [12]. Другими параметрами лидара, также влияющими на пространственное разрешение, являются необходимость зондирующего излучения θ_0 , которая определяет угловое разрешение в рассеивающей среде или площадное — на поверхности, и частота посылок зондирующих импульсов f_u .

СОВМЕСТНЫЕ ПАРАМЕТРЫ ЛИДАРА И НОСИТЕЛЯ

Отличительная особенность авиационного или космического лидарного мониторинга от наземного связана с тем, что лидар, установленный на подвижном носителе, перемещается совместно с ним относительно поверхности, привязанной обычно к какой-либо точке Земли. Некоторые возможные траектории движения при проведении самолетного

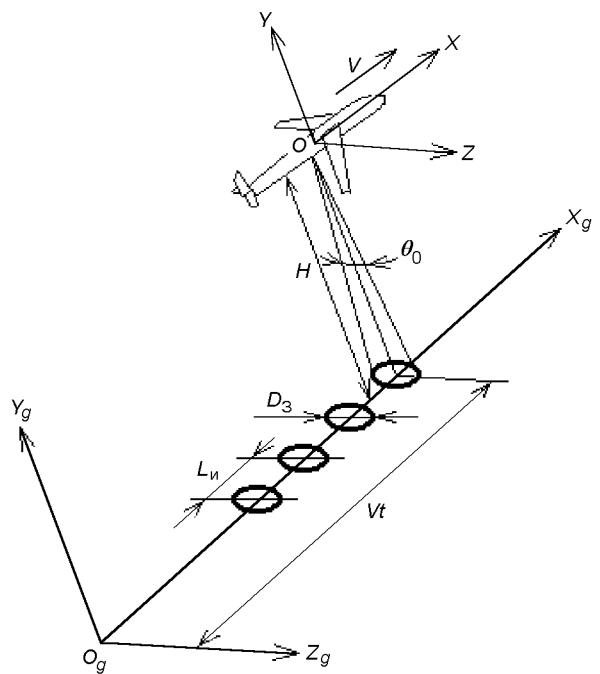


Рис. 2. Системы координат при полете самолета и параметры зондирования ($q > 1$)

мониторинга рассмотрены в работах [4, 15]. На рис. 2 показано движение связанной системы координат (ССК) $OXYZ$ носителя, центр O которой располагается в его центре масс, относительно базовой системы координат (БСК) $O_gX_gY_gZ_g$. Центр O_g последней расположен на поверхности Земли. Положение оптической оси лидара (направление зондирования) задается в ССК носителя и затем, с учетом параметров движения последнего, определяется в БСК. Используя навигационное оборудование самолета, определяющее его пространственно-временное положение в геодезической системе координат, т. е. в БСК, можно осуществить привязку точек зондирования (траектории движения оптической оси лидара) к географическим координатам.

При неизменном направлении сканирования и при равномерном движении носителя диаметр лазерного пятна на поверхности Земли или облака равен $D_3 = H\theta_0$, а расстояние между центрами соседних пятен L_u (пространственный период зондирования в БСК) определяется скоростью полета V и частотой f_u : $L_u = V/f_u$. Коэффициент распределения q лазерных пятен вдоль траектории перемещения оптической оси лидара

$$q = L_u/D_3 = V/(H\theta_0 f_u) \quad (1)$$

определяет площадное разрешение при авиационно-космическом мониторинге. Для примера на рис. 3 представлен ряд зависимостей, из которых можно определить необходимые значения частот посылок для характерных параметров мониторинга,

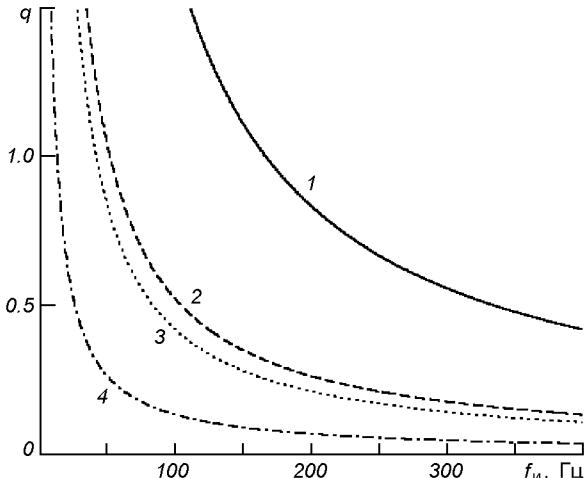


Рис. 3. Зависимость коэффициента q от частоты посылок f_u при различных параметрах мониторинга: авиационный ($V = 250$ м/с, $H = 3000$ м, 1 — $\theta_0 = 0.5$ мрад, 2 — 2 мрад); космический ($V = 7800$ м/с, $H = 3 \cdot 10^6$ м, 3 — $\theta_0 = 0.5$ мрад, 4 — 2 мрад)

которые соответствуют перекрытию лазерных пятен на исследуемой поверхности ($q < 1$).

Сканирование направлением зондирования расширяет площадь, охватываемую при авиационно-космическом мониторинге. При этом определяющими параметрами являются: частота сканирования, максимальный угол отклонения оптической оси лидара от надира, вид сканирования в ССК (в плоскости или по образующей конуса) [18]. При одинаковом угле расходимости лазерного излучения θ_0 лидар, размещаемый на авиационном носителе, в связи с малыми высотами полета имеет на два порядка меньшее значение размера пятна D_3 и обладает более высокой пространственной разрешающей способностью на поверхности Земли или облака по сравнению с космическим лидаром.

Имеется ряд негативных моментов применения сканирования направлением оптической оси лидара. Во-первых, увеличивается дальность до наблюдаемого объекта $D = H/\cos\gamma$, где γ — угол отклонения оптической оси лидара от надира. Во-вторых, при наклонном падении уменьшается значение коэффициента отражения от подстилающей поверхности [21]. Все это приводит к дополнительному уменьшению величины эхосигнала, что особенно сказывается на результатах космического лидарного мониторинга [3]. В-третьих, при невысоких частотах f_u за счет сканирования плотность распределения лазерных пятен на поверхности Земли или облака уменьшается.

На рис. 4 показаны расчетные параметры движения КА, ориентации оптической оси лидара в БСК и зондируемых участков на земной поверхности. В космической баллистике в основном используются две БСК — инерциальная с центром координат O_u в центре Земли и орбитальная $O_0X_0Y_0Z_0$, центр которой O_0 располагается в центре масс КА [13, 20]. Там же располагается центр ССК КА, а оси ССК ориентируются вдоль основных направлений КА. Опыт эксплуатации лидара БАЛКАН [17] показал, что даже при ориентации ССК КА в орбитальной БСК траектория движения оптической оси лидара по поверхности Земли в общем случае не совпадает с проекцией траектории орбиты. Это обусловлено погрешностями в определении ориентации оптической оси лидара относительно осей ССК КА, ошибками задания ориентации ССК в БСК, флюктуацией осей ССК КА в полете. Имеющиеся в Центре управления полетом баллистические программы обеспечивают вычисление текущих расчетных значений: высоты орбиты КА над уровнем океана $H_p(t)$ с учетом формы геоида, географических координат подспутниковой точки A — дол-

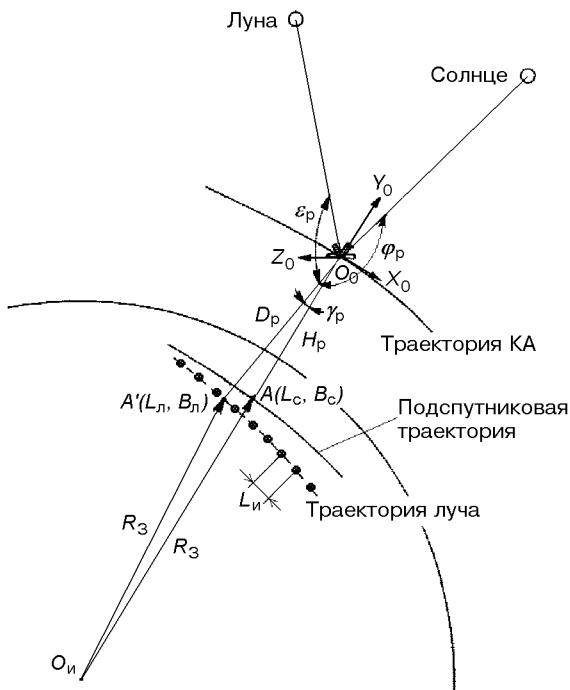


Рис. 4. Параметры орбиты КА и ориентации оптической оси лидара, R_3 — радиус Земли

готы $L_c(t)$ и широты $B_c(t)$, наклонной дальности $D_p(t)$ до уровня океана для расчетного значения угла γ_p между оптической осью лидара и надиром, географических координат точки пересечения оси лидара с поверхностью Земли на уровне океана — $L_n(t)$ и $B_n(t)$, углов между направлением зондирования и направлениями на Солнце $\varphi_p(t)$ и на Луну $\varepsilon_p(t)$. Эти данные позволяют оценивать влияние внешних воздействий при проведении эксперимента. Для проведения лидарного космического мониторинга оптимальной является ориентация осей ССК КА в орбитальной БСК, при которой оптическая ось лидара в отсутствии сканирования направляется в надир как на освещенной, так и на теневой стороне Земли [2, 3].

По условиям локации однозначная интерпретация результатов зондирования налагает ограничения на частоту посылок:

$$f_{\text{и max}} \leq c/(2H) \quad (2)$$

и соответственно на минимально достижимое значение коэффициента распределения (без сканирования)

$$q_{\min} \geq 2V/c\theta_0. \quad (3)$$

При сканировании направлением зондирования скорость V перемещения лазерного пятна на поверх-

ности, входящая в соотношение (1), является функцией времени и определяется модулем суммы векторов скорости носителя и линейной скорости перемещения луча на поверхности. Последняя определяется видом сканирования в неподвижной системе координат. Поэтому при сканировании направлением зондирования распределение лазерных пятен на поверхности не равномерно, что особенно проявляется при малой частоте посылок f_{i} [18].

Оценки по соотношениям (2) и (3) показывают, что для высоты КА $H = 300$ км достигаются значения $f_{\text{i max}} \leq 500$ Гц и $q_{\min} \approx 5.2 \cdot 10^{-5}/\theta_0$, т. е. частота $f_{\text{i max}}$ даже при малой расходимости излучения $\theta_0 = 0.15$ мрад обеспечивает перекрытие пятен. Однако следует учитывать, что лазеры, подходящие по энергетике для авиационно-космического мониторинга, за исключением лазеров с диодной накачкой, имеют значение f_{i} , не превышающее десятков герц, поэтому реально достижимые значения q будут выше, особенно при самолетном мониторинге. Из рис. 3 видно, что лидар с одинаковыми параметрами f_{i} и θ_0 , установленный на КА, обеспечивает меньшие значения q (т. е. более высокую плотность распределения лазерных пятен), чем при установке на самолет.

При размещении лидара на подвижном носителе возникают определенные сложности, связанные с точной пространственно-временной привязкой результатов измерений, особенно при мониторинге локальных объектов. Это связано с тем, что измерения проводятся в ССК и текущем времени носителя, а затем переносятся в какую-либо базовую систему координат, связанную с географической системой координат [17]. При космическом мониторинге временная погрешность 0.5 с приводит к пространственной погрешности привязки около 3.9 км. Кроме того, при авиационно-космическом мониторинге нет возможности получать достаточные выборки за счет зондирования локального объекта несколькими лазерными импульсами, за исключением случаев специального сканирования оптической оси лидара вдоль трассы полета [18].

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНИХ ПОМЕХ

Из факторов внешних помех наибольшее влияние на условия мониторинга и получаемые результаты оказывают: наличие полей облачности, излучение наземных источников и рассеянное фоновое излучение, в том числе Солнца и Луны.

Поля облачности, если они не являются объектом исследования, при авиационном мониторинге приземной атмосферы, гидросферы и ПП, в принципе

могут быть обойдены носителем за счет снижения высоты полета. Для космического лидара поля сплошной плотной облачности препятствуют проведению мониторинга объектов на подспутниковой трассе, а повторный пролет КА над заданной территорией происходит, как отмечалось выше, только через несколько суток.

Прямое и рассеянное излучение мощных оптических источников в индустриальных центрах в ночное время оказывает влияние на результаты мониторинга, проводимого как с борта самолета, так и с борта КА, причем из-за малости расстояний для авиационного мониторинга это влияние проявляется в большей степени. Тем не менее, авиационный носитель может изменить траекторию полета, чтобы исключить территорию с большим уровнем фона.

При зондировании водной поверхности рассеянное фоновое излучение Солнца и Луны также влияет на выполняемые измерения. Так, для лидара БАЛКАН при работе на теневой стороне Земли при фазе Луны более 0.9 и угле ее места над горизонтом выше 30° несколько раз наблюдались ложные срабатывания от фоновых помех на участках подспутниковой трассы, соответствующих прибрежной океанической поверхности [3].

ОБЪЕКТЫ МОНИТОРИНГА

Возможные объекты исследований при авиационном или космическом лидарном мониторинге рассматривались в [5, 7–9, 12, 16, 22, 23] и были перечислены в начале статьи. Однако при современном состоянии развития элементов лидарной техники (дефицит достаточно мощных импульсных лазеров и чувствительных быстродействующих фотодетекторов в соответствующих длинах волн) не все методы лазерного зондирования могут быть реализованы при космическом мониторинге из-за малого потенциала лидара на больших расстояниях. Кроме того, не все лидарные методы, использующие регистрацию лидарных сигналов в режиме счета фотонов, применимы при авиационно-космическом мониторинге. Это связано с тем, что из-за движения носителя накопление фотонов в стробах будет происходить из пространственных объемов, находящихся на разных участках трассы полета (см. рис. 2, 4). При этом получаемые результаты могут быть однозначными только при горизонтальной однородности интервала зондируемой среды, из которой поступают рассеянные фотоны для накопления в стробе от нескольких десятков зондирующих импульсов. В общем случае необходимо наход-

дить оптимальные соотношения между частотой посылок зондирующих импульсов f_i , скоростью полета V и временем накопления сигнала в стробе t_b .

Если сравнивать объекты мониторинга по пространственным и временным масштабам, то космический лидарный мониторинг, в силу возможности повторного пролета над той же территорией только через несколько суток, подходит для наблюдения за медленно меняющимися параметрами объектов глобального масштаба. Авиационный лидарный мониторинг, охватываая территории регионального масштаба, является более оперативным и обеспечивает наблюдение за локальными объектами и их быстро изменяющимися характеристиками в течение необходимых интервалов времени.

Более подходящими объектами космического мониторинга являются крупномасштабные поля атмосферных и гидросферных параметров, измеряемые при сканировании направлением зондирования, как, например, поля ветра [23]. Вместе с тем применение сканирования требует для обеспечения той же площадной разрешающей способности увеличения частоты посылок f_i до сотен герц, что не всегда технически приемлемо для применяемого типа лазера или возможно только при значительном увеличении его энергопотребления.

ПОЛУЧАЕМАЯ ИНФОРМАЦИЯ И ЕЕ ОБРАБОТКА

Использование в современных лидарах компьютеров исключило проблемы, связанные с накоплением, обработкой и последующей архивацией больших массивов информации, получаемой в сеансах лазерного зондирования. Так, например, при работе фотодетектора лидара в токовом режиме и частоте выборок 8-разрядного АЦП, составляющей 100 МГц, объем одного файла информации, поступающей с трассы длиной 5 км, при посылке одного зондирующего импульса может достигать 30 Кбайт (с учетом паспортных данных измерения — его номера, текущего времени, трассы полета, направления зондирования и т. п.). Даже при частоте посылок $f_i = 10$ Гц и работе в течение часа объем накопленной информации по амплитудам эхосигналов составит порядка 1 Гбайта. При повышении частоты посылок или времени зондирования этот объем кратно увеличивается.

Такие большие объемы информации должны предполагать какие-либо предварительные алгоритмы ее обработки для сжатия. При этом желательно сохранять массивы оцифрованных дискретных выборок амплитуд сигналов $P(t_i)$, чтобы впоследствии имелась возможность проводить решение лидарного

уравнения по различным алгоритмам [5, 12] при камеральной обработке результатов измерений.

Режимы приема, накопления, обработки и архивации массивов информации, получаемых при самолетном мониторинге или с борта КА типа «Shuttle», примерно одинаковы. Единственное отличие для второго случая — бортовой накопитель должен иметь запоминающие устройства (ЗУ) с объемом памяти, превышающим 100 ГБайт, чтобы сохранять информацию, полученную в течение нескольких суток полета, если она не передается на Землю ежедневно по каналу радиотелеметрической связи (РТС).

При проведении мониторинга с борта долговременного КА необходимо первоначально накапливать массивы информации в промежуточном ЗУ, а затем передавать ее на Землю в сеансах РТС. При этом для повышения надежности передаваемые массивы должны быть продублированы, что приводит к увеличению объема передаваемой информации [10]. Кроме массивов информации о результатах мониторинга по каналу РТС необходимо также передавать телеметрическую информацию о техническом состоянии блоков лидара в процессе проведения сеансов измерений, чтобы однозначно интерпретировать получаемые результаты.

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЕ И СТОИМОСТНЫЕ ФАКТОРЫ

Как и все изделия авиационно-космической техники, лидар, устанавливаемый на борту соответствующего носителя, должен обладать высокой надежностью и быть устойчивым к широкому диапазону механических и климатических воздействий. Из эксплуатационных характеристик рассмотрим возможности управления работой лидара, его технического обслуживания и ремонтопригодность.

Необходима максимальная автоматизация режимов работы лидара даже при установке на самолет или пилотируемый КА. Управляющий компьютер должен иметь ряд программ с альтернативными режимами работы лидара (по частоте посылок f_i , длительности сеанса измерений, уровню мощности излучения лазера, чувствительности фотодетектора и т. п.). Установка этих режимов может осуществляться вручную оператором лидара (на самолете или пилотируемом КА), либо дистанционно по командам с Земли (на пилотируемом или автоматическом КА). Автоматизированный алгоритм управления режимами работы лидара должен предусматривать возможность ручной или дистанционной остановки конкретного режима измерения и перехода на другой режим.

Исходя из требований технического обслуживания и ремонтопригодности, предпочтительной является блочно-модульная конструкция лидара, что облегчает замену неисправных блоков. Особенно это относится к лидарам, устанавливаемым на пилотируемых носителях. Естественно, что техобслуживание и ремонт самолетного лидара проводится в период между полетами, за исключением случаев аварийного ремонта.

Высокая надежность космического лидара особенно, для автоматических КА, достигается путем горячего и холодного резервирования и дублирования малонадежных элементов. При этомключение резервных каналов должно производиться автоматически после самотестирования блоков лидара или по командам с Земли [10].

При авиационном мониторинге ресурс работы лидара в принципе неограничен, поскольку он может восстанавливаться в межполетный промежуток времени на Земле. Если мониторинг проводится с борта КА, работающего в автоматическом режиме, то лидар имеет ограниченный ресурс по числу импульсов зондирования, который определяется ресурсом лазера. При работе на пилотируемой станции ресурс может восстанавливаться путем замены модулей, имеющих ограниченный ресурс работы.

Стоимость авиационного лидарного мониторинга определяется: стоимостью рейса носителя, амортизацией лидара за время проведения сеанса измерений, затратами на организацию и проведение сеансов измерений и последующую обработку их результатов. Между полетами лидар может демонтироваться из самолета и использоваться для наземных измерений. Стоимость космического лидарного мониторинга намного выше, поскольку он требует специальной приспособленности космического носителя к эксплуатационным требованиям лидара. При размещении лидара на многофункциональном КА (типа орбитальной станции) стоимость проведения космического мониторинга снижается.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Предложенная группа оценочных характеристик, включающая параметры носителя и лидара, свойства объектов мониторинга и внешних помех, получаемые объемы информации и другие, позволяет провести качественную сравнительную оценку технологий авиационного и космического лидарного мониторинга, рассмотреть их первостепенные недостатки и преимущества. В дальнейшем в зависимости от задач, ставящихся перед лидерским мониторингом больших территорий, предложенные харак-

теристики могут рассматриваться в качестве первоначальных оценочных критериев при качественном и количественном сравнении двух анализируемых видов лидарного мониторинга.

Очевидно, что перечень возможных объектов космического лидарного мониторинга значительно меньше, чем у авиационного. В первую очередь это обусловлено малой величиной эхосигналов из-за большой высоты полета и детерминированностью орбиты КА, которая ограничивает пространственно-временные масштабы космического мониторинга отдельными территориями при приблизительной их повторяемости через несколько суток (без применения сканирования направления оптической оси лидара).

1. Абрамочкин А. И., Занин В. В., Пеннер И. Э. и др. Самолетные поляризационные лидары для исследования атмосферы и гидросфера // Оптика атмосферы.—1988.—1, № 2.—С. 92—96.
2. Балин Ю. С., Тихомиров А. А. Лазерное зондирование Земли из космоса. II. Методологические основы лидарных измерений с борта орбитальной станции // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1-2.—С. 26—33.
3. Балин Ю. С., Тихомиров А. А., Самойлова С. В. Предварительные результаты измерений параметров облаков и подстилающей поверхности лидаром «Балкан» // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 3.—С. 333—352.
4. Белан Б. Д. Самолетное экологическое зондирование атмосферы // Оптика атмосферы и океана.—1993.—6, № 2.—С. 205—222.
5. Бондур В. Г., Зубков Е. В. Лидарные методы дистанционного зондирования загрязнений верхнего слоя океана // Оптика атмосферы и океана.—2001.—14, № 2.—С. 142—155.
6. Дистанционное зондирование в метеорологии, океанографии и гидрологии: Пер. с англ. / Под ред. А. Крэнкелла. — М.: Мир, 1984.—535 с.
7. Захаров В. М., Костко О. К. Метеорологическая лазерная локация. — Л.: Гидрометеоиздат, 1977.—222 с.
8. Захаров В. М., Костко О. К., Бирич Л. Н. и др. Лазерное зондирование атмосферы из космоса. — Л.: Гидрометеоиздат, 1988.—216 с.
9. Зуев В. Е., Балин Ю. С., Зуев В. В. и др. Состояние и перспективы развития космических лидаров серии «Балкан» // Оптика атмосферы и океана.—1995.—8, № 12.—С. 1718—1726.
10. Зуев В. Е., Балин Ю. С., Тихомиров А. А. и др. Лазерное зондирование Земли из космоса. I. Российский лидар космического базирования БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1997.—3, № 1-2.—С. 16—25.
11. Коханенко Г. П., Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидарные исследования облачности над океаном // Оптика атмосферы и океана.—1996.—9, № 10.—С. 1399—1407.
12. Межерис Р. Лазерное дистанционное зондирование. — М.: Мир, 1987.—550 с.

13. Методика П24586-117. — НПО «Энергия», 1986.—Ч. 1, кн. 1.—48 с.
14. Панченко М. В., Белан Б. Д., Шаманаев В. С. Роль самолета-лаборатории ИОА СО РАН в изучении окружающей среды оз. Байкал // Оптика атмосферы и океана.—1997.—10, № 4-5.—С. 463—472.
15. Пеннер И. Э., Шаманаев В. С. Лидарные исследования высоты верхней границы облачности над океаном // Оптика атмосферы и океана.—1999.—12, № 12.—С. 1146—1151.
16. Самохвалов И. В., Шаманаев В. С. Самолетные лидары и их применение. — М., 1988.—38 с.—(Рукопись деп. в ВИНИТИ 29.03.88; № 2403-B88).
17. Тихомиров А. А. Результаты дальномерирования океанической поверхности космическим лидаром БАЛКАН // Космічна наука і технологія.—1999.—5, № 2/3.—С. 22—30.
18. Тихомиров А. А., Береснев А. В., Абрамочкин А. И. Сканер на основе врачающихся оптических клиньев и его возможности для самолетного лидара // Оптика атмосферы и океана.—2000.—13, № 4.—С. 333—352.
19. Тулинов Г. Ф., Мельников В. Е., Жидкова М. Б. и др. Космический лидар «Алиса» для орбитальной станции «Мир» // Инженерная экология.—1996.—№ 5.—С. 80—91.
20. Управление и навигация искусственных спутников Земли на околокруговых орbitах / М. Ф. Решетnev, А. А. Лебедев, В. А. Бартенев и др. — М: Машиностроение, 1988.—336 с.
21. Bufton J. L., Hoge F. E., Swift R. N. Airborne measurements of laser backscatter from the ocean surface // Appl. Opt.—1983.—22, N 17.—P. 2603—2618.
22. Penny M. F., Abbot R. H., Phillips D. M., et al. Airborne laser hydrography in Australia // Appl. Opt.—1983.—25, N 13.—P. 2046—2058.
23. Werner Ch., Brand B., Joachim E. F. Doppler on the space station // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 148—162.
24. Winker D. M., McCormick M. P. Observation of aerosol and clouds with LITE // Proc. SPIE.—1995.—2581.—P. 70—78.

COMPARATIVE PARAMETERS OF AIRBORNE AND SPACEBORNE LIDAR MONITORING TECHNOLOGIES

A. A. Tikhomirov

A number of parameters were suggested for comparing the potentialities of airborne and spaceborne lidar monitoring of the atmosphere, hydrosphere, and underlying surface. These parameters were grouped in accordance with the properties that are determined by: the characteristics of the carrier platform used; the lidar parameters; the characteristics of both lidar and carrier that simultaneously influence the monitoring parameters; the environment and background; the monitoring object; the information obtained and its preliminary processing; the operating characteristics and the cost of both the lidar and the carrier. On the basis of these parameters the qualitative comparative analysis of these two types of monitoring was carried out. Their merits and demerits were considered having in mind that both monitoring technologies correlate well.

УДК 620.179.16

Ю. Г. Безымянний¹, В. Г. Боровик¹, М. И. Галась²,
В. И. Трефилов¹, Г. А. Фролов¹

¹Інститут проблем матеріалознавства ім. І. М. Францевича, Київ

²Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Исследование возможностей ультразвукового
контроля элементов двигателя первой ступени
ракеты-носителя «Зенит».

2. Результаты ультразвуковой диагностики
дефектности двигателя

Надійшла до редакції 11.03.01

Розроблено принципи ультразвукової діагностики наявності проміжку у стику кінцевого зварного з'єднання на зібраному двигуні першого ступеня ракети-носія «Зеніт» та вибрано методи вимірювань діагностичних параметрів. Наведено методику їхньої реалізації на базі оригінального апаратного комплексу для ультразвукових вимірювань, а також результати експериментальних вимірювань вибраних діагностичних параметрів, що отримані на зразках, виготовлених з натуральних двигунів. Проведено аналіз отриманих результатів і показано принципову можливість вирішення поставленої задачі.

ПРИНЦИПЫ УЛЬТРАЗВУКОВОЙ ДИАГНОСТИКИ
СОСТОЯНИЯ ЗАЗОРА В СТЫКЕ СВАРОЧНОГО
СОЕДИНЕНИЯ «ГАЗОГЕНЕРАТОР — ПРОСТАВКА
ТУРБИНЫ»

Ранее [2] были установлены три группы диагностических параметров, изменение величин которых свидетельствуют о наличии дефектов в двигателе. Однако знание диагностических параметров еще не достаточно для решения поставленной задачи. Кроме этого, необходимо правильно выбрать условия (параметры) возбуждения ультразвуковых колебаний и прозвучивания контролируемого участка, а также снять полезную информацию. Анализ общей постановки задачи и физической модели объекта контроля в ее акустической интерпретации позволяет перейти к принципам практической реализации измерений. При этом решающим для достижения цели является обеспечение максимальной чувствительности диагностического параметра к нали-

чию дефекта и сведение к минимуму дестабилизирующих этот параметр и не связанных с наличием дефекта факторов.

Максимальная чувствительность диагностического параметра обеспечивается путем формирования акустического поля на характерных частотах зондирующего сигнала: низких частотах (НЧ) для направляющего кольца в целом, высоких частотах (ВЧ) — для его элементов.

На высоких частотах для обеспечения этого условия при измерении выбранных диагностических параметров необходимо использовать импульсно-фазовые ультразвуковые методы (УЗ), методы неразрушающего контроля (НК) [5], а на низких — резонансные методы [4]. Поэтому для измерения скорости распространения упругой волны в направляющем кольце и анализе параметров волн, отраженных от элементов направляющего кольца, был выбран эхо-импульсный метод с высокой разрешающей способностью по фронту волны (малой по

сравнению со временем распространения волны между элементами направляющего кольца длительностью импульса упругих колебаний) [4]. При измерении фазы и амплитуды отраженной упругой волны был выбран метод интерференции импульсов [5], а при измерении параметров спектра собственных упругих колебаний — метод вынужденных колебаний [4]. Аппаратура для реализации эхо-импульсного метода должна обеспечивать: в излучении — возможность формирования зондирующего сигнала в виде периодической последовательности одиночных и парных радиоимпульсов с возможностью регулировки их параметров (период следования, длительность, частота заполнения, расстояние между импульсами) в широких пределах области средних частот УЗ-диапазона, а в приеме — измерение параметров амплитудно-фазовой структуры сигнала в соответствующих диапазонах частот и интервалах времени. При аппаратурной реализации метода вынужденных колебаний необходимо обеспечить: в излучении — возможность регулировки частоты зондирующего сигнала в широких пределах области низких частот УЗ-диапазона, а в приеме — измерение амплитуд и частот спектра.

Требования по обеспечению стабильности параметров АП в процессе интроскопии ОК могут быть сформулированы в соответствии с описанием акустического поля в контролируемом участке. Так, при минимизации дестабилизирующих факторов в одном изделии следует учесть исходное требование в постановке задачи: необходимость проведения НК без разборки двигателя. Это условие приводит к тому, что источники и приемники упругих колебаний должны располагаться на внешней поверхности контролируемого участка двигателя, а между источником и приемником колебаний, с одной стороны, и направляющим кольцом, с другой, должен находиться тот или иной участок газогенератора, при прохождении упругой волны которого изменение параметров акустического поля должно быть стабильным и прогнозируемым. Поэтому устранение дестабилизирующих факторов может быть достигнуто при выполнении трех основных условий: стабильности параметров источника упругих колебаний, однородности и стабильности акустических свойств материала, по которому проходит упругая волна от источника упругих колебаний до объекта контроля и от объекта до приемника колебаний и стабильности граничных условий вне объекта и в объекте контроля, если они не связаны с проявлением дефекта.

Так как для рассматриваемой модели фактором нестабильности акустического поля в контролируемом участке на пути к объекту контроля могут

служить сварной шов и околовшовные зоны в материале газогенератора и простоянки турбины, то их необходимо исключить при выборе пути прохождения упругих волн через газогенератор. На первом этапе исследований можно принять, что нестабильность граничных условий несущественно влияет на параметры акустического поля.

АППАРАТУРНО-МЕТОДИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ВЫБРАННЫХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ

Разработанные принципы неразрушающего УЗ-контроля были реализованы в лабораторных условиях на базе аппаратного измерительного комплекса, разработанного в Институте проблем материаловедения НАН Украины [1], а также специальной методики измерений.

Исходным условием решения поставленной задачи являлось обеспечение возможностей свободного доступа к местам ввода и снятия упругих колебаний и прозвучивания контрольного участка без разборки двигателя. Поэтому предлагаемые места для размещения УЗ-преобразователей были определены в результате осмотра двигателя, смонтированного на ракетоносителе. Было установлено, что УЗ-преобразователи могут быть расположены практически в любом месте наружной поверхности трубоподобной конструкции, включающей концевой сварной стык «газогенератор—проставка турбины». Однако анализ особенностей контролируемого элемента двигателя показал, что вести прозвучивание через сварной шов и вблизи него нецелесообразно. Во-первых, для сварного шва характерна неравномерность акустических характеристик; во-вторых, скорость волн зависит от напряженного состояния материала, и остаточные напряжения вблизи сварного шва вызовут неинформативные искажения картины акустического поля в исследуемой детали. Поскольку стабилизация факторов, не связанных с наличием дефекта, является критерием выбора мест ввода и приема упругих колебаний, то для ввода УЗ-импульсов и их приема были выбраны торцевые поверхности, смежные с $\text{Ø}D$ (рис. 1).

Учитывая тот факт, что объект контроля в контролируемом участке вполне локализован, для отработки методики УЗ-контроля из подлежащих контролю элементов натурного двигателя были вырезаны два вида образцов концевого сварного стыка. Первый представлял собой кольцо высотой 90 мм, а второй — полосу шириной 25 мм, вырезанную из образца первого вида вдоль образующей. С торцов T образцы были обточены на токарном станке. Для ввода и приема упругих колебаний использовалась

левая торцевая поверхность T (рис. 1). Изначально в образцах имелся зазор между направляющим кольцом и проставкой турбины (дефект отсутствовал). Наличие дефектов моделировалось введением в зазор усилием руки стального клина шириной 15 мм, имитирующего исчезновение зазора. Стабильность параметров источника упругих колебаний обеспечивалась выбором метрологических характеристик используемой изучающей аппаратуры и условиями стабилизации акустического контакта.

В работе исследовались две разновидности акустического поля: бегущая упругая волна и установившиеся упругие колебания. Используемая аппаратура позволила реализовать на высоких частотах эхо-импульсный метод прозвучивания в диапазоне частот 2—6 МГц, а на низких — метод вынужденных колебаний в диапазоне частот 100—500 кГц.

При измерениях в ВЧ-диапазоне скорости упругой волны длительность зондирующего радиоимпульса была выбрана меньше, чем время распространения упругой волны между элементами образца, дающими отражение сигнала, чтобы получить разрешение между временем их прихода и анализировать характеристики сигнала, отраженных от каждого элемента детали независимо.

При изменении фазы и амплитуды сигнала длительность зондирующего импульса была выбрана немного большей, чем время распространения упругой волны в направляющем кольце. При этом сигналы, отраженные от свободного торца кольца и от радиусов, образующих его заделку, накладывались друг на друга (суммировались), а суммарное акустическое поле в месте приемного преобразователя определялось, кроме состояния торца, моментом времени и волновыми расстояниями между отражающими поверхностями, что позволяло фиксировать изменение фазы сигнала. Для усиления эффекта эхо-сигналы от торцевой поверхности кольца сопоставлялись с эхо-сигналами от нечувствительных к наличию зазора поверхностей. При изменении частоты заполнения радиоимпульса в указанном диапазоне частот происходило изменение фазы, с которой эти сигналы приходят в приемный датчик, и наблюдались ряды частот, при которых эти сигналы полностью вычитаются, давая нулевую амплитуду сигнала, или складываются, давая максимальную амплитуду сигнала. Степень этого вычитания или сложения зависит от граничных условий на свободном торце кольца. Проводился анализ амплитудно-фазовой структуры эхо-сигнала как функции частоты заполнения зондирующих импульсов. Исследовалось влияние клина, который вводился в зазор, на уровень и фазу эхо-сигналов от отражающих элементов кольца.

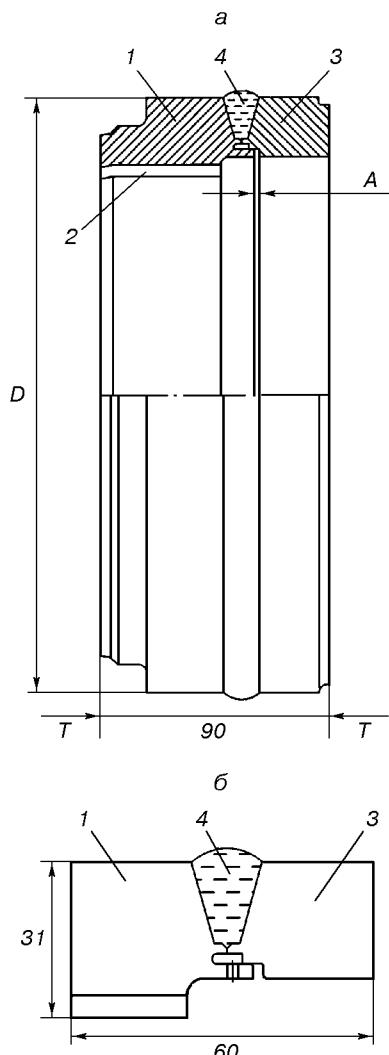


Рис. 1. Образцы для экспериментальных исследований: *а* — кольцевой образец, включающий концевой стык сварного соединения «газогенератор—проставка турбины»; *б* — элемент концевого стыка

При измерениях в НЧ-диапазоне исследовалась амплитуда упругих колебаний установившегося акустического поля как функции частоты упругих колебаний на поверхность направляющего кольца, в частности интерференционная картина акустического поля на частоте резонанса по высоте направляющего кольца, на которой упругие колебания на кольце имеют наибольшую амплитуду. При этом источник упругих колебаний устанавливался в произвольном месте на левом (рис. 1) торце T образца, а приемник перемещался по окружности торцевой поверхности, смежной с $\varnothing D$. Исследовалось влияние введения клина в зазор на уровень акустического поля в различных точках образца.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ

Основная задача экспериментальных исследований состояла в определении относительной чувствительности выбранных диагностических параметров к наличию дефекта и оценке возможности выявления информативных изменений этих параметров на фоне мешающих факторов.

В ВЧ-области экспериментально были выделены и идентифицированы сигналы от всех элементов направляющего кольца корпуса газогенератора (рис. 2), определены фазовые соотношения между ними, измерена скорость волны. По этим данным были рассчитаны собственные частоты продольных колебаний по толщине направляющего кольца. Установлено, что в этой области погрешность экспериментального определения собственных частот колебаний кольца не превышала 1 %, исключая отдельные аномальные зоны. При введении клина на всех частотах наблюдалось изменение фазы сигнала на 3 %, а вычитание (или суммирование) проходило не полностью. При этом изменение уровня эхо-сигнала достигало 40 %.

Результаты экспериментов на упругой ВЧ-волне представлены на рис. 3, а. По оси абсцисс отложена частота заполнения зондирующего радиоимпульса, а по оси ординат — амплитуда принимаемого сигнала. Отдельно нанесены точки, на которых суммы амплитуд двух отраженных сигналов (см.

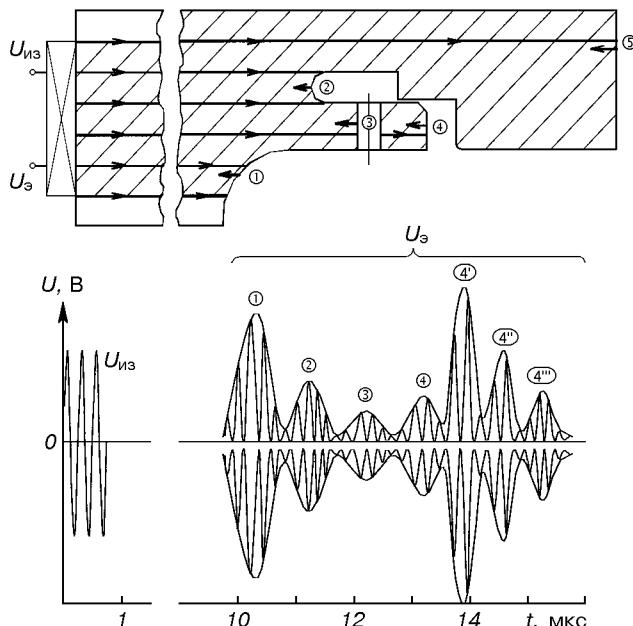


Рис. 2. Осциллограммы сигналов от элементов конца корпуса газогенератора

рис. 2, сигналы 3 и 4) достигают максимальных и минимальных значений при свободном и защемленном торце. На рис. 3, б показаны погрешности результатов измерений для случая синфазного суммирования сигналов при свободном торце.

Из приведенных зависимостей видно, что защемление торца направляющего кольца приводит к сдвигу фазы и изменению амплитуды отраженной УВ на всех исследованных частотах. При этом чувствительность каждого диагностического параметра к введению клина превышает погрешность его измерения.

В НЧ-области при свободном торце направляющего кольца, в зависимости от положения излучающего и приемного преобразователей на торце образца, легко фиксировались максимумы и минимумы амплитуды УК, что подтверждает интерференционный характер АП. Введение клина изменяло уровень принимаемого сигнала от 0 до 100 %.

ВЫВОДЫ

В результате феноменологического анализа и экспериментального исследований показано, что фаза и амплитуда бегущей упругой волны, отраженной от торца направляющего кольца, и распределение амплитуд в интерференционной картине уставившегося акустического поля могут быть использованы в качестве диагностических параметров на-

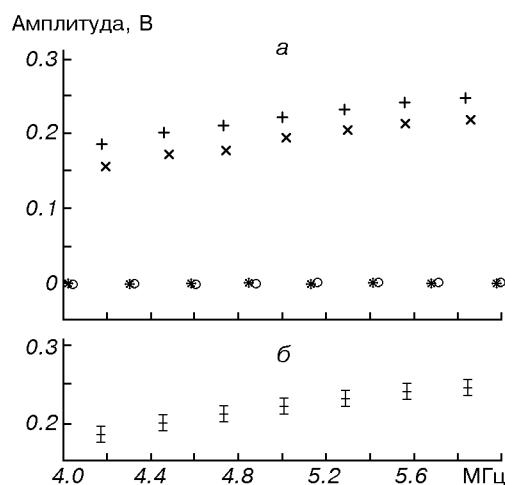


Рис. 3. Результаты экспериментов в высокочастотной области упругой волны: а — измеренные амплитуды (прямые крестики — синфазные сигналы, торец свободен; косые крестики — синфазные сигналы, торец защемлен; звездочки — контрфазные сигналы, торец свободен; кружки — контрфазные сигналы, торец защемлен); б — погрешности измерений для случая синфазного суммирования сигналов при свободном торце

личия зазора в стыке концевого сварного соединения «газогенератор—статор турбины», а сами эти параметры могут быть измерены на собранном двигателе. Таким образом, установлено, что как в низкочастотной, так и высокочастотной областях спектра акустический сигнал несет информацию о наличии зазора в стыке сварного соединения «газогенератор—статор турбины» и доказана принципиальная возможность использования ультразвуковых методов для неразрушающего контроля дефектности двигателя первой ступени ракетоносителя «Зенит» без его разборки.

На образцах, изготовленных из реального объекта, показано, что информативное изменение диагностических параметров превышает погрешность измерений за счет дестабилизирующих эти параметры факторов. При переходе к реальному объекту следует ожидать не только усиление маскирующего эффекта полезного сигнала (например, за счет усложнения условий ввода-приема упругих колебаний с поверхности газогенератора или разброса акустических свойств материалов от изделия к изделию), но и положительные эффекты.

Так как клин (вследствие своей формы) очень приближенно моделирует касание поверхностей направляющего кольца корпуса газогенератора и проставки статора турбины (соприкосновение поверхностей в одной-двух точках), то следует предположить, что в реальных условиях, при взаимодействии торцевой поверхности кольца с проставкой турбины, изменение диагностических параметров, обусловленное наличием дефекта, будет выражено значительно сильнее.

В области низких частот неодинаковая чувствительность по окружности образца связана с тем, что принимаемый сигнал является суммой сигнала от свободного торца направляющего кольца (полезного сигнала) и переотражений внутри образца (помехи). Значительный вклад в эти переотражения вносят плоско-параллельные торцевые поверхности экспериментального образца. Реальное изделие не имеет упомянутых плоско-параллельных поверхностей вблизи области контроля, и поэтому

уровень сигналов переотражения, маскирующих сигналы на собственных частотах колебаний по высоте кольца, будет значительно меньше, и их подавление возможно с помощью аппаратурных и методических приемов.

Полученные результаты были использованы при контроле торцевого зазора в соединении генератор—статор турбины на двигателе ракетоносителя «Зенит» [3].

1. Безымянный Ю. Г. Контроль за развивающимися дефектами методами измерений коэффициента затухания и скорости распространения ультразвука // Диагностика и прогнозирование разрушения сварных конструкций.—1986.—№ 2.—С. 42—48.
2. Безымянный Ю. Г., Боровик В. Г., Галась М. И., Трефилов В. И., Фролов Г. А. Исследование возможностей ультразвукового контроля элементов двигателя первой ступени ракетоносителя «Зенит». 1. Разработка физической модели объекта контроля // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 5/6.—С. 3—7.
3. Лантратов К., Антипов В. «Зенит» поднимает «Целину» // Новости космонавтики.—2000.—№ 4.—С. 17—19.
4. Неразрушающий контроль: В 5 кн. — М.: Высш. шк., 1991.—Кн. 2. Акустические методы контроля / Под ред. В. В. Сухорукова.—283 с.
5. Труэлл Р., Эльбаум Ч., Чик Б. Ультразвуковые методы в физике твердого тела. — М.: Мир, 1972.—238 с.

FEASIBILITY OF THE ULTRASOUND CHECKING OF THE FIRST-STAGE ENGINE OF THE ZENITH ROCKET CARRIER. 2. RESULTS OF THE ULTRASOUND DIAGNOSTICS OF THE ENGINE DEFECTIVENESS

Yu. G. Bezemyannyi, V. G. Borovik, M. I. Galas,
V. I. Trefilov, and G. A. Frolov

We investigate the possibility revealing a gap in the juncture of the terminal welding junction on the assembled first-stage engine of the Zenith rocket carrier by the non-destructive ultrasound checking methods. Principles of ultrasound diagnostics were developed, and methods for measuring the diagnostic parameters were selected. A technique for their realization based on an original apparatus complex for ultrasound measurements is described, as well as some results of the experimental measurements of selected diagnostic parameters which were obtained on samples produced of full-size engines. The analysis of the results obtained shows that the task set can be solved in principle.

УДК 629.782

Б. М. Рассамакин¹, В. А. Рогачев¹, В. И. Хоминич¹,
Ю. В. Петров², С. М. Хайнасов¹

¹Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

²Державне конструкторське бюро «Південне» ім. М. К. Янгеля, Дніпропетровськ

Экспериментальное моделирование малогабаритных космических тепловых потоков. ТВК-2.5
тепловых режимов и их внешних тепловых потоков.

I. Термовакуумная установка ТВК-2.5

Надійшла до редакції 11.07.01

Подаются основные принципы экспериментального моделирования тепловых режимов космических аппаратов в наземных установках. Описано модельную установку ТВК-2.5, ее засобів і систем вимірювань, методик, створених в Національному технічному університеті України «Київський політехнічний інститут» і призначених для термовакуумных випробувань малогабаритных космических аппаратов.

С развитием космической техники особое значение приобретает проблема обеспечения надежности и повышения срока активного существования (САС) космических аппаратов (КА). Одним из основных факторов, определяющих надежность и долговечность КА, является создание температурных условий, благоприятных для работы аппаратуры. Современная бортовая электронная аппаратура, как правило, работает в ограниченном температурном диапазоне. Отклонение температуры от допустимых пределов может привести к изменению электрических характеристик аппаратуры, снижению ее ресурса и к различным функциональным нарушениям. Например, повышение на 10...20 К температуры электронных блоков может на порядок увеличить частоту отказов их элементов. Таким образом, обеспечение оптимального теплового режима КА и его наиболее ответственных систем представляет собой актуальную научно-техническую задачу.

Тепловые взаимодействия КА с внешними источниками теплоты и космическим пространством изучены достаточно хорошо и определяются расчетны-

ми методиками с относительно высокой степенью точности. Однако достоверная информация о внутренних тепловых связях электронных приборов между собой и элементами конструкции КА может быть получена в основном только экспериментальным путем. Поэтому изучение сложных процессов теплообмена КА должно обеспечиваться гармоничным сочетанием методов расчетно-теоретического анализа и наземной экспериментальной отработки КА в моделирующей установке, поскольку зачастую ни один из этих подходов в чистом виде не может полностью гарантировать адекватного отображения процессов, имеющих место в натурных условиях [2, 3, 5].

В настоящее время общепринятым считается [1, 4], что для полного исследования теплового режима КА в наземной экспериментальной установке достаточно воспроизвести следующие основные факторы космического пространства: высокий вакуум, излучение от Солнца и планет, температуру и степень черноты космического пространства.

На основе указанных выше требований в НТУУ

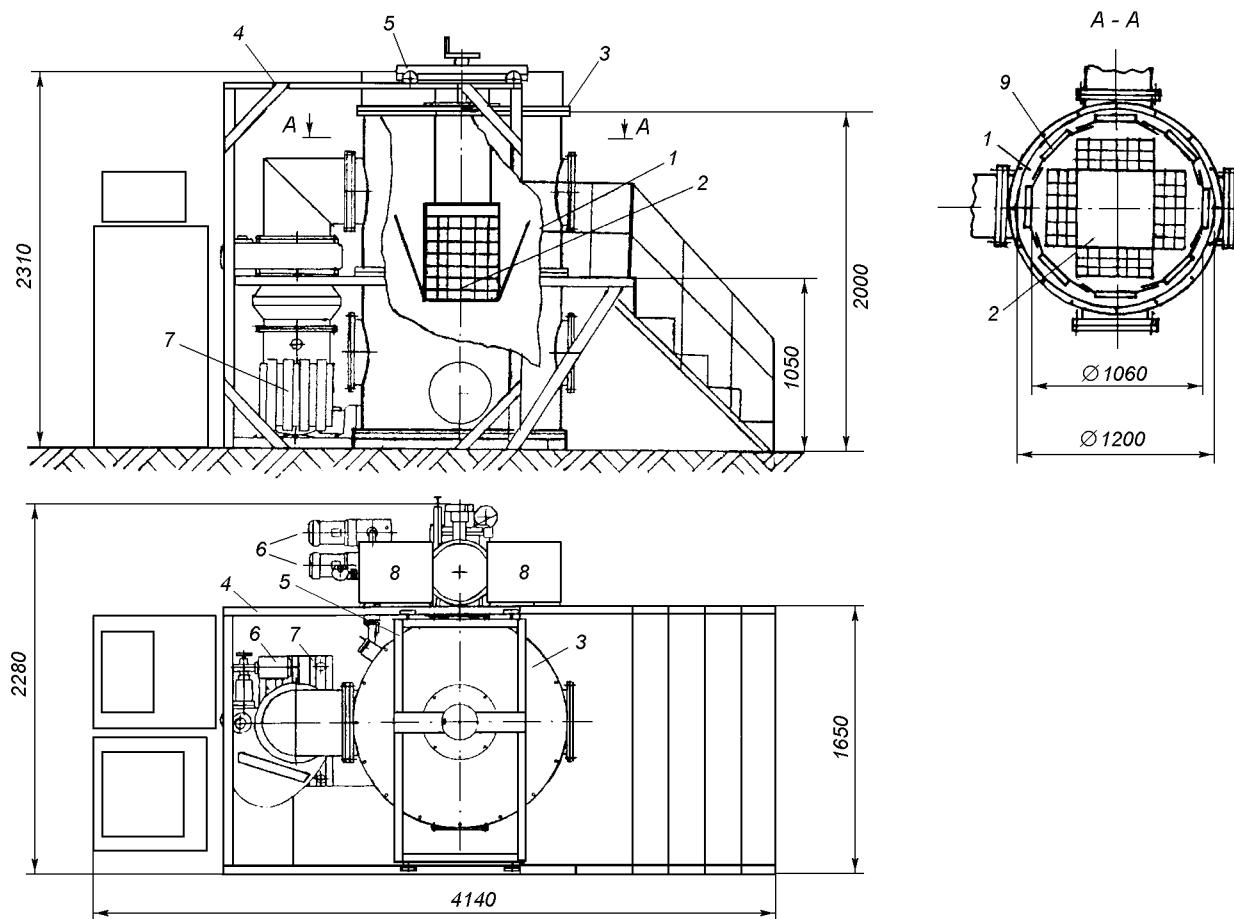


Рис. 1. Схема моделирующей установки ТВК-2.5: 1 — вакуумная камера, 2 — КА, 3 — верхняя крышка, 4 — рама, 5 — тележка, 6 — насос форвакуумный, 7 — насос турбомолекулярный, 8 — насос магниторазрядный, 9 — криопанели

КПИ разработан и создан экспериментальный стенд ТВК-2.5 для тепловакуумных испытаний малогабаритных КА. Схематическое устройство и некоторые конструктивные особенности моделирующей установки представлены на рис. 1.

Вакуумная камера 1 установки представляет собой цилиндр диаметром 1.2 м и высотой 2.0 м из нержавеющей стали. Загрузка объекта испытаний 2 производится через верхнюю крышку 3 камеры, снабженную подъемно-поворотным механизмом, перемещающуюся по раме с направляющими 4 с помощью тележки 5. Полезный рабочий объем

камеры составляет 2.2 м^3 .

Условия, моделирующие глубокий вакуум, обеспечивает вакуумная система, которая включает две подсистемы: предварительную и основную, создающих различную степень остаточного давления в камере. Форвакуумная подсистема включает три механических насоса 6 типа 2НВР-5ДМ с быстрой откачки $5 \text{ дм}^3/\text{с}$ каждый и позволяет получить в камере давление 0.01 Торр^* . Дальнейшее уменьшение давления в камере осуществляется высоковакуумными насосами: турбомолекулярным ТМН-500 (7) и двумя магниторазрядными НМД-0.4-1

* 1 Торр ($= 1 \text{ мм рт. ст.}$) $= 133.322 \text{ Па}$

(8). Применение в системе жидкостно-азотных ловушек уменьшает или предотвращает наличие паров органических веществ в камере. Контроль за величиной давления в рабочем объеме осуществляется вакуумметром ВИТ-3М с преобразователями типа ПМТ-2, ПМИ-2. Предельно достижимый вакуум в камере составляет $5 \cdot 10^{-6}$ Торр. Теоретическое обоснование выбора средств откачки данной установки базируется на известных методах расчета газового потока из рабочего и исследуемого объемов. Критерием правильности такого расчета является соответствие расчетного и экспериментально полученного в камере остаточного давления.

Криогенная система установки применяется с целью моделирования полного поглощения имитируемым космическим пространством теплового излучения объекта. Конструктивно криосистема выполнена из отдельных алюминиевых криопанелей 10 — верхней, нижней и восьми боковых, охлаждаемых жидким азотом, расположенных внутри вакуумной камеры и полностью окружающих испытуемый КА. Единичная боковая криопанель представляет собой замкнутую по периметру заливную квадратную алюминиевую трубу, к поверхности которой приварены три алюминиевые пластины. Каждая из панелей имеет верхний и нижний штуцеры, соединяющие их с кольцевым разъемным и отводящим коллекторами. Для обеспечения наилучшего моделирования «черного» космоса, лицевая часть плоских криопанелей покрыта терморегулирующей черной эмалью АК-512 с коэффициентом поглощения солнечного излучения $A_s \geq 0.93$. Поверхности панелей, обращенные к стенкам вакуумной камеры, обладают относительно высокой отражательной способностью и имеют степень черноты $\varepsilon \leq 0.2$.

Для подачи жидкого азота в криоэкранны используется азотный питатель нагревательного типа АП -4 с регулирующей аппаратурой, устанавливаемый на стандартный сосуд Дьюара СК-40. Предусмотрена также прокачка азота с помощью наддува от компрессора. Заполнение рабочего объема криоэкранны азотом производится через нижнюю криопанель, расположенную первой по ходу движения азота. Система азотоснабжения является коллекторно-одноконтурной заливной, с поднятым выше уровня криоэкранных сосуда Дьюара. Снятие тепловой нагрузки с криоэкранны осуществляется отводом теплоты путем саморегулируемого кипения жидкого азота. В процессе эксперимента рабочие объемы боковых и нижней криопанелей постоянно заполнены жидким азотом. Для захолаживания системы криоэкранны от комнатных до рабочих температур требуется 200 ... 220 л жидкого азота.

Данная схема обеспечивает практически равномерную температуру поверхностей боковых криоэкранны с разбросом ± 3 К в тангенциальном направлении. Температурные уровни поверхностей боковых криопанелей составляют 80 К, верхней и нижней криопанелей — 120 и 80 К соответственно. Расчеты показывают, что указанные температурные уровни криогенных панелей без значительных погрешностей в тепловом балансе испытуемого КА с достаточной степенью приближения моделируют «холодное» космическое пространство.

В качестве имитаторов внешнего излучения и внутренних тепловых нагрузок аппаратуры КА применяются тонкопленочные (40 мкм — полиимидная пленка, 10 мкм — резистивный слой) напыленные электронагреватели, разработанные и изготовленные в НТУУ КПИ [8]. Тепловые воздействия на объект исследования моделируются путем изменения площади и величины тепловой мощности электронагревателей. Равномерный теплоподвод в них обеспечивается за счет однородного распределения на поверхности пленки напыленного токопроводящего слоя и за счет надежного закрепления электронагревателя на поверхности КА с помощью высокотеплопроводной композиции и прижатия поверхностей в вакууме, создающим прочные теплостойкие соединения. Предварительная оценка показала, что равномерное распределение плотностей внешних тепловых потоков на поверхностях КА с помощью пленочных нагревателей воспроизводится с погрешностью в диапазоне $\pm(7 \dots 10)$ %. Коэффициент теплового излучения электронагревателей составляет $\varepsilon = 0.85 \dots 0.88$ и близок к степени черноты терморадиационного покрытия поверхностей КА. Количество и мощности нагревателей, используемых при тепловакуумных испытаниях КА, определяются его конструктивными особенностями, формой, габаритами, ориентацией в полете, требованиями к точности поддержания температурного режима и т. д. Величины мощностей нагревателей, имитирующих внешние тепловые потоки, рассчитываются по известным численным методикам в условиях испытаний КА в термовакуумной камере [10].

Величины мощностей нагревателей, имитирующих внутренние тепловыделения приборов КА, задаются в соответствии с техническими требованиями, предъявляемыми к бортовой аппаратуре, функционирующей на орбите и исходя из условий обеспечения ее оптимального теплового режима.

Метод имитации внешних тепловых потоков с помощью тонкопленочных нагревателей успешно апробирован при испытаниях сотопанелей с тепловыми трубами для геостационарного спутника в

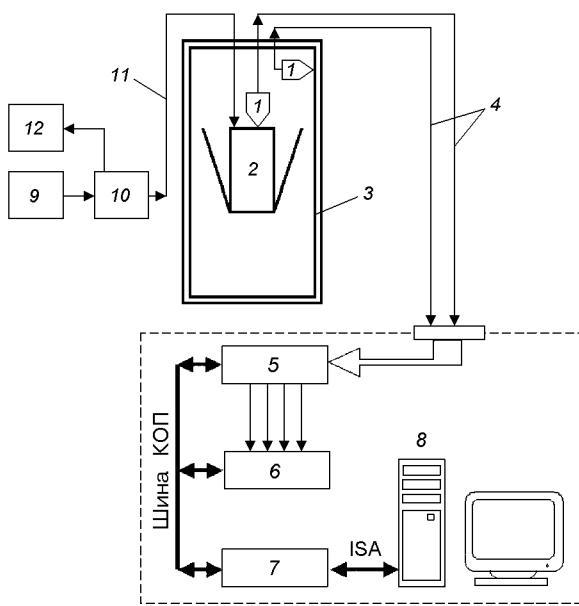


Рис. 2. Структурная схема АМСИТ для тепловакуумных испытаний КА: 1 — датчики температур, 2 — космический аппарат, 3 — криоэкранны, 4 — измерительные каналы, 5 — коммутатор, 6 — вольтметр, 7 — интерфейсная плата КОП, 8 — ПЭВМ, 9 — источники питания, 10 — коммутатор управляющий, 11 — каналы управления, 12 — каналы управления

НПО «Прикладной механики» (Россия, г. Красноярск-26) [9].

Вместе с тем следует отметить, что моделирование внешнего теплового воздействия указанным методом требует достаточно точного теоретического расчета падающего теплового потока на различные поверхности КА и достоверного знания их радиационных характеристик. Кроме того, kleевая технология крепления нагревателей к рабочим поверхностям исключает применение данного метода имитации на штатных полетных КА.

Для планируемого эксперимента максимальное количество каналов автоматизированной многоканальной системы измерения температуры (АМСИТ) составляет 96, из них 80 измерительных и 16 управляющих. Время опроса датчиков температуры лежит в пределах 0.4 ... 0.8 с, а длительность непрерывной работы комплекса превосходит 48 часов.

Для измерения температуры на поверхностях КА и криоэкранных в качестве первичных измерительных преобразователей (ПИП) применяются контактные термоэлектрические и терморезистивные преобразователи.

Термоэлектрические датчики (термопары) выполнены из медь-константановых термоэлектродов и расположены на контролируемых внешних и внутренних поверхностях КА. Термометры сопротивления равномерно размещены на тыльной стороне поверхностей криоэкранов. Термометры разработаны в НТУУ КПИ и представляют собой миниатюрные датчики габаритами $2 \times 6 \times 0.5$ мм, чувствительные элементы которых созданы методом напыления и микроэлектронной технологии [6].

Структурная схема АМСИТ представлена на рис. 2.

Измеряемые сигналы ПИП 1, расположенных на поверхностях КА 2 и криоэкранов 3 по каналам связи 4 поочередно поступают на коммутатор 5, управляемый по интерфейсу КОП 7 ПЭВМ 8. Вольтметр 6 измеряет сигналы коммутируемых датчиков температуры и по шине через интерфейс КОП передает информацию в компьютер, где производится их дальнейшая обработка.

Питание пленочных электронагревателей осуществляется стабилизированными источниками постоянного тока 9. Регулирование и управление тепловыми нагрузками электронагревателей производится с помощью коммутирующего устройства 10 через каналы управления 11. Визуальный контроль тепловых мощностей обеспечивается с помощью электродинамического ваттметра 12.

Работа АМСИТ осуществляется под управлением специального программного обеспечения с возможностью использования стандартных ППП «MathCAD», «MS Excel» и разработанным в НТУУ «КПИ» ППП «Dwumer», ориентированных на таблично-графическое представление экспериментальных данных и предварительную их обработку.

На моделирующем стенде ТВК-2.5 в ноябре-декабре 2000 г. впервые на Украине проведены тепловакуумные испытания разработанного и изготовленного в ГКБ «Южное» полномасштабного теплового макета микроспутника МС-1-ТК-ТВ.

1. Андрейчук О. Б., Малахов Н. Н. Тепловые испытания космических аппаратов. — М.: Машиностроение, 1982.— 202 с.
2. Анфимов Н. А. Современные проблемы тепломассообмена в ракетно-космической технике // Тр. второй российской национальной конференции по теплообмену. — 1999.— Т. 1.—С. 33—36.
3. Имитация космических условий при испытаниях непилотируемых летательных аппаратов (Обзор) // Вопросы ракетной техники.—1966.—№ 10, 11.—С. 11—21.
4. Козлов Л. В., Нусинов М. Д., Акишин А. И. и др. Моделирование тепловых режимов космического аппарата и окружающей его среды. — М.: Машиностроение, 1971.—

- 382 с.
5. Копяткевич Р. М., Альтов В. В., Мишин Г. С. Термовые режимы радиоэлектронных приборов космических аппаратов // Тр. второй российской национальной конференции по теплообмену. — 1999.—Т. 1.—С. 129—132.
 6. Пат. 1798821 Россия, МКИ⁴ H01 C 7/02. Термопреобразователь. — Опубл. 19.10.92.
 7. Пат. 1798822 Россия, МКИ⁴ H 01 C 7/02. Датчики температуры. — Опубл. 27.09.93.
 8. Тонкопленочные нагревательные элементы. Diploma. EAST-WEST EURO INTELLECT. Bulgaria, 1998 г.
 9. Rassamakin B. M., Semena M. G., Badayev S. J., et al. High effective aluminium heat control systems of honeycomb panel platform of the Ukrainian space vehicle // 10-th International heat pipe conf. (X IHPC). — Stuttgart (Germany), 1997.—B-2.
 10. Romanenko V. G., Kislov A. M., Petrov Yu. V. The Code TRASSA for Computation of Unstationary Thermal States of Spacecraft Equipment Modules // Proc. 4th Ukr.-Rus.-China Symp. Space Sci. Technol., 12—17 Sept. 1996. — Kyiv, 1996.—Vol. 1.—P. 185—187.

**EXPERIMENTAL MODELING OF HEAT MODES
OF SMALL SPACE VEHICLES AND THEIR EXTERNAL
HEAT FLOWS. I. TVK-2.5 HEAT VACUUM PLANT**

**B. M. Rassamakin, V. A. Rogachev, V. I. Khominich,
Yu. V. Petrov, S. M. Khayrinasov**

The main principles experimental modeling of spacecraft (SC) heat modes with laboratory equipment are given. The TVK-2.5 modeling plant, its measuring means and systems, and techniques which were designed at National Technical University of Ukraine “Kyiv Polytechnical Institute” for heat vacuum tests of small SC are described.

УДК 621.315.3+533.9

Лю Хай¹, Хэ Ши-юй¹, В. В. Абраимов², Ван Хуай-ий³, Ян Де-чжуан¹

¹Центр космічного матеріалознавства та імітації факторів космічного простору
Харбінського політехнічного університету, Харбін, 150001

²Харківський національний університет ім. В. Н. Каразіна, Харків

³Інститут космічного машинобудування Академії космічних технологій Китаю, Пекін, 100076

Исследование особенностей воздействия протонов
и электронов с энергиями 60—200 кэВ
на оптические материалы космических аппаратов

Надійшла до редакції 26.07.01

Подаются результаты экспериментального исследования взаимодействия протонов и электронов радиационных поясов Земли (имитированных лабораторно в комплексных имитаторах факторов космоса КІФК і УПІ) с энергиями частиц $E = 60 \dots 200$ кэВ на оптические материалы космических аппаратов. Показано, что у исследованных материалах космической оптики при дозах $\Phi = 5 \cdot 10^{14} \dots 4 \cdot 10^{17}$ част./см², что ведет к изменению оптических свойств материалов — их коэффициентов пропускания $T(\lambda)$, поглощения $k(\lambda)$ и коэффициентов отражения $R(\lambda)$ в широком спектральном интервале длин волн $\lambda = 0.2 \dots 3.2$ мкм. Экспериментально показано, что процессы блестеринга и флексинга на поверхности опромеженных зеркал и стекол протекают с трибоподобно при достижении некоторой критической дозы облучения протонами $\Phi_{kp} = 6 \cdot 10^{15}$ част./см². Полученные экспериментальные результаты трактуются в рамках существующих моделей «фарбования» стекол в поле ионизирующих излучений, а также теории образования блестеринга, флексинга и моделей радиационно-разрядных процессов. Результаты экспериментов якобы узгоджуются с теорией блестеринга, развитой Ю. В. Мартиненком.

ВВЕДЕНИЕ

Известно, что оптические приборы широко используются в космической технике при создании космических аппаратов (КА) нового поколения, которые эксплуатируются в условиях открытого космического пространства. Материалы космической оптики (зеркала телескопов, кварцевые стекла и линзы, защитные оптические материалы солнечных батарей и др.) находятся при этом под воздействием ионизирующих излучений: потоков протонов и электронов радиационных поясов Земли с энергией частиц в интервале $E = 30$ кэВ ... 1 МэВ.

Вопросу радиационной стойкости стекол посвящено значительное число работ, основные из которых отражены в монографиях [5—8]. За последние

годы интенсивно исследуются две группы явлений в материалах космической оптики. Первая группа — это процессы окрашивания (потемнения) оптических стекол и кристаллов, т.е. исследование наведенного ионизирующими излучениями дополнительного оптического поглощения в материалах в видимой и УФ-области спектра. Вторая группа — исследование явлений блестеринга и флексинга, связанных с образованием на поверхности оптических материалов (космических зеркал телескопов, стекол и других материалов) сложных дефектных структур в виде углублений кратерообразной формы размером 2—5 мкм, а также в случае зеркальных покрытий вздутий металлических пленок (алюминия, серебра, меди и др.) над поверхностью зеркал, которые также существенно изменяют оп-

тические свойства материалов КА [1, 12]. Из большого многообразия стекол важным материалом оптического (в том числе и космического) приборостроения является кварцевое стекло, широко используемое в качестве прозрачных для видимой и УФ-области спектра элементов оптических приборов, а также при создании волоконно-оптических систем. Отметим, что в литературе имеется целый ряд работ по влиянию рентгеновского (R) и γ -излучений, потоков быстрых нейтронов на радиационно-оптическую стойкость кварцевых стекол [5—7]. Однако работ по исследованию влияния потоков протонов и электронов с энергиями $E = 30\ldots200$ кэВ в области доз $\Phi > 10^{16}$ част./ см^2 весьма ограниченное число [5, 8]. Отметим, что результаты данных исследований в некоторых случаях носили противоречивый характер. Весьма актуальной в настоящее время является задача комплексных исследований явлений окрашивания оптических материалов, а также новых закономерностей в явлениях блистеринга и флексинга в материалах космической оптики в области больших флюенсов $\Phi \leq 5 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 . В этой связи целью настоящей работы являлось комплексное и систематическое исследование оптических и структурных свойств материалов космической оптики (кварцевых стекол, ситалла, композиционных зеркал телескопов), работающих в УФ, видимом и ИК-диапазонах при воздействии на них потоков протонов и электронов радиационных поясов Земли, имитируемых лабораторно, с энергией частиц $E = 60\ldots200$ кэВ в интервале флюенсов $\Phi = 5 \cdot 10^{14}\ldots4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 , соответствующих времени эксплуатации космических аппаратов в течение $\Delta t = 1\ldots20$ лет в интервале высот $H = 300\ldots80000$ км (т. е. для большинства космических миссий в будущем).

МЕТОДИКА ЭКСПЕРИМЕНТОВ И ОБЪЕКТЫ ИССЛЕДОВАНИЙ

В качестве объектов исследований в работе использовали образцы кварцевых стекол с размерами 35×35 мм 2 и 10×10 мм 2 толщиной 2 мм с чистотой 99.99 % типа JGS3. На часть кварцевых образцов напылялись пленки алюминия и серебра толщиной $\delta = 100$ нм. Второй группой объектов исследований были образцы чистого ситалла с размерами 40×40 мм 2 , а также образцы с напыленными на ситалл пленками серебра и алюминия толщиной 100 нм в вакууме $P = 5 \cdot 10^{-6}$ Торр.* Третьей группой объектов исследований являлись зеркала

как элементы космических телескопов, которые представляли собой композиционный материал, состоящий из бериллиевой подложки толщиной 10 мм с нанесенным на нее слоем меди толщиной 0.5 мм, на поверхность меди было напылено отражающее зеркальное покрытие серебра толщиной $\delta = 100$ нм и защитное покрытие SiO_2 толщиной 100 нм. Исходный коэффициент отражения данных зеркал в области длин волн 0.4—3 мкм составлял $R(\lambda) = 89\ldots90\%$. Для решения поставленных в работе задач был использован целый ряд комплексных имитаторов по наземной, ускоренной имитации восьми и семи факторов космического пространства (ФКП) КИФК и УПИ [12], созданных специально для Харбинского политехнического университета по заказу Космического агентства Китая в рамках контрактов между НКАУ (Украина) и ВИЭКТОЧМА (КНР). Основными исполнителями созданных имитаторов являлись специалисты ФТИНТ НАНУ, УФТИ, ХНУ (г. Харьков).

Облучение указанных материалов космической оптики пучками протонов и электронов с энергиами частиц $E = 60\ldots200$ кэВ проводили на протонно-электронном ускорителе комплексного имитатора восьми факторов космоса КИФК с совмещенными пучками частиц, которые вводились в исследовательскую вакуумную камеру имитатора в вакууме $P = 2 \cdot 10^{-6}$ Торр, используя турбомолекулярные насосы. Во всех сериях экспериментов облучение протонами и электронами проводили как совместно в имитаторе КИФК, так и раздельно (только протонами) в имитаторах КИФК и УПИ.

Энергия пучков протонов и электронов составляла величину $E = 60\ldots200$ кэВ, плотность тока при облучении образцов имела значение $J = 0.11$ мкА/ см^2 , полный флюенс частиц изменялся в интервале $\Phi = 10^{14}\ldots5 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 . Вторичная электронная эмиссия с образцов подавлялась электрическим полем между образцами и металлической калибровочной диафрагмой, на которую подавался отрицательный потенциал $U = -300$ В. Сканирование пучков протонов и электронов по площади зеркал, а также образцов кварца и ситалла, осуществляли с помощью системы развертки. Совместное облучение протонами и электронами проводили для адекватной имитации электронейтральности плазмы, реально существующей в радиационных поясах Земли на высотах $H = 300\ldots80000$ км. Отметим, что облучение образцов космической оптики проводили в вакуумных камерах имитаторов КИФК и УПИ при температурах в интервале $\Delta T = -90\ldots-25$ °C с использованием систем охлаждения

* 1 Торр (= 1 мм рт. ст.) = 133.322 Па

на жидком азоте. После облучения образцов протонами и электронами фиксированной дозой, проводили измерение коэффициентов пропускания образцов $T(\lambda, \Phi)$ и отражения зеркал $R(\lambda, \Phi)$ в интервале $\lambda = 0.2\ldots3.2$ мкм, каждая кривая была построена по данным усреднений на трех образцах; а также исследовали топографию поверхности зеркал и образцов методами оптической и растровой микроскопии с помощью микроскопов МИМ-8, РЭМ-200У и Carl Zeiss Jena.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЭКСПЕРИМЕНТОВ

Эксперименты первой серии. На рис. 1 представлены результаты экспериментов первой серии. Приведены спектральные кривые оптического пропускания $T(\lambda)$ исходных (кривые 1) и облученных (кривые 2—4) кварцевых стекол потоками протонов с энергией $E = 60\ldots200$ кэВ при интегральных дозах облучения $\Phi = 5 \cdot 10^{14}\ldots2 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 в интервале спектра $\lambda = 200\ldots800$ нм. Видно, что при

увеличении дозы облучения протонов наблюдается значительное окрашивание исследованных кварцевых стекол, проявляющееся в уменьшении их светопропускания в указанном интервале длин волн (в основном в УФ и видимой части спектра). Это находится в качественном согласии с экспериментальными данными, приведенными в работах [5, 6], однако настоящие исследования показали более существенное уменьшение оптического пропускания $T(\lambda)$, особенно в области спектра $\lambda = 200\ldots400$ нм, чем в [5]. Следует подчеркнуть, что наблюдается монотонное уменьшение пропускания $T(\lambda)$ кварцевых стекол с увеличением поглощенной дозы облучения протонов Φ , т. е. без ярко выраженных минимумов на кривых $T(\lambda, \Phi)$ в интервале $\lambda = 200\ldots400$ нм (рис. 1, а—г).

На рис. 2 представлены спектральные кривые разности оптического пропускания $\Delta T(\lambda)$ исходных образцов $T_0(\lambda)$ и облученных образцов дозой Φ , т. е. величина $\Delta T(\lambda) = T_0(\lambda) - T(\Phi)$ в зависимости от λ в интервале 200—800 нм. Отметим, что величина $\Delta T(\lambda)$ пропорциональна наведенному оптиче-

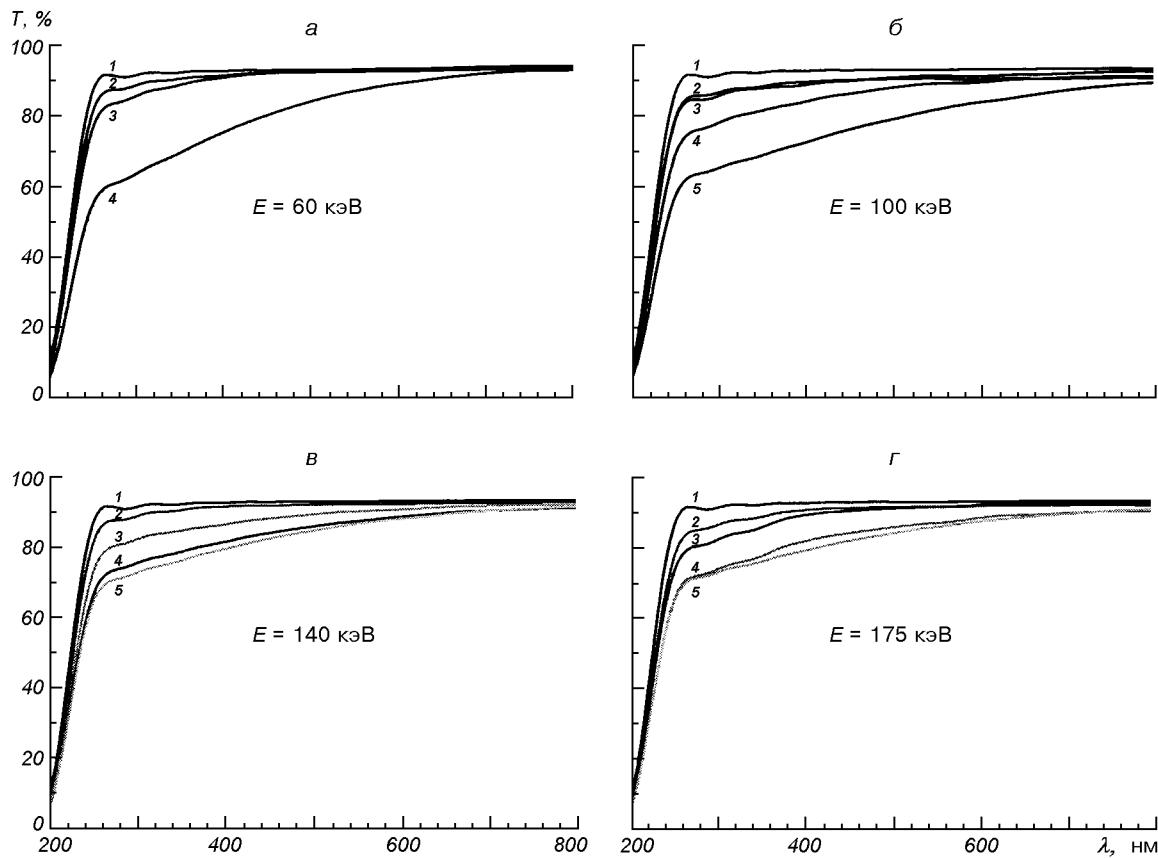


Рис. 1. Спектральные зависимости оптического пропускания $T(\lambda)$ исходных и облученных кварцевых стекол при различных энергиях: 1 — до облучения, 2, 3, 4, 5 — при дозах облучения протонами $(1, 2, 10, 20) \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ соответственно

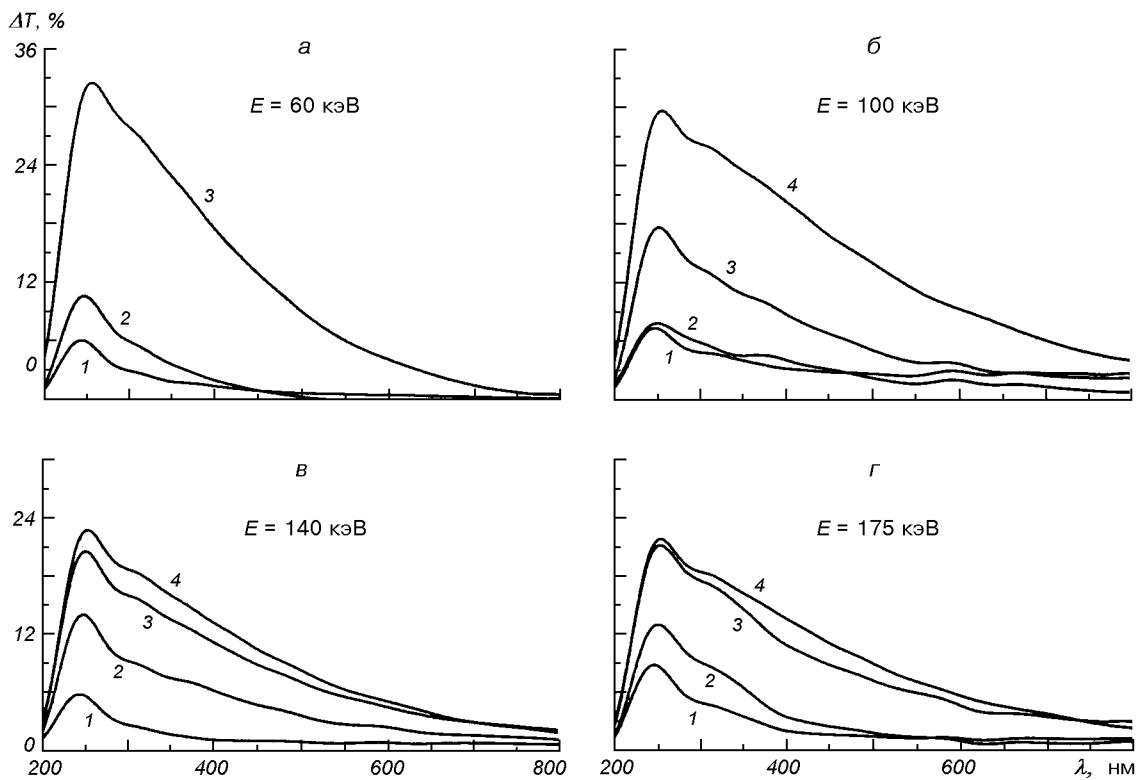


Рис. 2. Спектральные зависимости разности $\Delta T(\lambda)$ оптического пропускания исходных и облученных кварцевых стекол при различных энергиях и дозах протонов $\Phi = (1, 2, 10, 20) \cdot 10^{15} \text{ см}^{-2}$ — соответственно кривые 1, 2, 3, 4

скому поглощению кварцевых стекол $\Delta k(\lambda)$, а также, соответственно, концентрации центров окраски $n(\lambda, D)$ при их облучении протонами.

Анализ кривых рис. 2 показывает, что при всех фиксированных энергиях протонов в интервале $E = 60 \dots 200 \text{ кэВ}$ и дозах облучения $\Phi = 10^{15} \dots 10^{16} \text{ част./см}^2$ наблюдаются ярко выраженные максимумы величин $\Delta T(\lambda)$, т. е. наведенного поглощения $\Delta k(\lambda)$ кварцевых стекол в интервале длин волн $\lambda = 240 \dots 260 \text{ нм}$. Видно, что максимальное окрашивание кварцевых стекол величиной $\Delta T \approx 33 \%$ наблюдается для энергии протонов $E_1 = 60 \text{ кэВ}$ при дозах $\Phi = 10^{16} \text{ част./см}^2$. Для энергии $E = 140$ и 175 кэВ величина наведенного поглощения уменьшается до уровня $\Delta k \approx 22 \dots 23 \%$ (кривые 4, рис. 2, в—г), при дозе $\Phi = 2 \cdot 10^{16} \text{ част./см}^2$, т. е. наблюдается явление радиационного просветления кварцевых стекол при увеличении дозы и энергии протонов.

На рис. 3 приведены зависимости наведенного оптического поглощения кварцевых стекол $\Delta T(\lambda) \sim \Delta k(\lambda)$ от времени облучения протонами t

при разных длинах волн в интервале $\lambda = 240 \dots 260 \text{ нм}$ для энергий 140 и 175 кэВ. Видно, что зависимости $\Delta T(\lambda)$ от времени облучения протонами имеют затухающий характер.

Эксперименты второй серии. В данной серии экспериментов облучение образцов чистого ситалла и кварцевых стекол, а также образцов ситалла с пленками серебра и алюминия осуществлялось протонами или электронами, а также совместно двумя пучками ($p^+ + e^-$) в вакууме $p = 10^{-6} \text{ Торр}$ при температурах $T = 293 \dots 450 \text{ К}$. Энергия пучков протонов и электронов имела значения $E = 150 \dots 180 \text{ кэВ}$, плотность тока на образцах $J = 0.2 \dots 2 \text{ мкА/см}^2$, доза облучения $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{17} \text{ част./см}^2$. На рис. 4—6 представлены характерные дефектные структуры поверхностей различных образцов после их облучения протонами и электронами при фиксированных дозах.

Особо отметим, что в экспериментах второй серии наблюдаются четыре основных характерных класса дефектов и явлений, которые развиваются на поверхности образцов облученного ситалла и

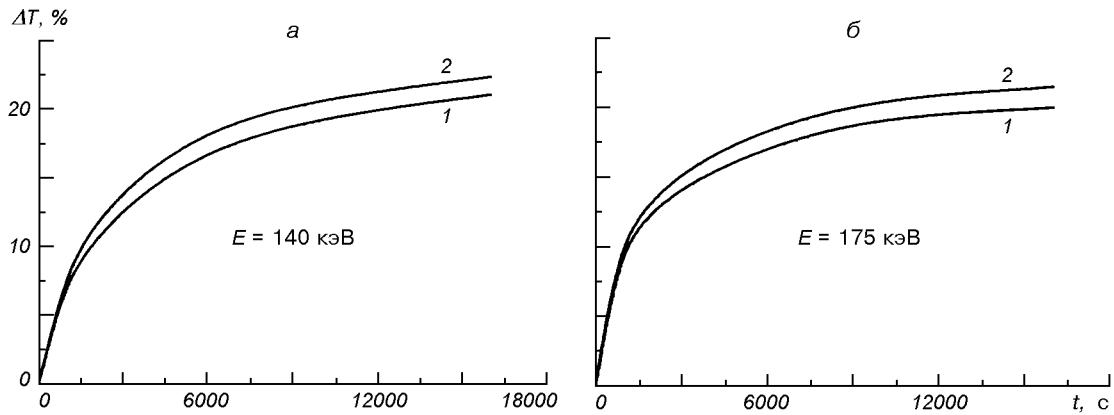


Рис. 3. Зависимости изменения оптического пропускания $\Delta T(\lambda)$ кварцевых стекол от времени облучения протонами при разных энергиях частиц; 1 — $\lambda = 240$ нм, 2 — $\lambda = 260$ нм

кварцевых стекол. На зеркальных поверхностях (т. е. на образцах ситалла с пленками Ag или Al) наблюдается явление истинного блистеринга, т. е. появление вздутий пленок серебра над поверхностью ситалла (рис. 4). Аналогичное явление наблюдали ранее авторы [1] на образцах зеркал из стекла К-208, широко применяемого в космической оптике, с напыленными пленками Al и Ag при их облучении протонами дозами $\Phi = 10^{15} \dots 10^{17}$ част./см². В нашем случае, как и в [1], размеры этих дефектов (блестеров) и их плотность существенно зависели от дозы облучения и температуры мишени. Эксперименты показали, что при облучении образцов ситалла протонами процесс появления первых блистеров происходил практически скачкообразно по достижении некоторой критической дозы облучения Φ_{kp} , которая в нашем случае имела значение $\Phi_{kp} = (5 \dots 7) \cdot 10^{15}$ част./см². Это значение совпадает с годичным интегральным флюенсом протонов, падающим на внешние элементы космического аппарата, находящегося на геостационарной орбите $H = 36\,000$ км. Плотность блистеров при переходе от дозы $\Phi_1 = 5 \cdot 10^{16}$ част./см² к дозе $\Phi_2 = 4 \cdot 10^{17}$ част./см² изменялась соответственно от значения $\rho = 2 \cdot 10^4$ см⁻² до $\rho = 10^5$ см⁻² (рис. 4, в—г). Диаметры блистеров, как и их плотность, имели тенденцию к увеличению от начальных $d \approx 4 \dots 10$ мкм при дозах $\Phi = (7 \dots 8) \cdot 10^{15}$ част./см² до значений $d_2 = 25 \dots 30$ мкм соответственно при дозах $\Phi_2 = 4 \cdot 10^{17}$ част./см². Многочисленные исследования показали, что наблюдалось два характерных типа распределений блистеров: их равномерное распределение в областях без видимых дефектов, а также линейное распределение блистеров, по всей

видимости, вдоль линейных поверхностных дефектов облученного ситалла (рис. 4, г).

Вторым характерным типом дефектов и явлений, которое развивается на поверхности облученного чистого ситалла, является явление флекинга (рис. 5), т. е. образование углублений в ситалле с характерными размерами $\delta = 2 \dots 10$ мкм произвольных геометрических форм. Отметим, что ранее в работе [1] наблюдалось явление флекинга в облученном протонами стекле К-208 в виде полусферических углублений размером 2—5 мкм. В нашем случае при увеличении дозы и температуры образцов плотность данных дефектов резко увеличивалась. Так, например, при дозе $\Phi = 4 \cdot 10^{17}$ част./см² плотность дефектов флекинга составляла величину $\rho = 2 \cdot 10^6$ см⁻², что на порядок выше плотности блистеров при данной дозе облучения.

При совместном облучении образцов ситалла пучками протонов и электронов энергиями $E = 150 \dots 200$ кэВ, а также при облучении кварцевых образцов электронами наблюдали новые характерные типы дефектов (рис. 6), связанные с электроизрядными процессами в поверхностных областях облученных образцов, известные как «фигуры Лихтенберга», образующиеся при электрическом пробое в прозрачных диэлектрических материалах. Данное явление интенсивно исследуется в последние годы при облучении прозрачных диэлектриков протонами высоких энергий $E = 1 \dots 100$ МэВ [2].

Результаты настоящих исследований показывают, что электроизрядные процессы интенсивно протекают в ситалле и кварцевых стеклах также в области средних энергий ($E \leq 200$ кэВ).

Известно, что при облучении диэлектрических материалов заряженными частицами может возни-

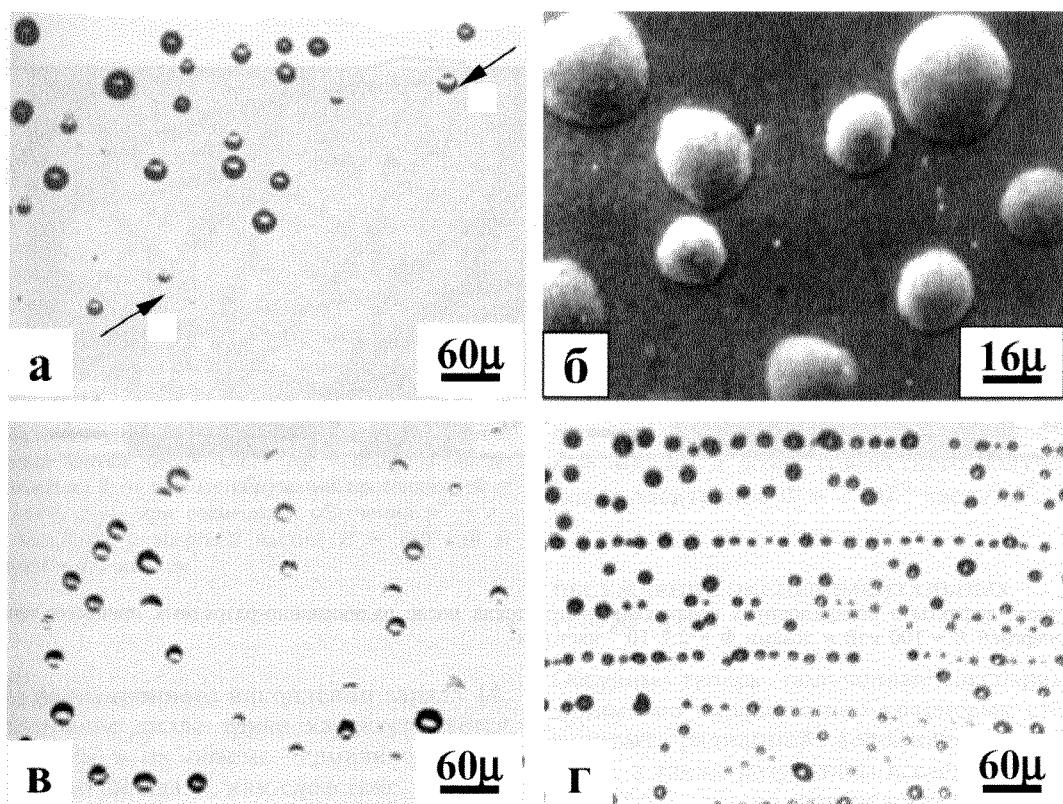


Рис. 4. Типичные дефектные структуры блистеринга на зеркальных поверхностях ситалла с пленками Ag после их облучения протонами с энергией $E = 160$ кэВ при различных дозах: *a, в* — $\Phi = 5 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 ; *б, г* — $\Phi = 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2

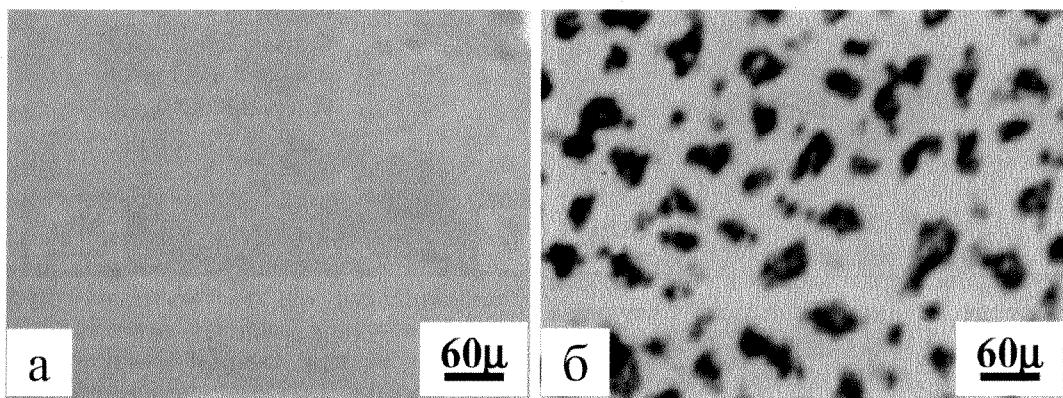


Рис. 5. Характерные дефекты флекинга в чистом ситалле после облучения протонами с энергией = 160 кэВ при дозе $\Phi = 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 : *а* — исходная поверхность ситалла; *б* — поверхности ситалла после облучения

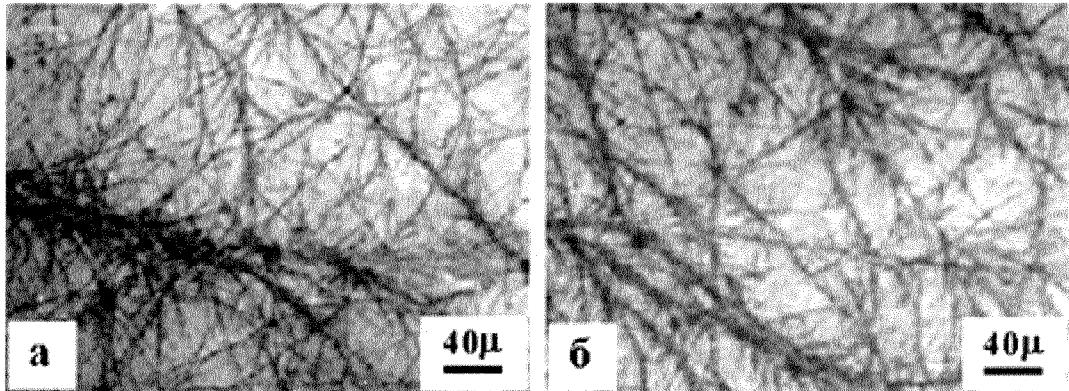


Рис. 6. Характерные дефекты в поверхностных слоях кварцевого стекла после радиационно-разрядных процессов при облучении электронами с энергией $E = 100$ кэВ и дозами $\Phi = 2.7 \cdot 10^{16}$ част./ см^2

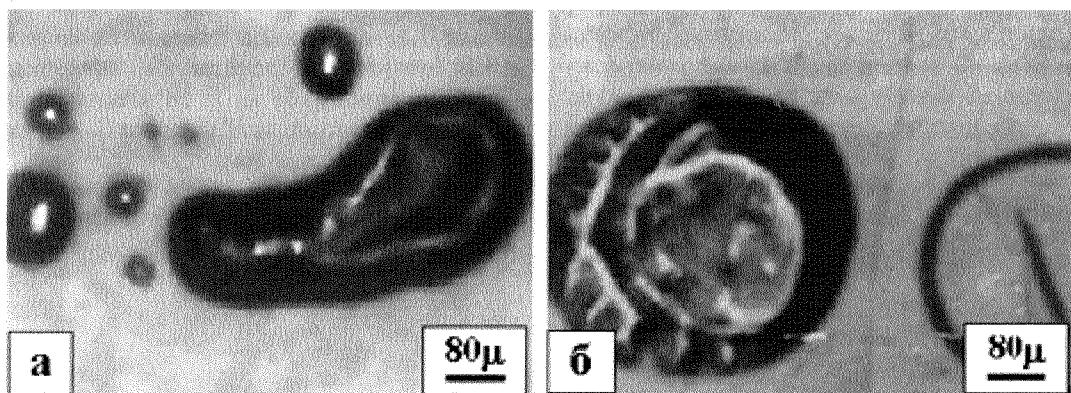


Рис. 7. Характерные дефекты блистеринга на поверхности композитных зеркал после их облучения протонами с энергией частиц $E = 130$ кэВ и дозами $\Phi = 10^{16}$ част./ см^2

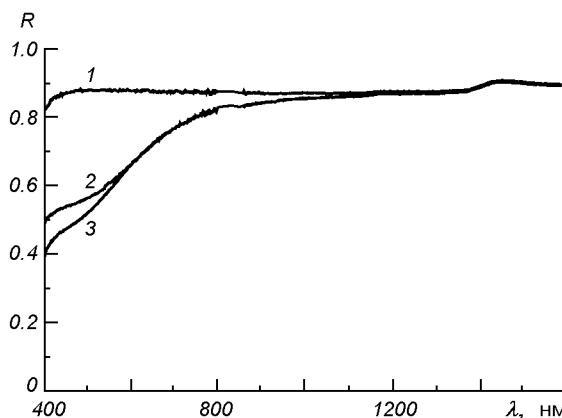


Рис. 8. Спектральные зависимости коэффициентов отражения $R(\lambda)$ композитных зеркал ($\text{Be} + \text{Cu} + \text{Ag} + \text{SiO}_2$): 1 — до облучения протонами, 2 — при их облучении протонами ($\Phi = 4 \cdot 10^{16}$ част./ см^2), 3 — при совместном облучении $p^+ + e^-$ ($\Phi = 2 \cdot 10^{16}$ част./ см^2) с энергией частиц $E = 130$ кэВ и плотностью тока $J = 0.2$ мкА/ см^2

кать явление радиационного накопления заряда [4, 9]. Такое состояние диэлектрика характеризуется аккумулированием в их объеме термализованного инжектированного заряда и, как следствие, образование высокой напряженности внутреннего электрического поля $E_{\text{вн}}$. Если данное поле становится больше электрической прочности диэлектрика $E_{\text{вн}} \geq E_{\text{пр}}$, возникает электрический пробой аккумулированного заряда на поверхность диэлектрика, что имеет место в случае облучения диэлектрика потоком частиц, превышающих критический флюенс $\Phi_{\text{кр}}$, который, в свою очередь, зависит от материала и условий облучения. Электроразрядные процессы в радиационно-заряженных диэлектрических материалах и элементах могут значительно снижать ресурс космического оборудования [3].

Четвертое явление, которое интенсивно развивается в нашем случае в облученном ситалле при дозах $\Phi > 10^{15}$ част./ см^2 — его радиационное окрашивание. Эксперименты показали, что образцы ситалла существенно темнеют при увеличении дозы, приобретая темно-коричневую окраску. Как будет показано ниже, это связано с образованием в оптических материалах центров окраски, концентрация которых увеличивается с дозой облучения.

Эксперименты третьей серии. В экспериментах данной серии облучение перспективных образцов композиционных зеркал, структура которых была описана ранее, производили как протонами, так и совместно двумя пучками ($p^+ + e^-$) с энергиями частиц $E = 130 \dots 200$ кэВ и плотностью тока на

образцах $J = 0.1 \dots 0.3$ мкА/ см^2 в интервале доз $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 . Структурные исследования топологии облученных зеркал показали, что на их поверхности, как и на образцах ситалла, появляются дефекты блистеринга (рис. 7), которые могут привести к значительному уменьшению коэффициента отражения зеркал. Коэффициенты отражения зеркал $R(\lambda)$ в интервале длин волн $\lambda = 400 \dots 1600$ нм измерялись до и после облучения зеркал фиксированными дозами. Спектральные кривые отражения, представленные на рис. 8, показывают, что исследованные облученные композиционные образцы с зеркальной поверхностью демонстрируют существенное уменьшение коэффициента отражения $R(\lambda)$, которое максимально проявляется при $\lambda \approx 400$ нм и дозах совместного облучения протонов и электронов $\Phi = 2 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 .

ОБСУЖДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РЕЗУЛЬТАТОВ

Обсудим теперь полученные экспериментальные данные по окрашиванию кварцевых стекол (наведенному радиацией дополнительному поглощению), а также результаты исследований блистеринга и флексинга на поверхности зеркал и стекол с точки зрения современных представлений о взаимодействии излучений с веществом в рамках существующих теорий [5, 6, 8, 10, 11].

Оценим вначале поглощенные дозы исследованных материалов для флюенсов протонов в интервале $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 и их энергий $E = 60 \dots 200$ кэВ. Величина поглощенной дозы исследованных образцов определяется известным соотношением

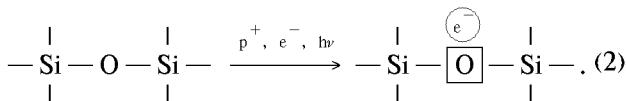
$$D = \Phi E / \rho \xi, \quad (1)$$

где Φ — полный флюенс частиц, падающих на образец; E — энергия протонов; ρ — плотность стекол; ξ — глубина проникновения протонов в вещество, которая зависит от энергии частиц и материала. В нашем случае $E = 60 \dots 200$ кэВ, $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 , $\rho = 2.2$ г/ см^3 , $\xi = 0.6 \dots 2$ мкм. Расчет поглощенной дозы для энергии протонов $E_1 = 60$ кэВ и флюенса $\Phi_1 = 10^{16}$ част./ см^2 дал значение $D_1 = 5 \cdot 10^{10}$ рад, а для энергии $E_2 = 175$ кэВ и флюенса $\Phi_2 = 2 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 — значение $D_2 = 2 \cdot 10^{11}$ рад, т. е. в четыре раза больше. Отметим, что доза $\Phi = 10^{16}$ част./ см^2 соответствует эквивалентной поглощенной дозе материалами КА на геостационарной орбите в течение двух лет.

Обсудим основные результаты экспериментов первой серии: монотонное уменьшение пропускания $T(\lambda)$ при увеличении дозы облучения (рис. 1); явление радиационного просветления, т. е. уменьшение оптического поглощения кварца при увеличении дозы облучения протонов при переходе от энергии $E = 60$ кэВ к энергии $E = 175$ кэВ, т. е. уменьшение максимумов на кривых 3—4 рис. 2, *a*, *g*; а также временные зависимости наведенного поглощения $\Delta k(\lambda)$ от времени облучения протонами (рис. 3).

В рамках современных теорий окрашивания процесс наведенного поглощения в поле ионизирующего излучения описывается следующим образом. Первичные падающие заряженные частицы (в нашем случае протоны с энергией $E = 60\ldots200$ кэВ) при прохождении через стекло за время $\Delta t = 10^{-15}\ldots10^{-12}$ с образуют треки, состоящие из ионизированных атомов, свободных (вторичных) электронов и различных дефектов в структуре стекла. Вторичные электроны в свою очередь также ионизируют вещество, создавая в нем электроны, дырки и различные дефектные структуры. Перемещение электронов и дырок по объему материала приводит или к прямой их рекомбинации между собой, или к захвату их дефектами структуры стекла (или атомами примесей в стекле). В том случае, если электрон захватывается отрицательной (анионной) вакансиеи (т. е. областью стекла, из которой удален отрицательный ион), то образуется F -центр окраски; если вакансия захватывает два электрона, то образуется F' -центр окраски (в некоторых моделях и теориях их принято называть E и E' -центрами) [5, 6].

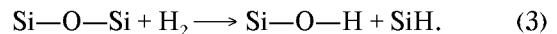
В случае кварцевого стекла SiO_2 E -центром окраски является электрон, захваченный, например, вакансиеи кислорода, что можно изобразить схематически



Центры окраски могут образовываться и на других дефектах структуры (например, при захвате дырки катионной вакансиеи), а также на атомах примесей. Наличие в оптических стеклах большого количества радиационных дефектов структуры и атомов примесей приводит к возможности образования в них после облучения большого числа различных типов центров окраски [6] по разным механизмам с разными временами жизни, что ведет к появлению в спектрах поглощения дополнительных полос, интенсивность которых изменяется с дозой и температурой облучения. Данные полосы

поглощения могут перекрываться между собой, образуя в большинстве случаев монотонную кривую наведенного поглощения, что именно и наблюдается в настоящих экспериментах (рис. 1).

Явление радиационного просветления, т. е. уменьшение наведенного радиацией поглощения, наблюдалось ранее в работах для некоторых типов кварцевых стекол при дозах, превышающих $10^4\ldots10^5$ рад [5, 6] и описывается также для образцов кварца, содержащих водород. В настоящее время предложено несколько моделей, объясняющих эффект радиационного просветления в кварцевых стеклах при увеличении дозы облучения и концентрации водорода. В некоторых из них определяющая роль отводится процессам рекомбинации центров окраски (т. е. процессу их разрушения при увеличении дозы облучения) или стабилизации их числа. Как было показано в работе [6], при облучении водородосодержащего SiO_2 дырки локализуются на кислородных ионах, а электроны захватываются катионами H^+ , т. е. происходит стабилизация процесса образования новых центров окраски, а затем и их рекомбинация, т. е. уменьшение концентрации $n(D)$ с дозой облучения. С этих позиций можно объяснить явление просветления кварцевых стекол в нашем случае при увеличении дозы протонного облучения (кривые 4 рис. 2). Действительно, при переходе от дозы $D_1 = 5 \cdot 10^{10}$ рад к дозе $D_2 = 2 \cdot 10^{11}$ рад при облучении кварца протонами происходит рекомбинация протонов с электронами вещества: $p^+ + e^- \rightarrow H$ с образованием атомов водорода, которые, объединяясь с вакансиями, образуют молекулы водорода H_2 . С увеличением дозы облучения протонов происходит накопление водорода H_2 в поверхностных слоях кварцевых стекол, а также рекомбинация центров окраски по механизмам, изложенным в работе [6]. К этому можно добавить еще один механизм просветления кварца в поле облучения протонов. При облучении стекла возможна радиационно-химическая реакция молекулярного водорода с дефектами структуры, приводящая к росту гидроксильных и гидридных групп:



В результате такого взаимодействия с водородом происходит процесс блокирования зарождения новых центров окраски [6].

Экспериментальные результаты затухающего характера зависимости наведенного поглощения $\Delta T(\lambda) = \Delta K$ от времени облучения протонами t (рис. 3), находятся в качественном согласии с феноменологическими теориями окрашивания стекол в поле ионизирующих излучений [5, 6, 8],

согласно которым приращение наведенного поглощения $\Delta k(\lambda)$ имеет вид

$$\Delta k_D(\lambda) = \Delta k_\infty [1 - e^{-J\sigma t}], \quad (4)$$

где $\Delta k_D(\lambda)$ — оптическое поглощение при дозе D ; Δk_∞ — поглощение образцов при $t \rightarrow \infty$; J — интенсивность ионизирующего излучения; σ — сечение захвата электронов или дырок на дефектах структуры или примесях стекла.

Обсудим теперь возможные причины образования сложных дефектных структур на поверхности зеркал — явление блистеринга (вспучивание пленок серебра) и флекинга (образование кратеров) в образцах ситалла при их облучении протонами с дозами, превышающими критическую дозу $\Phi_{kp} = (5...7) \cdot 10^{15}$ част./см², которые могут быть одной из причин резкого снижения коэффициента отражения исследованных композиционных зеркал (рис. 7). Как отмечалось ранее, в работе [1] наблюдались аналогичные дефекты в композитных [Be+стекло K-208+Al+SiO₂] и модельных зеркалах на стекле K-208 с напыленными пленками Al и Ag.

Согласно теоретическим моделям блистеринга и флекинга, развитым в [10, 11], при облучении твердых тел потоками ионов (H^+ , He^+ , D^+ и др.) в материалах протекают следующие основные процессы, приводящие к образованию сложных дефектных структур на поверхности материалов. При облучении протонами, глубина проникновения которых составляет $\xi_{p+} \approx 2$ мкм (при $E = 200$ кэВ), в тонком слое материала происходит присоединение электрона вещества к имплантированному протону: $p^+ + e^- \rightarrow H$, т.е. образуются атомы водорода. Последние могут объединяться с вакансиями, созданными при облучении материала ионами и образовывать микроскопические пузырьки размерами 1—10 нм, которые наблюдались в работе [13] при облучении ряда металлов ионами He^+ при дозах, несколько меньших, чем критические дозы Φ_{kp} блистерообразования. При попадании в пузырьки атомы водорода образуют молекулы H_2 , концентрация которых увеличивается с увеличением дозы протонного облучения. Согласно модели Эванса [13] вследствие плохой растворимости газа давление в пузырьке может достигать весьма значительных значений: $P_{H2} \approx 0.1E_c$, где E_c — модуль Юнга материала. Оценка для ситалла, например, показывает, что $P_{kp} = 130$ кг/мм², а для меди $P_{kp} = 900$ кг/мм². Разрыв материала в промежутках между пузырьками и образование трещин в веществе происходит на глубине свободного пробега протонов, т. е. $\xi_{p+} \approx 2$ мкм при некоторой крити-

ческой дозе облучения Φ_{kp} , когда максимальное напряжение σ_{max} (обязанное давлению водорода в пузырьках) станет равным пределу прочности материала σ_{kp} (в нашем случае ситалла или меди в композитном зеркале). Под действием возникающего давления водорода в хрупких и пластичных материалах происходят разные процессы. В хрупких веществах (как в случае ситалла) происходит хрупкое разрушение некоторых областей ситалла, лежащих в приповерхностных слоях толщиной $\xi_{p+} \approx 2$ мкм. Разрушение материала сопровождается отрывом указанных областей (кусочков) ситалла с отражающими на них покрытиями и выходом водорода в свободное пространство. Появление аналогичных дефектов флекинга (произвольных геометрических форм) описаны, например, в работе [10] при хрупком разрушении графита. Это явление приводит к весьма значительной эрозии поверхности образцов, существенно изменяя, например, их коэффициенты оптического отражения. Несколько иная картина наблюдается при образовании дефектов на зеркальных поверхностях ситалла с напыленными пленками серебра при их облучении протонами. Водород, который образуется в полостях по механизму флекинга, описанному выше, а также за счет миграции к поверхности раздела фаз, выходит в этом случае не в свободное пространство, а в пограничный слой между сплошной пленкой серебра и поверхностью ситалла. Внутреннее давление водорода при некоторой дозе Φ_{kp} отрывает пленку металла от ситалла (в местах расположения кратеров или стоков для водорода, т. е. первичных дефектов флекинга с размерами $d = 2...6$ мкм). В дальнейшем устанавливается равновесная форма блистеров, которая определяется балансом сил внутреннего давления водорода P_H , зависящего от дозы облучения протонов (т. е. от концентрации водорода H_2) и от величины силы адгезии пленки серебра к ситаллу. Макроскопически при этом наблюдаются дефекты в виде сферических пузырей, диаметр которых увеличивается с дозой облучения (рис. 4). В процессе роста может происходить их коалесценция с образованием дефектов самых разных геометрических форм и пластическая деформация пленок вплоть до их разрыва.

С этих позиций становятся понятными появление блистеров на поверхности композитных зеркал (Be+Cu+Ag+SiO₂) в экспериментах третьей серии. При облучении данных зеркал протонами водород накапливается в тонких поверхностных слоях меди на глубине $\xi_{p+} \approx 2$ мкм. Под действием возникающего давления водорода в меди, как в материале,

обладающем высокой пластичностью, происходит пластическая деформация элементов поверхностных слоев толщиной $\delta \approx 2$ мкм, т. е. равной глубине проникновения протонов в меди, с образованием характерных вздутий (истинных блистеров) над поверхностью зеркал. С увеличением дозы и температуры облучения наблюдается увеличение диаметра блистеров до некоторых размеров с последующим их разрушением (раскрытием крышек блистеров) и выходом водорода также в свободное пространство. Указанное дефектное состояние поверхности зеркал — явление блистеринга, как и явление флексинга, может привести к существенному изменению коэффициента отражения зеркал (рис. 7).

Эксперименты, проведенные в настоящей работе, показали, что критическая доза для образования флексинга в ситалле и блистеринга в зеркалах, найденная экспериментально, имела значение $\Phi_{kp} = (5...7) \cdot 10^{15}$ част./см². Сравним данную величину с критической дозой блистерообразования согласно теории Мартыненко [10, 11]. В рамках данной теории образование блистеров в пластичных материалах и флексинга в хрупких веществах происходит по достижении критической дозы Φ_{kp} , которая определяется выражением

$$\Phi_{kp} = (\sigma_F / H) \cdot \sqrt{\delta R^2(E)}, \quad (5)$$

где σ_F — предел прочности ситалла ($\sigma_F = 4.5$ кг/мм²); H — энергия внедрения атома водорода в ситалл ($H \approx 1.6$ эВ); δR^2 — средние квадратичные разбросы пробегов протонов в ситалле. Подставляя численные значения в выражение (5), получим теоретическую оценку для Φ_{kp} , равную $\Phi_{kp} \approx 4 \cdot 10^{15}$ част./см², что хорошо согласуется с наблюдаемым в эксперименте значением критической дозы образования флексинга в ситалле $\Phi_{kp} = (5...7) \cdot 10^{15}$ част./см².

Группа электростатических эффектов. Дополнительным механизмом появления дефектов в ситалле при их одновременном или раздельном облучении протонами и электронами может служить явление образования пространственно разделенных областей заряда противоположного знака в поверхностном слое ситалла, обладающего высоким удельным сопротивлением $\rho_v = 10^{15}...10^{16}$ Ом·см с последующими разрядными процессами. Глубина проникновения протонов с энергией $E = 180$ кэВ составляет $\xi_p^+ \approx 2$ мкм, а электронов $\xi_e^- = 100...150$ мкм. Таким образом, в ситалле образуются две пространственно разделенные области зарядов противоположного знака, между которыми возникает электрическое поле

$$E_{bh} = \sigma / \epsilon \approx 1.5 \cdot 10^9 \text{ В/см}, \quad (6)$$

где σ — поверхностная плотность заряда; ϵ — диэлектрическая проницаемость ситалла. Эта величина значительно превышает напряжение электрического пробоя в ситалле ($E_{kp} = 7 \cdot 10^5$ В/см). Таким образом, наблюдаемые дополнительные дефекты — фигуры разрядов в ситалле (в экспериментах второй серии) могут быть связаны с внутренними пробоями в ситалле, и как следствие, с появлением дополнительных дефектов в поверхностных слоях образцов.

В заключение особо отметим, что при облучении исследованных материалов космической оптики протонами и электронами при дозах, превышающих $\Phi_{kp} > 5 \cdot 10^{15}$ част./см², в них интенсивно протекают явления окрашивания (наведенного оптического поглощения), а также комплекс явлений: блистеринга, флексинга, радиационно-разрядных процессов, приводящих к значительному изменению оптических свойств материалов — их коэффициентов пропускания $T(\lambda)$, поглощения $k(\lambda)$ и отражения $R(\lambda)$ в широком спектральном интервале $\lambda = 0.2...20$ мкм. Данная критическая доза $\Phi_{kp} = 5 \cdot 10^{15}$ част./см², как уже отмечалось выше, равна эквивалентной годичной дозе протонов, падающих на материалы КА, находящиеся на геостационарной орбите ($H = 36000$ км). Отсюда следует, что работоспособность материалов космической оптики, защитных стекол солнечных батарей в течение их длительного срока эксплуатации 5—20 лет напрямую зависит от нашего понимания процессов, протекающих в материалах КА при воздействии на них протонов и электронов радиационных поясов Земли, а также потоков ионов N_2^+ , Ar^+ , O_2^+ , He^+ верхней атмосферы Земли на высотах $H = 300...1000$ км, которые приводили бы к уменьшению, а в лучшем случае к подавлению блистеринга и флексинга в материалах космических аппаратов.

выводы

Проведенные исследования по воздействию потоков протонов и электронов ($p^+ + e^-$) радиационных поясов Земли с энергией $E = 60...200$ кэВ и флюенсами $\Phi = 5 \cdot 10^{14}...4 \cdot 10^{17}$ част./см² на оптические и структурные свойства материалов космической оптики: кварцевых стекол, образцов чистого ситалла и ситалла с напыленными пленками серебра и алюминия, а также образцов композитных зеркал космических телескопов позволяют сделать следующие выводы.

1. Экспериментально показано, что при увеличении дозы протонного облучения в интервале $\Phi = 5 \cdot 10^{14} \dots 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 исследованные кварцевые стекла продемонстрировали значительное окрашивание, проявляющееся в монотонном уменьшении их светопропускания $T(\lambda)$ в интервале длин волн $\lambda = 200 \dots 800$ нм. Спектральные кривые разности оптического пропускания $\Delta T(\lambda)$ исходных образцов $\Delta T_0(\lambda)$ и облученных образцов $\Delta T_D(\lambda)$ при всех энергиях и дозах облучения обнаружили ярко выраженные максимумы в интервале длин волн $\lambda = 240 \dots 260$ нм. Максимальное окрашивание кварцевых стекол величиной $\Delta T(\lambda) = \Delta k(\lambda) \approx 33\%$ наблюдается для энергий $E = 60$ и 100 кэВ при дозах $\Phi = 2 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 . При увеличении энергии протонов величина наведенного поглощения уменьшается до уровня $\Delta k(\lambda) \approx 23\%$, т.е. наблюдается явление радиационного просветления кварцевых стекол.

Эксперименты по исследованию кинетики радиационного окрашивания кварцевых стекол показали, что зависимости наведенного поглощения $\Delta T(\lambda) = \Delta k(\lambda)$ от времени облучения протонами имеют затухающий экспоненциальный характер. Экспериментальные результаты по наведенному поглощению кварцевых стекол трактуются в рамках феноменологических теорий окрашивания стекол в поле ионизирующих излучений.

2. В работе экспериментально показано, что при облучении образцов чистого ситалла и образцов ситалла с пленками серебра потоками протонов и электронов с энергиями $E = 140 \dots 200$ кэВ и дозами $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{17}$ част./ см^2 на их поверхности наблюдаются четыре характерных типа дефектов и явлений, которые развиваются в приповерхностных слоях облученного ситалла:

- явление блистеринга (вспучивание пленок серебра и алюминия над поверхностью ситалла, т.е. образование дефектов сферической формы с размерами 5—30 мкм);
- явление флекинга (т. е. образование углублений произвольных геометрических форм с размерами 2—8 мкм — «космическая эрозия материалов»)
- радиационно-разрядные процессы, приводящие к появлению характерных фигур при электрических пробоях в поверхностных слоях облученного ситалла, а также явление окрашивания, т. е. значительного потемнения образцов облученного ситалла при дозах $\Phi > 10^{16}$ част./ см^2 .

Показано, что плотность дефектов блистеринга и флекинга в ситалле существенно изменяется с уве-

личением дозы облучения протонов.

В работе показано, что дефекты блистеринга и флекинга в ситалле образуются практически скачкообразно, по достижении некоторой критической дозы Φ_{kp} , равной $\Phi_{kp} = (5 \dots 7) \cdot 10^{15}$ част./ см^2 .

3. Экспериментальные результаты по образованию дефектов блистеринга и флекинга в исследованных материалах трактуются в рамках существующих теорий блистерообразования (Ю. В. Мартыненко, Эванс и др.), согласно которых указанные дефекты появляются под воздействием давления водорода, который образуется при рекомбинации протонов с электронами вещества: $p^+ + e^- = H$ (т. е. в рамках газовой теории блистерообразования).

4. Проведенная в работе оценка критической дозы $\Phi_{kp} = 4 \cdot 10^{15}$ част./ см^2 блистерообразования по теории Мартыненко Ю. В. показала хорошее согласие с настоящим экспериментом, в котором критическая доза оказалась равной $\Phi_{kp} = (5 \dots 7) \times 10^{15}$ част./ см^2 .

5. Экспериментально показано, что облучение композитных зеркал ($\text{Be}+\text{Cu}+\text{Ag}+\text{SiO}_2$) протонами и электронами с энергиями $E = 130 \dots 200$ кэВ и дозами $\Phi = 10^{15} \dots 4 \cdot 10^{16}$ част./ см^2 приводит к значительному уменьшению их коэффициентов отражения $R(\lambda)$ в интервале длин волн $\lambda = 200 \dots 3000$ нм. Структурные исследования показали, что на поверхности облученных композиционных зеркал, как и на образцах ситалла, появляются дефекты блистеринга и флекинга, которые могут привести к значительному уменьшению коэффициента отражения зеркал.

6. Для полного понимания процессов блистеринга, флекинга, окрашивания и радиационно-разрядных процессов, происходящих в материалах космической оптики и диэлектрических материалах космических аппаратов нового поколения, требуются дальнейшие интенсивные экспериментальные и теоретические исследования взаимодействия атомных частиц с веществом.

Авторы выражают глубокую благодарность ректору Харбинского политехнического университета профессору Ян Шичин за обсуждение, а также за фундаментальную поддержку работ в области космического материаловедения.

1. Абраимов В. В., Лура Ф., Боне Л. и др. Исследование явлений блистеринга и флекинга в материалах космической оптики под воздействием факторов космического пространства // Космічна наука і технологія.—1995.—1, № 2—6.—С. 39—54.
2. Акишин А. И., Витошкин Э. А., Захаров П. И., Цепляев Л. И. Об электроразрядном механизме разрушения твердых диэлектриков протонным излучением // ФІЗХОМ.—1996.—№ 3.—С. 36—39.

3. Акишин А. И., Теплов И. Б. Имитация воздействия космических излучений на материалы // ФИЗХОМ.—1992.—№ 3.—С. 47—57.
4. Боев С. Г., Ушаков В. Я. Радиационное накопление заряда в твердых диэлектриках. — М.: Энергоиздат, 1991.—238 с.
5. Бреховских С. М., Викторова Ю. Н., Гринштейн Ю. Л., Ланда Л. М. Основы радиационного материаловедения стекла и керамики. — М.: Изд-во лит-ры по строительству, 1971.—256 с.
6. Бреховских С. М., Тюльнин В. А. Радиационные центры в неорганических стеклах. — М.: Энергоатомиздат, 1988.—200 с.
7. Бюргановская Г. В., Варгии В. В., Леко Н. А., Орлов Н. Ф. Действие излучения на неорганические стекла. — М.: Атомиздат, 1968.—235 с.
8. Вернов С. Н., Акишин А. И. Модель космического пространства. — М.: НИИЯФ МГУ, 1983.—Т. 2.—771 с.
9. Громов В. В. Электрический заряд в облученных материалах. — М.: Энергоиздат, 1982.—112 с.
10. Гусева М. И., Мартыненко Ю. В. Радиационный блистеринг // Успехи физ. наук.—1981.—135, вып. 4.—С. 671—691.
11. Мартыненко Ю. В. Теория блистеринга. — М.: Ин-т атомной энергии им. И. В. Курчатова, 1979.—40 с.
12. Abraimov V. V., Yang Shiqin, He Shiyu, et al. Complex simulator of the effect of eight space environment factors on space vehicle materials // The Fifth Sino-Russian-Ukrainian Symposium on Space Science and Technology. — Harbin, 2000.—Р. 700—705; 706—713.
13. Evans J. H. Formation of blisters in molybdenum bombarded with helium // Nature.—1973.—256, N 5515.—Р. 299—300.

A STUDY ON THE SPECIAL EFFECT OF PROTONS AND ELECTRONS WITH ENERGIES FROM 60 TO 200 keV ON OPTICAL MATERIALS FOR SPACECRAFT APPLICATION

Liu Hai, He Shiyu, V. V. Abraimov, Wang Huaiyi,
YangDezhuang

The effects of the radiation belt protons and electrons with energies from 60 to 200 keV on the optical materials for spacecraft application were studied using the complex space environmental factors simulators KIFK and UPI. In the dose range from $\Phi = 5 \times 10^{14}$ to 4×10^{13} part/cm², distinct phenomena of dye, blister or flake (complex structural defects formed on the surface of glass and reflecting mirror) and radiation discharge occurred in the materials tested. These phenomena remarkably changed the transparency, absorption, and reflection of the materials. The results showed that the blister and flake on the surface of glass and reflecting mirror took place instantaneously at the critical radiation dose $\Phi_c = 6 \times 10^{15}$ part/cm². The results were analyzed within the scope of the present-day theories of dye, blister, and discharge. They are primarily in accordance with the blister theory of Martynenko.

УДК 621.039.5

Я. Е. Айзенберг¹, М. А. Ястребенецкий²

¹ Відкрите акціонерне товариство ХАРТРОН, Харків

² Державний науково-технічний центр ядерної і радіаційної безпеки
Державного комітету ядерного регулювання України, Харків

Сопоставление безопасности ракетами-носителями электростанциями

принципов систем и

обеспечения управления атомными

Надійшла до редакції 20.11.2001

Розглянуто особливості двох найвідповідальніших (з точки зору безпеки) об'єктів керування — атомних електростанцій і ракет-носіїв. Виділено загальний напрямок розвитку систем керування (СК) цими об'єктами і порівнюються принципи забезпечення безпеки цих СК. Запропоновано деякі рекомендації для вдосконалення розробки СК.

Из всех возможных техногенных источников нарушения безопасности в глобальном масштабе атомные электростанции (АЭС) и ракеты-носители с ядерными боеголовками (РН) стоят вне конкуренции в худшем смысле этого слова и являются одними из наиболее опасных.

Авария на блоке 4 Чернобыльской АЭС стала катастрофой не только для СССР, но и для ряда стран Европы. Из аварий с ракетами можно вспомнить взрыв на полигоне Байконур РН без ядерного заряда, который привел к человеческим жертвам.

Системы управления (СУ) являются неотъемлемой частью как АЭС, так и РН. Развитие СУ АЭС и СУ РН, в принципе, подчиняется общим законам развития СУ любыми потенциально опасными объектами — военными или гражданскими. Однако СУ АЭС и СУ РН имеют ряд принципиальных различий, определяемых как особенностями объектов управления, так и сложившимися технологиями разработки и эксплуатации систем.

В нашей статье проведено сопоставление принципов обеспечения безопасности СУ АЭС и СУ РН. При этом мы основываемся на опыте двух организаций:

- НПО «Хартрон», создававшего в течение длительного времени различные типы СУ РН наземного базирования, а с 1992 г., в порядке конверсии, разрабатывавшего также АСУ ТП АЭС для блоков ВВЭР-1000;
- Украинского Государственного научно-технического центра ядерной и радиационной безопасности, выполняющего работы по оценке безопасности новых СУ АЭС, разработанных как организациями Украины, так и фирмами «Вестингауз» (США), «Шкода» (Чехия), «Сименс» (Германия) и др. [4, 9].

Отметим, что в настоящее время Украина не имеет ракет-носителей с ядерными боеголовками. Однако анализ опыта создания их СУ представляет значительный интерес и может быть использован в иных отраслях техники, включая СУ АЭС, а также СУ ракет-носителей без ядерных боеголовок.

Сопоставление АЭС и РН как объектов управления, существенных с точки зрения обеспечения безопасности, сделано в табл. 1.

На основе опыта разработки СУ АЭС и СУ РН можно сформулировать некоторые общие направле-

Таблица 1. Особенности АЭС и РН как объектов управления, существенные с точки зрения обеспечения безопасности

№ п/п	Наименование особенности	АЭС	РН
1	Определение понятия «безопасность»	Безопасность АЭС — свойство АЭС при нормальной эксплуатации и в случае аварий ограничивать радиационное воздействие на персонал, население и окружающую среду установленными пределами [3]	Безопасность РН — свойство систем и оборудования РН: — противодействовать применению РН без директивных указаний; — парировать действия, не предусмотренные документацией; — обеспечить невозможность подрыва заряда в составе РН или отдельно при эксплуатации, обслуживании, аварийном пуске и полете; — обеспечить невозможность пуска при неисправностях СУ и оборудования ракеты
2	Определение понятия «авария»	Авария — нарушение эксплуатации АЭС, при котором произошел выход радиоактивных продуктов и/или ионизирующих излучений за предусмотренные проектом при нормальной эксплуатации границы в количествах, превышающих установленные пределы безопасной эксплуатации [3]	Авария РН: — взрыв РН на пусковой установке или во время полета, а также аварийное выключение двигателя в полете из-за неисправностей СУ или оборудования РН; — выброс компонентов топлива за пределы пусковой установки; — разрушение заряда — Проектные аварии — аварийный полет с выключением двигателя; — запроектная авария — остальное (классификация условная)
3	Классификация аварий	— Проектная; — Запроектная	— Отказы оборудования; — ошибочные действия оперативного и обслуживающего персонала; — внешние воздействия (например, землетрясение); — диверсии
4	Причина аварий		
5	Наличие специальных систем, предназначенных только для предотвращения аварий или ограничения их последствий (и не участвующих в нормальной эксплуатации)	Имеются системы (называемые системами безопасности), включающие специальный вид СУ — управляющие системы безопасности [3]	Имеются: — специальные системы, прекращающие предстартовую подготовку РН при нарушении штатной циклографии подготовки из-за неисправностей оборудования РН и пусковой установки; — система аварийного выключения двигателя, ограничивающая последствия при аномальном полете
6	Классификация СУ по влиянию на безопасность, что определяет требования к СУ	Все СУ делятся на относящиеся к системам, важным для безопасности, и остальные, не влияющие на безопасность	Классификации СУ по влиянию на безопасность нет. Оборудование, отказы которого могут привести к авариям, определяется в техническом задании на разработку СУ. Влияние отказов перечисленного оборудования учитывается при проектировании СУ
7	Наличие ряда уровней глубокоэшелонированной защиты безопасности	СУ участвуют в четырех из пяти уровнях защиты АЭС: 1 — предотвращение нарушений нормальной эксплуатации; 2 — противодействие проектным авариям системами нормальной эксплуатации; 3 — противодействие авариям системами безопасности; 4 — управление запроектными авариями [3]	СУ РН обеспечивают: — предотвращение нарушений нормальной эксплуатации РН из-за отказов технических средств (ТС) или ошибок персонала с гарантией того, что они не приведут к опасным последствиям; — противодействие проектным авариям путем ограничения последствий аварии РН в полете с помощью выключения двигателя и электрических блокировок подрыва заряда
8	Разделение управления в сфере использования объекта и в сфере государственного регулирования безопасности	Принципы разделения имеют место во всех странах. В Украине управление использованием АЭС осуществляет Минэнерго через национальную энергетическую компанию (НАЭК) «Энергоатом». Государственное регулирование безопасности осуществляется государственным комитетом ядерного регулирования [3]	Имеется последовательное разделение управления пуском РН между государственными ведомствами. Нет организации, выполняющей государственное регулирование безопасности

Окончание табл. 1

№ п/п	Наименование особенностей	АЭС	РН
9	Наличие международной организации, контролирующей безопасность	МАГАТЭ	Имеется только национальный контроль
10	Наличие развитой международной системы нормативных документов	Имеется множество документов МАГАТЭ различного назначения, в том числе непосредственно относящихся к СУ АЭС [5, 6], стандарты International Electrotechnical Commission [7, 8] и др.	Международной системы НТД, действующей в ракетной отрасли, нет. Есть система национальных нормативных документов
11	Соответствие срока службы объекта управления и СУ	Медленная смена поколений объекта по сравнению с поколениями СУ. Срок службы технологического оборудования АЭС — 30 лет. Срок службы СУ 8—10 лет. На АЭС функционирует технологическое оборудование, установленное при монтаже и пуске АЭС. Значительное число СУ заменяется новыми [7, 8]	Срок службы СУ превышает срок службы РН в целом. При этом гарантийные сроки СУ соответствуют сроку эксплуатации РН. Поколения РН и СУ практически всегда меняются одновременно
12	Временной режим работы	Непрерывный характер работы технологического оборудования и СУ в течение длительного времени (30—50 лет)	Непрерывное функционирование дежурных систем в течение всего срока эксплуатации и полная проверка исправности комплектующих РН технических и технологических систем при регламентных проверках
13	Участие человека в управлении	Управление АЭС — автоматизированное (с участием оперативного персонала в прямом контуре управления). Кроме того, имеется обслуживающий персонал	Управление РН в полете — автоматическое (без участия человека). Обслуживающий персонал существует при проведении регламентных (периодических) проверок и выдаче команды на пуск РН

ния развития СУ в части обеспечения безопасности. К ним относятся:

- широкое применение программного обеспечения и современной компьютерной техники;
- применение высоконадежной элементной базы;
- обеспечение самоконтроля и самодиагностики (с заданной глубиной и достоверностью);
- использование распределенной структуры построения СУ;
- защита от действий, не предусмотренных документацией, направленная на парирование попыток изменить штатные связи в технических средствах и программном обеспечении систем безопасности с представлением информации обслуживающему персоналу в реальном масштабе времени и архивированием таких действий;
- исключение влияния ошибочных действий операторов на правильность функционирования систем защиты и невозможность выведения их из строя в результате таких действий;
- разработка на всех этапах жизненного цикла СУ программ обеспечения качества и комплексной программы экспериментальной отработки систем на этапах проектирования, поставки и ввода в эксплуатацию;

- верификация ПО и валидация системы с участием представителей независимых контролирующих организаций;
- экспертиза со стороны независимых организаций этапов разработки и отработки СУ в темпе их выполнения, а не по окончании разработки и поставки оборудования.

Сопоставим далее принципы обеспечения безопасности СУ АЭС и СУ РН на различных стадиях их жизненного цикла (табл. 2).

На основе опыта создания СУ РН можно предложить некоторые рекомендации по совершенствованию разработки СУ АЭС.

1. Выпуск программы экспериментальной отработки на начальной стадии выполнения заказа позволит заранее определить объем испытаний, место их проведения, требуемое время, состав технических средств и испытательного оборудования, обеспечивающего планируемую отработку, формы отчетных материалов, финансовые затраты.

2. Должны быть приняты технические и программные меры, препятствующие несанкционированному их отключению, изменению/нарушению электрических схем и программного обеспечения. В частности, необходимо предусматривать:

Таблица 2. Принципы обеспечения безопасности на различных стадиях жизненного цикла СУ АЭС и РН

Принцип обеспечения безопасности	АЭС [1, 3]	РН
РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ		
Принцип единичного отказа	Управляющие системы должны выполнять заданные функции при любом требующем их работы исходном событии и при независимом от исходного события отказе одного из элементов системы	Требование выполнения функций СУ при одной возможной неисправности является обязательным и задается в ТЗ на разработку СУ
Принцип резервирования	В управляющих системах безопасности должен быть использован принцип повышения надежности путем применения структурной, функциональной, информационной и/или временной избыточности по отношению к минимально необходимому и достаточному для выполнения системой заданных функций объему	Вычислительный комплекс выполняется с глубоким резервированием (внутренние мажоритарные элементы). Релейно-коммутационная аппаратура выполняется двух- или трехканальной
Принцип независимости	В управляющих системах безопасности требуется, чтобы отказы одной СУ не приводили к отказам другой СУ и отказы каналов в СУ не приводили к отказам каналов в этом же СУ. Принцип независимости реализуется: <ul style="list-style-type: none"> — функциональным разделением, которое должно использоваться для уменьшения вероятности неблагоприятного взаимодействия между элементами СУ с резервированием или взаимосвязанных СУ в результате нормальной или аномальной эксплуатации, или отказа какого-либо элемента систем; — физическим разделением и размещением компонентов СУ, которые должно использоваться для уменьшения вероятности отказов по общей причине 	В СУ РН реализуется принцип независимости отказов, при котором: <ul style="list-style-type: none"> — отказ элементов резервированного канала какой-либо подсистемы не приводит к отказам в сопряженной подсистеме; — физическим разделением и размещением компонентов СУ уменьшается вероятность отказов по общей причине (раздельное размещение резервированных каналов в приборах, раздельное исполнение и прокладка силового электропитания и т.д.)
Принцип разнообразия (диверсности)	Используется в наиболее ответственных системах безопасности (например, аварийных защитах). Принцип реализуется: <ul style="list-style-type: none"> — функциональным разнообразием, при котором в СУ используются различные алгоритмы реализации одной и той же функции; — разнообразием технических средств, при котором для реализации одной и той же функции с одним и тем же алгоритмом используются различные технические средства (например, полученные от различных поставщиков); — программным разнообразием, при котором используются различные варианты (версии) программного обеспечения, соответствующие одной спецификации (например, созданные с использованием разных языков, разных средств программирования, разными разработчиками и т.д.) 	В СУ РН не используется
Консервативный подход	Консервативный подход — при котором для параметров и характеристик принимаются значения и пределы, заведомо приводящие к более неблагоприятным результатам	Консервативный подход — при котором в ходе проектирования предусматривается выполнение заданных функций при граничных значениях входных параметров, предельных значениях напряжения питания и внешних воздействующих факторов
Жесткие требования к поведению СУ при внешних воздействиях	СУ должна удовлетворять требованиям устойчивости к воздействиям окружающей среды (землетрясение, температура, электромагнитные помехи и др.) и воздействиям, вызванным авариями технологического оборудования АЭС (например, разрывом трубопроводов)	СУ выполняется устойчивой к: <ul style="list-style-type: none"> — внешним воздействиям и их комбинациям; — транспортировке в штатной таре и в составе РН; — хранению в штатной таре и в составе РН

Окончание табл. 2

Принцип обеспечения безопасности	АЭС [1, 3]	РН
Защита от несанкционированного доступа	Охрана АЭС и блочного щита, исключение возможности несанкционированного доступа к программам, данным, настройкам, сигнализация о доступе	Охрана периметра района расположения пусковой установки РН, физическая защита линий связи и помещений с аппаратурой от проникновения посторонних лиц, постоянный электрический контроль стыковки разъемов цепей управления пуском с сигнализацией о НСД
ПРОВЕРКА И ИСПЫТАНИЯ		
Верификация ПО	Для систем безопасности должна выполняться независимой от разработчика организацией	Представительство заказчика осуществляет контроль разработки на соответствие НТД и техническому заданию от начала разработки и до сдачи РН в эксплуатацию с выдачей этапных заключений по результатам анализа документации и совместных с разработчиком отработочных испытаний, в том числе верификации ПО и валидации системы в целом
Приемка представителем заказчика	Специальная приемка для АЭС (введенная после аварии на Чернобыльской АЭС)	Все комплектующие изделия, технические средства и ПО принимаются службой технического контроля поставщика, а затем представителем заказчика с оформлением протоколов качества (формуляров)
Многоступенчатые испытания	Испытания СУ включают в себя (см. [2]) <ul style="list-style-type: none"> — предварительные (автономные и комплексные) — опытную эксплуатацию — приемочные 	Планирование испытаний осуществляется на начальном этапе разработки путем выпуска программ экспериментальной отработки. Выполнение программы контролируется представителем заказчика. Испытания СУ включают в себя: <ul style="list-style-type: none"> — испытания программно-алгоритмического обеспечения (ПАО) в схеме исследовательских стендов, — лабораторно-отработочные и совместные с представителем заказчика автономные и комплексные испытания аппаратуры и ПАО, — испытания на контрольно-испытательной станции РН, — испытания на технической и стартовой позициях. Завершающий этап испытаний — летные испытания штатных РН в реальных условиях эксплуатации
Испытания компонентов и СУ в целом при тяжелых условиях	Технические средства управляющих систем безопасности должны испытываться при всех установленных требованиях в любых предусмотренных проектом условий эксплуатации (включая проектные аварии и послеваварийный режим)	Программой экспериментальной отработки предусматриваются автономные испытания всех компонентов и СУ в целом во всех заданных ТЗ условиях и их комбинациях, с искусственным внесением неисправностей в резервированные каналы

- использование кодов, не разрешающих отключение систем безопасности и изменения ПО, а также отключение сигнализации о попытках действий с ТС и ПО, не предусмотренных документацией;
- программные блокировки несанкционированного изменения ПО с сигнализацией и архивированием таких попыток;
- электрический контроль стыковки разъемов и линий связи ТС (по возможности) с немедленным включением сигнализации (индикационной, звуковой) при нарушениях.

3. Для обеспечения поддержания СУ в работоспособном состоянии при штатной эксплуатации должна быть разработана структура построения ЗИП (одиночный, групповой и т. д.) и предусмотрена

обязательная его поставка комплектно с техническими средствами СУ. Обязательность комплектной поставки ТС и ЗИП к ним должны быть оговорены государственной нормативной документацией.

4. Увеличение глубины и достоверности системы диагностики (до конструктивно-съемных единиц) и предоставление информации оператору о месте неисправности в темпе ее появления.

На основе опыта создания СУ АЭС можно предложить некоторые рекомендации совершенствования разработки СУ РН (без ядерных боеголовок).

- Использование принципа разнообразия в резервированных каналах за счет различия алгоритмов выполнения одной и той же функции и/или программ, реализующих один и тот же алгоритм (использование разных языков, раз-

- ных инструментальных средств программирования и т. п.).
- Классификация компонентов СУ РН по критериям безопасности.
 - Разработка документов, устанавливающих требования по безопасности СУ РН и методику оценки безопасности СУРН в рамках системы нормативных документов, регламентирующих общие технические требования к РН.

В заключение отметим, что опыт обеспечения СУ РН может быть использован не только для СУ АЭС, но и для СУ объектов различного назначения, критических с точки зрения безопасности (газопроводов, химических производств и др.).

1. Вимоги з ядерної та радіаційної безпеки до інформаційних і керуючих систем, важливих для безпеки атомних станцій. — Київ: Державна адміністрація ядерного регулювання України, 2000.—(НП 306.5.02/3.035-2000).
2. ГОСТ 34.603-92 Інформаційна технологія. Виды испытаний автоматизированных систем.
3. Загальні положення забезпечення безпеки атомних станцій. — Київ: Державна адміністрація ядерного регулювання України, 2000.—(НП 306.1.02/1.034-2000).
4. Ястребенецкий М. А. Системы контроля и управления энергоблоков АЭС Украины: вчера, сегодня, завтра // Ядерная и радиационная безопасность.— 1998.—№ 1.—

С. 58—65.

5. International Atomic Energy Agency. Modern instrumentation and control for nuclear power plants: a guidelook. — Vienna, 1999.—(Technical Report Ser. № 387).
6. International Atomic Energy Agency. Specifications of requirements for upgrades using digital instrumentation and control system. — Vienna, 1999.—(IAEA TECDOC-1066).
7. International Electrotechnical Commission. Software for computers in the safety systems of nuclear power stations // IEC.—1986.—IEC 60880-86.
8. International Electrotechnical Commission. Nuclear power plants. Instrumentation and control systems important for safety. Classification // IEC.—1993.—IEC 61226-93.
9. Yastrebenetsky M. Modernization of the Ukrainian NPP Instrumentation and Control Systems // Modernization of instrument and control in nuclear power plants. — Vienna, 1998.—P. 165—173.—(IAEA TECDOC-1016).

COMPARISON OF THE SAFETY PRINCIPLES FOR THE CONTROL SYSTEMS FOR LAUNCHERS AND ATOMIC POWER STATIONS

Ya. E. Aizenberg and M. A. Yastrebenetskii

We discuss the peculiarities of the control of two most important (from the safety point of view) objects — atomic power stations and launchers. We determine a general trend in the development of the control systems for these objects and compare the basic principles in providing their safety. Some recommendations are proposed for improving the design of the control systems.

УДК 629.764

Я. Е. Айзенберг, Ю. М. Златкин, А. Н. Калногуз,
В. А. Батаев, А. И. Кузьмин

Відкрите акціонерне товариство ХАРТРОН, Харків

Управление по углам атаки и скольжения первых ступеней РН

Надійшла до редакції 20.11.01

Розглядається задача забезпечення усталеності руху ракети-носія (РН) і необхідної точності керування. Забезпечується регулювання за кутами атаки і ковзання для зменшення аеродинамічних навантажень на корпус РН і для зменшення діапазону кутів повороту керуючих органів, потрібного для керованості першого ступеня. Оцінюються кути атаки і ковзання за інформацією від встановлених на гіростабілізаторі гіроінтеграторів (або встановлених на корпусі РН акселерометрів). Здійснюється передстартове моделювання руху РН з урахуванням результатів зондування вітру для зменшення можливості невірного скасування пуску, якому передувала дорога підготовка.

В ОАО ХАРТРОН более 20 лет проводятся работы по системам стабилизации РН с управлением по углам атаки и скольжения. Ранее результаты этой работы не публиковались. В научно-технической литературе этот вопрос практически не освещен.

В настоящей статье приведены результаты решения задачи управления по углам атаки и скольжения на примере первой ступени РН «Циклон». Авторы надеются, что статья будет полезной читателям-специалистам по системам стабилизации РН.

СОКРАЩЕНИЯ

БСК	— базовая система координат
ГС	— гиростабилизатор
ГИ	— гироинтегратор
ГСК	— гирокопическая система координат
КРК	— контур разгрузки корпуса
КС	— камера сгорания
МД1	— маршевый двигатель первой ступени
НР, КР	— начало и конец работы КРК
НССК	— начальная стартовая система координат
ПСК	— программная система координат
РН	— ракета-носитель
РП	— рулевой привод
РД1	— рулевой двигатель первой ступени

© Я. Е. АЙЗЕНБЕРГ, Ю. М. ЗЛАТКИН, А. Н. КАЛНОГУЗ,
В. А. БАТАЕВ, А. И. КУЗЬМИН, 2002

РНС(РБС)	— регулирование нормальной (боковой) скорости
СК	— система координат
СП	— сервопривод
ССК	— связанная система координат
ЦМ	— центр масс.

ВВЕДЕНИЕ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

На систему стабилизации тяжелых ракет-носителей (РН) может быть возложена дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус ракеты при действии ветровых возмущений с помощью контура разгрузки корпуса (КРК). Контуру разгрузки корпуса обеспечивает управление по углам атаки и скольжения РН. Это позволяет уменьшить вес конструкции РН и, как следствие, вывести на орбиту больший полезный груз. Регулирование по углам атаки и скольжения применено на РН «Ариан» (Франция), МКС «Спейс-Шаттл» (США), РН «Энергия» (СССР) и РН «Зенит» (Украина, Россия).

Традиционно для обеспечения устойчивости и управляемости первых ступеней РН используется

закон регулирования (здесь для сокращения записей рассматривается для примера канал рыскания):

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \psi + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi} - k_z \dot{z},$$

где ψ — угол рыскания; \dot{z} — боковая скорость центра масс РН.

Дополнительная задача снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН при действии ветра формулируется в виде ограничения на модуль произведения $|q\beta|$ скоростного напора q на угол скольжения β .

Угол скольжения определяется приближенной формулой:

$$\beta = \psi + \frac{\dot{z} - W_z^b}{V},$$

где V — модуль скорости центра масс РН относительно Земли; W_z^b — скорость бокового ветра.

Возможны два способа управления по углу скольжения для снижения аэродинамических нагрузок на корпус РН:

- путем поворота продольной оси ракеты на встречу набегающему потоку, что достигается законом регулирования

$$\varepsilon_{\psi y} = k_{\psi} \beta + k_{\dot{\psi}} \dot{\psi};$$

- путем придания центру масс (ЦМ) ракеты скорости в сторону действия ветра.

В нашей работе за основу принят первый способ. Для его реализации необходима информация об углах атаки и скольжения. Углы атаки и скольжения мы предлагаем вычислять по информации с выхода гироинтеграторов (ГИ), устанавливаемых на гиростабилизаторе (ГС). Применяемые в авиации флюгерные датчики углов атаки и скольжения в ракетной технике не используются. В контуре разгрузки корпуса РН «Энергия» определение углов атаки и скольжения производилось по информации от акселерометров, установленных на корпусе в хвостовом и приборном отсеках.

Методика учета ветра при разработке системы стабилизации тяжелых РН основана на результатах статистической обработки данных многолетнего зондирования атмосферы в районе стартового комплекса. В методике учета ветра значения огибающей и значения градиентов скорости ветра задаются с определенной вероятностью. При этом, естественно, в планируемое время пуска скорость ветра может оказаться больше скорости, допускаемой методикой учета ветра.

В нашей работе вопрос об отмене пуска или о разрешении пуска РН, которому предшествовала дорогостоящая подготовка, предлагается решать с помощью предстартового моделирования движения

ракеты с использованием результатов зондирования атмосферы.

Зондирование ветра перед пуском и во время полета РН «Энергия» на космодроме «Байконур» производилось с помощью воздушных шаров. Измерение скорости ветра перед запуском МКС «Спейс Шаттл» производится с помощью радиолокационных станций.

1. СИСТЕМА ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНЫХ УРАВНЕНИЙ ДВИЖЕНИЯ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

При составлении уравнений движения первой ступени РН с длительностью полета $t < 125$ с в решении задач стабилизации можно сделать следующие допущения:

- Земля имеет форму шара;
- вращение Земли не учитывается.

Определим используемые в настоящем разделе начальную стартовую систему координат (НССК), связанную систему координат (ССК) и базовую систему координат (БСК).

Начало начальной стартовой системы координат совпадает с положением центра масс РН на старте, ось Ox_0 направлена по касательной к поверхности Земли в сторону цели в момент окончания выставки гиростабилизатора в горизонт и по азимуту, ось Oy_0 — вертикально вверх в точке старта, ось Oz_0 дополняет систему координат до правой системы.

Начало связанной системы координат совпадает с положением центра масс РН, ось Ox_1 направлена по продольной оси РН к носу, ось Oy_1 лежит в вертикальной плоскости симметрии ракеты и направлена «вверх» перпендикулярно к оси Ox_1 , ось Oz_1 дополняет систему координат до правой системы.

Начало базовой системы координат находится в точке пересечения плоскости стыка второй ступени и разгонного блока с продольной осью РН. Направление осей Ox_b , Oy_b , Oz_b базовой системы координат совпадает с направлением соответствующих осей связанной системы координат.

1.1. Векторная форма уравнений движения центра масс:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{r}}_0 = \mathbf{V}_0, \\ \dot{\mathbf{V}}_0 = \frac{1}{m} \mathbf{F}_0 + \mathbf{g}_0, \end{cases} \quad (1.1)$$

где $\mathbf{r}_0 = (x_0, y_0, z_0)^T$ и $\mathbf{V}_0 = (V_{x0}, V_{y0}, V_{z0})^T$ — радиус-вектор и вектор скорости центра масс в начальной стартовой системе координат; $m = G/g$

— масса РН; $G(t) = G(0) - \int \dot{G}(t)dt$ — вес РН.

Расход складывается из расходов маршевого и рулевого двигателей (МД и РД1):

$$\dot{G}(t) = \dot{G}^M(t) + \dot{G}^{upr}(t),$$

$\mathbf{F}_0 = (F_{x0}, F_{y0}, F_{z0})^T$ — главный вектор внешних сил, действующих на ракету (без силы тяжести); $\mathbf{g}_0 = (g_{x0}, g_{y0}, g_{z0})^T$ — ускорение свободного падения,

$$\mathbf{g}_0 = g \frac{-\mathbf{r}_0}{|\mathbf{r}_0|},$$

$$g = g_s \left(\frac{R_s}{y_0 + R_s} \right)^2,$$

где g_s — модуль ускорения свободного падения на поверхности Земли; R_s — радиус Земли.

Главный вектор внешних сил в начальной стартовой системе координат:

$$\mathbf{F}_0 = A_{01} \mathbf{F}_1, \quad (1.2)$$

где $\mathbf{F}_1 = (F_{x1}, F_{y1}, F_{z1})^T$ — главный вектор внешних сил в связанной системе координат; матрица A_{01} определяется формулой (1.25) при рассмотрении углового движения.

Вектор \mathbf{F}_1 является суммой трех векторов:

$$\mathbf{F}_1 = \mathbf{P}_1^M + \mathbf{P}_1^{upr} + \mathbf{R}_1^a \quad (1.3)$$

— тяги маршевого двигателя \mathbf{P}_1^M , тяги рулевого двигателя первой ступени \mathbf{P}_1^{upr} и равнодействующей аэродинамических сил \mathbf{R}_1^a .

Определим каждое слагаемое в правой части (1.3).

Вектор тяги МД первой ступени в связанной системе координат:

$$\mathbf{P}_1^M = \frac{P^M(h)}{\sqrt{1 + (\eta_{y1}^M)^2 + (\eta_{z1}^M)^2}} (1, \eta_{y1}^M, \eta_{z1}^M)^T, \quad (1.4)$$

где модуль тяги МД равен

$$P^M(h) = P_b^M - p(h)S_a^M, \\ P_b^M = \dot{G}^M I^M, \quad (1.5)$$

где $p(h)$ — давление воздуха на высоте h ; I^M — удельный импульс тяги МД; S_a^M — площадь среза сопла МД; η_{y1}^M, η_{z1}^M — случайные перекосы тяги МД в плоскостях x_1y_1 и x_1z_1 связанной системы координат.

Вектор тяги РД1 в связанной системе координат равен сумме векторов тяги четырех сопел РД1:

$$\mathbf{P}_1^{upr} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{P}_1^{upri}, \quad (1.6)$$

$$\mathbf{P}_1^{upr1} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_1, 0, -\sin\delta_1)^T,$$

$$\mathbf{P}_1^{upr2} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_2, \sin\delta_2, 0)^T, \quad (1.7)$$

$$\mathbf{P}_1^{upr3} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_3, 0, -\sin\delta_3)^T,$$

$$\mathbf{P}_1^{upr4} = \frac{1}{4} P^{upr}(h) (\cos\delta_4, \sin\delta_4, 0)^T.$$

Модуль тяги РД1 равен

$$P^{upr}(h) = P_b^{upr} - p(h)S_a^p, \quad (1.8)$$

$$P_b^{upr} = \dot{G}^{upr} I^{upr},$$

где P_b^{upr} — тяга РД1 в пустоте; I^{upr} , S_a^{upr} — удельный импульс и суммарная площадь срезов сопел РД1 с четырьмя камерами горения (КС).

Углы отклонения камер горения РД1 δ_i определяются приближенным операторным уравнением

$$\delta_i(p) = \delta_{PPI}(p) + \Delta\delta_{0i}, \quad i = 1, 2, 3, 4,$$

$$\delta_{PPI}(p) = Q_{CPI}(p)\varepsilon_i(z),$$

$$Q_{CPI}(p) = \frac{k_{CPI}}{(1 + T_{CPI}p)^2},$$

$$z = e^{pT_0},$$

где k_{CPI} , T_{CPI} — статические коэффициенты усиления и постоянная времени СП, номинальные значения которых $k_{CPI} = 1$, $T_{CPI} = 0.075$ с; $\Delta\delta_{0i}$ — смещение «нулей» выходных валов рулевого привода и камер горения РД1; $\varepsilon_i(z)$ — z -преобразование управляемых сигналов СП, вычисляемых по алгоритмам (3.28).

Поточная скорость центра масс ракеты в начальной стартовой системе координат:

$$\mathbf{V}_0^n = \mathbf{V}_0 - \mathbf{W}_0^B, \quad (1.10)$$

где \mathbf{V}_0 — скорость центра масс РН относительно Земли; \mathbf{W}_0^B — скорость горизонтального ветра:

$$\mathbf{W}_0^B = W^B(h) \cdot \mathbf{A}_{0n} \cdot \mathbf{e}_0^n,$$

$$\mathbf{A}_{0n} = \begin{vmatrix} \cos A_w & 0 & \sin A_w \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin A_w & 0 & \cos A_w \end{vmatrix}, \quad (1.11)$$

$$\mathbf{e}_0^n = \frac{\mathbf{r}_0}{|\mathbf{r}_0|} \times \mathbf{e}_0, \quad \mathbf{e}_0 = \left(0, \frac{\sqrt{2}}{2}, \frac{\sqrt{2}}{2}\right)^T,$$

где $W^B(h)$ — модуль скорости горизонтального ветра; A_w — азимут ветра в начальной стартовой

системе координат. (Азимут ветра $A_w = 0$, если ветер встречный, при этом воздух движется относительно Земли в сторону старта).

Модуль скорости ветра $W^b(h)$ и угол A_w определяются по методике, разработанной ЦНИИМАШ (г. Королев Московской обл.).

Поточная скорость в связанной системе координат:

$$\mathbf{V}_1^n = A_{10} \mathbf{V}_0^n, \quad A_{10} = A_{01}^{-1} = A_{01}^T, \quad (1.12)$$

$$V^n = |\mathbf{V}^n|.$$

Полная аэродинамическая сила состоит из продольной и нормальной сил:

$$\mathbf{R}_1^a = \mathbf{R}_1^l + \mathbf{R}_1^h. \quad (1.13)$$

Продольная сила:

$$\mathbf{R}_1^l = -C_x(M, \alpha^n, h)qS_m \mathbf{L}_1, \quad (1.14)$$

$$M = \frac{V^n}{a(h)},$$

где $\mathbf{L}_1 = (1, 0, 0)^T$ — единичный вектор, направленный вдоль ракеты к ее носу; скоростной напор $q = \rho(h)(V^n)^2/2$; скорость звука $a(h)$ и плотность воздуха $\rho(h)$ определяются по высоте h ; S_m — площадь миделева сечения РН.

Нормальная сила:

$$\mathbf{R}_1^h = (0, R_{y1}^h, R_{z1}^h)^T,$$

$$\mathbf{R}_1^h = C_n(M, \alpha^n)qS_m \frac{\mathbf{L}_1 \times (\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n)}{|\mathbf{L}_1 \times (\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n)|}, \quad (1.15)$$

$$\sin \alpha^n = \frac{|\mathbf{L}_1 \times \mathbf{V}_1^n|}{|\mathbf{V}_1^n|},$$

где α^n — полный поточный угол атаки.

1.2. Векторная форма уравнения движения РН относительно центра масс в связанной системе координат:

$$J\dot{\omega}_1 + \omega_1 \times (J\omega_1) = \mathbf{M}_1, \quad (1.16)$$

где

$$\mathbf{M}_1 = \mathbf{M}_1^m + \mathbf{M}_1^{upr} + \mathbf{M}_1^a + \mathbf{M}_1^{al} + \mathbf{M}_1^\omega \quad (1.17)$$

— суммарный внешний момент, являющийся суммой моментов тяги МД и РД1, аэродинамического момента, дополнительного аэродинамического момента относительно продольной оси РН (момент косого обдува) и демпфирующего момента;

$$J = \begin{vmatrix} J_x & 0 & 0 \\ 0 & J_y & 0 \\ 0 & 0 & J_z \end{vmatrix}$$

— тензор инерции, задаваемый как функция веса G ракеты.

Момент, создаваемый силой тяги МД:

$$\mathbf{M}_1^m = (M_{x1}^m, M_{y1}^m, M_{z1}^m)^T = \mathbf{r}_b^m \times \mathbf{P}_1^m. \quad (1.18)$$

Радиус-вектор точки приложения тяги МД в связанной системе координат:

$$\mathbf{r}_1^m = (x_1^m, y_1^m, z_1^m)^T = \mathbf{r}_b^m - \mathbf{r}_b^T,$$

где $\mathbf{r}_b^m = (x_b^m, y_b^m, z_b^m)^T$ — радиус-вектор точки приложения тяги МД в базовой системе координат; $\mathbf{r}_b^T = (x_b^T, y_b^T, z_b^T)^T$ — радиус-вектор центра масс в базовой системе координат, задаваемый как функция веса G ракеты.

Момент РД1 в связанной системе координат складывается из моментов, создаваемых его четырьмя соплами:

$$\mathbf{M}_1^{upr} = \sum_{i=1}^4 \mathbf{M}_1^{upri}, \quad \mathbf{M}_1^{upri} = \mathbf{r}_1^{upri} \times \mathbf{P}_1^{upri}, \quad (1.19)$$

$$i = 1, 2, 3, 4,$$

где

$$\mathbf{r}_1^{upri} = \mathbf{r}_b^{upri} - \mathbf{r}_b^T, \quad \mathbf{r}_b^{up1} = (x_b^{up}, -r_b^{up}, 0)^T,$$

$$\mathbf{r}_b^{up2} = (x_b^{up}, 0, -r_b^{up})^T, \quad \mathbf{r}_b^{up3} = (x_b^{up}, r_b^{up}, 0)^T,$$

$$\mathbf{r}_b^{up4} = (x_b^{up}, 0, r_b^{up})^T,$$

x_b^{up} и r_b^{up} — абсцисса (в базовой системе координат) и расстояние до оси Ox_b точек приложения тяг рулевых сопел.

Момент аэродинамических сил в связанной системе координат:

$$\mathbf{M}_1^a = (M_{x1}^a, M_{y1}^a, M_{z1}^a)^T = \mathbf{r}_b^a \times \mathbf{R}_1^a. \quad (1.20)$$

Радиус-вектор центра давления РН в связанной системе координат:

$$\mathbf{r}_1^d = \mathbf{r}_b^d - \mathbf{r}_b^T, \quad \mathbf{r}_b^d = (x_b^d(M, \alpha^n), 0, 0)^T. \quad (1.21)$$

Дополнительный аэродинамический момент относительно продольной оси РН (в связанной системе координат):

$$\mathbf{M}_1^{al} = (M_{x1}^{al}, 0, 0)^T, \quad (1.22)$$

$$M_{x1}^{al} = -(m_x^\alpha(M)\alpha + m_x^\beta(M)\beta)qS_m R.$$

Здесь α и β — поточные углы атаки и скольжения РН:

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{-V_{y1}^n}{V_{x1}^n}, \quad \sin \beta = \frac{V_{z1}^n}{|\mathbf{V}_1^n|},$$

R — характерный размер (радиус) ракеты. Демпфирующий момент

$$\begin{aligned} M_1^\omega &= (M_{x1}^\omega, M_{y1}^\omega, M_{z1}^\omega)^T, \\ M_{x1}^\omega &= -m_x^\omega(M)qS_Ml\omega_{x1}, \\ M_{y1}^\omega &= -m_y^\omega(M)qS_Ml\omega_{y1}, \\ M_{z1}^\omega &= -m_z^\omega(M)qS_Ml\omega_{z1}. \end{aligned} \quad (1.23)$$

Интегрирование уравнения (1.16) дает вектор $\omega_1 = (\omega_{x1}, \omega_{y1}, \omega_{z1})^T$ угловой скорости РН в связанной системе координат. По вектору ω_1 с помощью матрицы $A_{\Gamma 1}$ перехода от связанной системы координат к гирокопической системе координат, оси которой направлены по осям карданова подвеса гиростабилизатора, получается вектор угловой скорости в гирокопической системе координат:

$$A_{\Gamma 1} = \begin{vmatrix} \frac{\sin\theta_\Gamma}{\cos\psi_\Gamma} & \frac{\cos\theta_\Gamma}{\cos\psi_\Gamma} & 0 \\ \cos\theta_\Gamma & -\sin\theta_\Gamma & 0 \\ \sin\theta_\Gamma \operatorname{tg}\psi_\Gamma & \cos\theta_\Gamma \operatorname{tg}\psi_\Gamma & 1 \end{vmatrix} \quad (1.24)$$

Интегрированием вектора $\dot{\theta}_\Gamma = (\dot{\varphi}_\Gamma, \dot{\psi}_\Gamma, \dot{\theta}_\Gamma)^T$ получается вектор $\theta_\Gamma = (\varphi_\Gamma, \psi_\Gamma, \theta_\Gamma)^T$, компоненты которого

используются для построения матрицы A_{01} :

$$A_{01} = \begin{vmatrix} \cos\varphi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\cos\varphi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \sin\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & +\sin\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\sin\psi_\Gamma \\ \cos\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \cos\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & -\sin\psi_\Gamma \\ -\sin\varphi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & \sin\varphi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & \cos\varphi_\Gamma \cos\psi_\Gamma \\ +\cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \sin\theta_\Gamma & +\cos\varphi_\Gamma \sin\psi_\Gamma \cos\theta_\Gamma & \end{vmatrix}. \quad (1.25)$$

При построении матрицы A_{01} ориентация связанной системы координат получается тремя последовательными поворотами начальной стартовой системы координат на углы φ_Γ , ψ_Γ , θ_Γ в указанном порядке: первый поворот производится на угол φ_Γ вокруг оси Oy_0 начальной стартовой системы координат, третий поворот — на угол θ_Γ вокруг оси Oz_1 связанной системы координат.

2. ЦИКЛОГРАММА РАБОТЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Циклограмма работы системы стабилизации приведена на рис. 1, где приняты следующие обозначения:

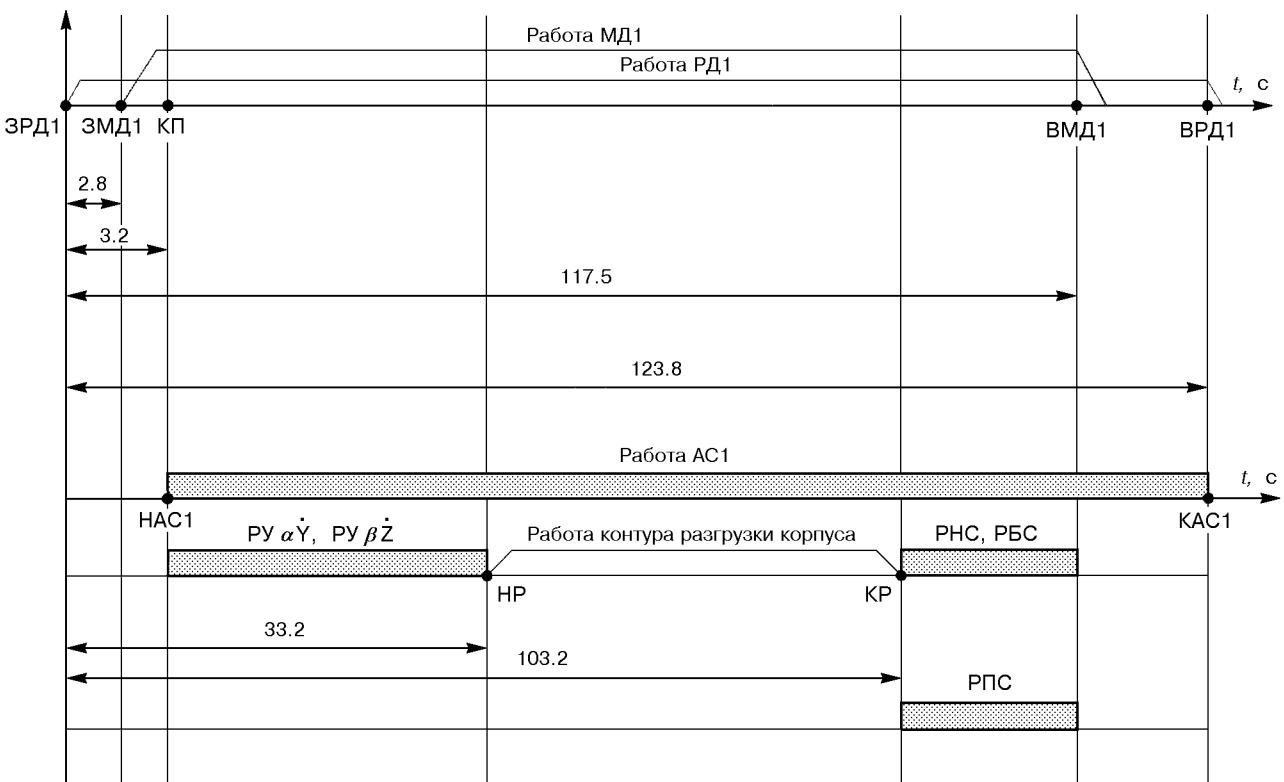


Рис. 1. Циклограмма работы системы стабилизации первой ступени РН

ЗРД1 — команда на запуск рулевого двигателя первой ступени;

ЗМД1 — команда на запуск маршевых двигателей первой ступени;

КП — команда фиксации срабатывания контакта подъема, по этой команде включается автомат стабилизации первой ступени (НАС1);

ВМД1 — команда на выключение маршевого двигателя первой ступени;

ВРД1 — команда на выключение рулевого двигателя первой ступени, в этот момент выключается автомат стабилизации первой ступени (КАС1);

НР, КР — моменты начала и конца работы контура разгрузки корпуса;

НРПС — момент начала работы алгоритма программного регулирования скорости после окончания работы контура разгрузки корпуса;

РПС — интервал времени, когда работает алгоритм программного регулирования скорости центра масс РН;

$\dot{Y}\alpha\dot{Y}$, $\dot{Y}\beta\dot{Z}$ — интервал времени, на котором производится регулирование по углам ориентации вектора скорости центра масс РН относительно программной системы координат в каналах тангажа и рыскания;

РНС, РБС — интервал времени, когда работают регуляторы нормальной и боковой скорости.

3. АЛГОРИТМЫ КОНТУРА РАЗГРУЗКИ КОРПУСА ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Определим программную систему координат (ПСК) $Ox_3y_3z_3$ для участка траектории РН, где работает первая ступень. Начало этой системы координат находится в центре масс РН. Ось Ox_3 направлена по программному вектору скорости центра масс ракеты, ось Oy_3 находится в вертикальной плоскости симметрии ракеты в программном движении и направлена «вверх» перпендикулярно оси Ox_3 , ось Oz_3 дополняет систему координат до правой декартовой системы координат. Ориентация осей программной системы координат в начальной стартовой СК определяется тремя углами: $\varphi_{\Gamma}^{\text{пп}}$, $\psi_{\Gamma}^{\text{пп}}$, $\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}$.

3.1. С точностью до величин второго порядка малости связь между связанной системой координат и программной системой координат определяется уравнением

$$\xi_3 = A_{31} \cdot \xi_1, \quad (3.1)$$

$$\xi_3 = (\xi_{x3}, \xi_{y3}, \xi_{z3})^T, \quad \xi_1 = (\xi_{x1}, \xi_{y1}, \xi_{z1})^T,$$

$$A_{31} = \begin{vmatrix} 1 & -\theta & \psi \\ \theta & 1 & -\varphi \\ -\psi & \varphi & 1 \end{vmatrix},$$

где ξ_3 , ξ_1 — произвольный вектор в проекциях на оси программной и стартовой систем координат.

В программной системе координат вектор программной скорости РН равен

$$V_3^{\text{пп}} = (V_{x3}^{\text{пп}}, 0, 0)^T, \quad V_{x3}^{\text{пп}} = V^{\text{пп}}, \quad (3.2)$$

где $V^{\text{пп}}$ — модуль вектора скорости центра масс РН в программном движении.

Равенство нулю остальных двух проекций: $V_{y3}^{\text{пп}} = V_{z3}^{\text{пп}} = 0$ — является преимуществом определенной выше программной системы координат.

Вектор скорости центра масс РН в проекциях на оси программной системы координат представим в виде

$$V_3 = (V_{x3}, V_{y3}, V_{z3})^T. \quad (3.3)$$

Векторное уравнение движения центра масс РН имеет вид

$$m\dot{V}_3 = A_{31} \cdot F_1 + m\mathbf{g}_3 - m\omega_3^{\text{пп}} \times V_3, \quad (3.4)$$

где $\omega_3^{\text{пп}} = (0, 0, \omega_{z3}^{\text{пп}})^T$ — вектор программной угловой скорости РН; \dot{V}_3 — локальная производная вектора V_3 в программной системе координат.

Ускорение силы тяжести \mathbf{g}_3 представим в виде:

$$\mathbf{g}_3 = (-g\sin\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}, -g\cos\theta_{\Gamma}^{\text{пп}}, 0)^T. \quad (3.5)$$

Здесь рассматривается частный случай, когда программные углы $\varphi_{\Gamma}^{\text{пп}} = \psi_{\Gamma}^{\text{пп}} = 0$, так как не учитывается вращение Земли.

Программная угловая скорость $\omega_{z3}^{\text{пп}}$ определяется следующим образом:

$$\omega_{z3}^{\text{пп}} = -\frac{g^{\text{пп}}}{V^{\text{пп}}} \cos\theta_{\text{пп}} + \frac{Y_3^{\text{пп}}}{m^{\text{пп}} V^{\text{пп}}}, \quad (3.6)$$

$$Y_3^{\text{пп}} = Y_1^{\alpha} \alpha_{\text{пп}} + (P^M + P^{u\text{пп}} - X_1) \alpha_{\text{пп}} + \frac{1}{2} P^{u\text{пп}} \delta_{\theta}, \quad (3.7)$$

$$\delta_{\theta} = -\frac{2M_{z1}^{\alpha}}{P^{u\text{пп}}(x_b^{\text{пп}} - x_0^{\text{пп}})} \alpha_{\text{пп}},$$

где $m^{\text{пп}}$, $g^{\text{пп}}$, $\alpha_{\text{пп}}$, $V^{\text{пп}}$ — масса РН, ускорение свободного падения, угол атаки и скорость центра масс в программном движении ракеты. Программный угол атаки $\alpha_{\text{пп}}$ определяется системой наведения в виде функции времени.

Полагая $g \approx g^{\text{пп}}$, $m \approx m^{\text{пп}}$, $|V_3| \approx V^{\text{пп}}$ и учитывая (3.5)–(3.7), получим из векторного уравнения (3.4):

$$\begin{aligned} m\dot{V}_{y3} &= Y_1^{\alpha} \alpha + (P^M + P^{u\text{пп}} - X_1) \theta + \\ &+ \frac{P^{u\text{пп}}}{2} \delta_{\theta} - Y_3^{\text{пп}} + F_{yn}, \end{aligned} \quad (3.8)$$

$$m\dot{V}_{z3} = -Z_1^\beta\beta - (P^M + P^{y_{np}} - X_1)\psi - \frac{P^{y_{np}}}{2}\delta_\psi + F_{zn}, \quad (3.9)$$

$$X_1 = C_x q S_M, \quad Y_1^\alpha = C_y^\alpha q S_M, \quad Z_1^\beta = C_z^\beta q S_M, \quad (3.10)$$

где $F_{y_{np}}$, F_{zn} — случайные возмущающие силы от перекоса вектора тяги; δ_θ , δ_ψ — углы поворота управляющих органов соответственно в каналах тангажа и рыскания.

Приведем также линеаризованные уравнения моментов:

$$J_x \dot{\omega}_{x1} = -P^{y_{np}} r^p \delta_\varphi + (m_x^\alpha \alpha + m_x^\beta \beta) q S_M R, \quad (3.11)$$

$$J_y \dot{\omega}_{y1} = M_{y_{np}}^\beta \beta + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta_\psi + M_{y_{np}}^c + M_{y_{np}}, \quad (3.12)$$

$$J_z \dot{\omega}_{z1} = M_{z1}^\alpha \alpha + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta_\theta + M_{z_{np}}^c + M_{z_{np}}, \quad (3.13)$$

$$M_{z1}^\alpha = Y_1^\alpha (x_b^d - x_b^T),$$

$$M_{y1}^\beta = Z_1^\beta (x_b^d - x_b^T),$$

$$(x_b^d - x_b^T) > 0, \quad (x_b^p - x_b^T) < 0,$$

где δ_φ — угол поворота управляющих органов в канале крена; $M_{y_{np}}^c$, $M_{z_{np}}^c$ — возмущающие моменты от систематических смещений центра масс РН от продольной оси; $M_{y_{np}}$, $M_{z_{np}}$ — случайные возмущающие моменты в основном от перекоса тяги двигателей.

Для решаемой в данном разделе задачи представим формульную схему законов регулирования системы стабилизации в виде

$$\varepsilon_{\varphi y} = k_\varphi \varphi + k_{\dot{\varphi}} \omega_{x1} + \delta\varphi_k, \quad (3.14)$$

$$\varepsilon_{\psi y} = k_\psi \psi + k_{\dot{\psi}} \omega_{y1}, \quad (3.15)$$

$$\varepsilon_{\theta y} = k_\theta (\theta - \theta_b) + k_\theta \omega_{z1} + \delta\theta_k, \quad (3.16)$$

где θ_b — балансировочный угол тангажа; $\delta\theta_k$ — сигнал компенсации систематического возмущения от программного угла атаки в канале тангажа.

Исследования показали, что для РН «Циклон» систематические моменты $M_{y_{np}}^c$, $M_{z_{np}}^c$ в сигналах компенсации $\delta\psi_k$, $\delta\theta_k$ и балансировочных углах ψ_b , θ_b ввиду малости можно не учитывать.

Алгоритм вычисления сигнала компенсации аэrodинамического момента от «косого» обдува $\delta\varphi_k$ в канале крена определим из уравнений (3.11), (3.14) при условиях

$$\dot{\omega}_{x1} = 0, \quad \varphi = 0, \quad \omega_{x1} = 0, \quad \delta_\varphi = \delta\varphi_k$$

соотношениями

$$\delta\varphi_k = -\frac{m_x^\alpha (M[n_0 T_0]) \tilde{\alpha} + m_x^\beta (M[n_0 T_0]) \tilde{\beta}}{P^{y_{np}} [n_0 T_0] r^p} q [n_0 T_0] S_M R, \quad (3.17)$$

$$q [n_0 T_0] = \rho(h[n_0 T_0]) \frac{V^2 [n_0 T_0]}{2},$$

$$P^{y_{np}} [n_0 T_0] = P_{\text{b}}^{y_{np}} - p(h[n_0 T_0]) S_a^p,$$

$$T_0 = 0.05 \text{ с},$$

где $\tilde{\alpha}$, $\tilde{\beta}$ — оценки углов атаки и скольжения, определяемые по алгоритмам (5.7) или формулами (5.14), (5.15).

Теперь определим сигнал компенсации $\delta\theta_k$ и балансировочный угол θ_b для обеспечения движения РН с программным углом α_{np} .

Для этого в уравнениях (3.8), (3.13), (3.16) учтем условия

$$\dot{V}_{y3} = 0, \quad V_{y3} = 0, \quad \dot{\omega}_{z1} = 0, \quad \omega_{z1} = 0,$$

$$M_{zn} = 0, \quad M_{znp}^c = 0, \quad F_{y_{np}} = 0,$$

$$\alpha = \alpha_{np}, \quad \theta = \theta_b, \quad \delta_\theta = \delta\theta_k,$$

после чего получим два алгебраических уравнения с двумя неизвестными θ_b , $\delta\theta_k$

$$\begin{aligned} Y_1^\alpha \alpha_{np} + (P^M + P^{y_{np}} - X_1) \theta_b + \frac{P^{y_{np}}}{2} \delta\theta_k - Y_3^{np} &= 0, \\ M_{z1}^\alpha \alpha_{np} + \frac{P^{y_{np}}}{2} (x_b^p - x_b^T) \delta\theta_k &= 0. \end{aligned} \quad (3.18)$$

Из решения этой системы уравнений получим алгоритм

$$\begin{aligned} \delta\theta_k [n_0 T_0] &= \\ &= -\frac{2Y_1^\alpha [n_0 T_0] (x_b^d [n_0 T_0] - x_b^T [n_0 T_0])}{P^{y_{np}} [n_0 T_0] (x_b^p - x_b^T [n_0 T_0])} \alpha_{np} [n_0 T_0], \\ \theta_b [n_0 T_0] &= \alpha_{np} [n_0 T_0]. \end{aligned} \quad (3.19)$$

3.2. Для поворота продольной оси ракеты на встречу набегающему потоку управляющие сигналы в каналах тангажа и рыскания нужно определять по соотношениям

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\theta y} &= k_\theta (\alpha - \alpha_{np}) + k_\theta \dot{\theta} + \delta\theta_k, \\ \varepsilon_{\psi y} &= k_\psi \beta + k_\psi \dot{\psi}. \end{aligned} \quad (3.20)$$

При действии ветра поточные углы атаки и скольжения определяются приближенными равенствами

$$\begin{aligned} \alpha &= \theta + \alpha_{\dot{y}} + \alpha_w, \\ \beta &= \psi + \beta_z + \beta_w, \end{aligned} \quad (3.21)$$

$$\alpha_{\dot{y}} = -\frac{V_{y3}}{V}, \quad \alpha_w = \frac{W^b_y}{V},$$

$$\beta_z = \frac{V_{z3}}{V}, \quad \beta_w = -\frac{W^b_z}{V}.$$

После подстановки (3.17), (3.19), (3.21) в (3.20) получим

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\theta y} &= \varepsilon_\theta + \varepsilon_\alpha + \delta\theta_k, \\ \varepsilon_{\psi y} &= \varepsilon_\psi + \varepsilon_\beta, \end{aligned} \quad (3.22)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_\theta &= k_\theta(\theta - \alpha_{np}) + k_\theta \dot{\theta}, \\ \varepsilon_\psi &= k_\psi \psi + k_\psi \dot{\psi}, \end{aligned} \quad (3.23)$$

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= k_\theta(\alpha_{\dot{y}} + \alpha_w), \\ \varepsilon_\beta &= k_\psi(\beta_z + \beta_w). \end{aligned} \quad (3.24)$$

Однако при формировании управляющих сигналов по формулам (3.22)–(3.24) характеристическое уравнение замкнутой системы ракеты — регулятора в каналах стабилизации тангажа и рыскания имеет положительный корень, т. е. система неустойчива. При этом переходные процессы характеризуются экспоненциальным увеличением углов и линейных скоростей центра масс РН.

Для обеспечения устойчивости движения РН формулы (3.24) заменим формулами

$$\begin{aligned} \varepsilon_\alpha &= k_\theta(k_{\alpha y}\alpha_{\dot{y}} + \alpha_w), \\ \varepsilon_\beta &= k_\psi(k_{\beta z}\beta_z + \beta_w), \end{aligned} \quad (3.25)$$

где введены коэффициенты $0 \leq k_{\alpha y} = k_{\beta z} < 1$.

Величины ветровых составляющих углов атаки и скольжения в (3.24), (3.25) вычисляются по алгоритмам (5.5) или по формулам

$$\begin{aligned} \alpha_w &= \tilde{\alpha} - \theta - \alpha_{\dot{y}}, \\ \beta_w &= \tilde{\beta} - \psi - \beta_z, \end{aligned} \quad (3.26)$$

где $\tilde{\alpha}$, $\tilde{\beta}$ — оценки поточных углов атаки и скольжения, которые вычисляются по формулам (5.14), (5.15) разд. 5.

Используя формулы (3.22), (3.23), (3.25) и (3.26), составим алгоритм системы стабилизации РН с контуром разгрузки корпуса:

$$\begin{aligned} \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0] &= \varepsilon_\varphi[n_0T_0] + \delta\varphi_k[n_0T_0], \\ \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0] &= \varepsilon_\psi[n_0T_0] + \varepsilon_\beta[n_0T_0], \end{aligned} \quad (3.27)$$

$$\varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] = \varepsilon_\theta[n_0T_0] + \varepsilon_\alpha[n_0T_0] + \delta\theta_k[n_0T_0],$$

где алгоритмы вычисления сигналов $\varepsilon_\varphi[n_0T_0]$, $\varepsilon_\psi[n_0T_0]$, $\varepsilon_\theta[n_0T_0]$ будут приведены в разд. 6 под

номером (6.3), алгоритмы вычисления сигналов $\varepsilon_\beta[n_0T_0]$, $\varepsilon_\alpha[n_0T_0]$ тоже будут приведены в разделе 6 под номером (6.5), алгоритмы вычисления сигнала компенсации $\delta\varphi_k[n_0T_0]$, $\delta\theta_k[n_0T_0]$ приведены выше под номерами (3.17), (3.19).

В заключение приведем алгоритмы формирования управляющих сигналов на входы сервоприводов:

$$\begin{aligned} \varepsilon_1[n_0T_0] &= \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0] - \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_2[n_0T_0] &= \varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] - \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_3[n_0T_0] &= \varepsilon_{\psi y}[n_0T_0] + \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0], \\ \varepsilon_4[n_0T_0] &= \varepsilon_{\theta y}[n_0T_0] + \varepsilon_{\varphi y}[n_0T_0]. \end{aligned} \quad (3.28)$$

4. ФОРМИРОВАНИЕ ВХОДНЫХ СИГНАЛОВ ДЛЯ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РН

С выхода датчиков углов, установленных на карданных осях гиростабилизатора, поступает следующая информация:

$$\begin{aligned} \varphi_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\varphi_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \\ \psi_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\psi_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \\ \theta_\Gamma^*[n_0T_0] &= E\left\{\theta_\Gamma[n_0T_0] \frac{1}{\Delta_{dy}} + 0.5\right\} \Delta_{dy}, \end{aligned} \quad (4.1)$$

$(\Delta_{dy} = 40'')$,

где $\varphi_\Gamma[n_0T_0]$, $\psi_\Gamma[n_0T_0]$, $\theta_\Gamma[n_0T_0]$ получаются из решения системы дифференциальных уравнений связи (1.24), приведенных в разделе 1.2; $E\{\dots\}$ — операция выделения целой части числа.

4.1. Вариации гирокопических углов относительно их программных значений вычисляются по формулам

$$\begin{aligned} \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0] &= \varphi_\Gamma^*[n_0T_0] - \varphi_\Gamma^{np}[n_0T_0], \\ \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0] &= \psi_\Gamma^*[n_0T_0] - \psi_\Gamma^{np}[n_0T_0], \\ \Delta\theta_\Gamma[n_0T_0] &= \theta_\Gamma^*[n_0T_0] - \theta_\Gamma^{np}[n_0T_0], \end{aligned} \quad (4.2)$$

где $\varphi_\Gamma^{np}[n_0T_0]$, $\psi_\Gamma^{np}[n_0T_0]$, $\theta_\Gamma^{np}[n_0T_0]$ — программные гирокопические углы, формируемые системой наведения первой ступени РН как функции времени.

Связь между вариациями гирокопических углов (4.2) и углами поворота связанной системы координат относительно осей программной системы координат $\varphi[n_0T_0]$, $\psi[n_0T_0]$, $\theta[n_0T_0]$ определяется алгоритмом преобразования координат:

$$\begin{aligned}\varphi[n_0T_0] &= \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] + \\ &+ \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0]\cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0], \\ \psi[n_0T_0] &= \Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] - \\ &- \Delta\psi_\Gamma[n_0T_0]\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0], \\ \theta[n_0T_0] &= -\Delta\varphi_\Gamma[n_0T_0]\sin\psi_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] + \\ &+ \Delta\theta_\Gamma[n_0T_0].\end{aligned}\quad (4.3)$$

Этот алгоритм следует из уравнений связей (1.24).

4.2. Проекции вектора кажущегося ускорения центра масс РН на оси чувствительности гироинтегратора на гиростабилизаторе определяются уравнениями

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{W}}_a &= \mathbf{D}_{a0} \cdot \dot{\mathbf{W}}_0, \quad \dot{\mathbf{W}}_a = (\dot{W}_\alpha, \dot{W}_\beta, \dot{W}_\gamma)^T, \\ \mathbf{D}_{0a} &= \begin{vmatrix} \cos^2\gamma & \sin\gamma & -\frac{\sin 2\gamma}{2} \\ \sin\gamma & \cos\gamma & 0 \\ \cos^2\gamma & \sin\gamma & \frac{\sin 2\gamma}{2} \end{vmatrix} \quad (\gamma = 15^\circ), \\ \dot{\mathbf{W}}_0 &= \frac{1}{m} \mathbf{F}_0, \quad \dot{\mathbf{W}}_0 = (\dot{W}_{x0}, \dot{W}_{y0}, \dot{W}_{z0})^T, \\ \mathbf{D}_{a0} &= \mathbf{D}_{0a}^{-1},\end{aligned}\quad (4.4)$$

где вектор \mathbf{F}_0 определен формулой (1.2).

Проекции вектора кажущейся скорости центра масс РН на оси чувствительности гироинтеграторов определяются интегрированием вектора $\dot{\mathbf{W}}_a$:

$$\mathbf{W}_a = (\int \dot{W}_\alpha dt, \int \dot{W}_\beta dt, \int \dot{W}_\gamma dt)^T. \quad (4.5)$$

В (4.4) погрешности гироинтегратора на гиростабилизаторе не учитываются ввиду их малости. Эти погрешности удовлетворяют требованиям системы навигации, которая накладывает гораздо более жесткие ограничения, чем контур разгрузки корпуса.

Учет влияния углового движения РН на показания гироинтегратора производится следующим образом:

$$\begin{aligned}\Delta\mathbf{W}_1^\omega &= \omega_1 \times \mathbf{r}_1^{\text{rc}}, \\ \Delta\mathbf{W}_1^\omega &= (\Delta W_{x1}^\omega, \Delta W_{y1}^\omega, \Delta W_{z1}^\omega)^T, \\ \mathbf{r}_1^{\text{rc}} &= (\mathbf{r}_b^{\text{rc}} - \mathbf{r}_b^T), \\ \mathbf{r}_b^{\text{rc}} &= (x_b^{\text{rc}}, y_b^{\text{rc}}, z_b^{\text{rc}})^T, \\ \Delta\mathbf{W}_a^\omega &= D_{a0} A_{01} \Delta\mathbf{W}_1^\omega, \\ \mathbf{W}_a^\omega &= \mathbf{W}_a + \Delta\mathbf{W}_a^\omega, \\ \mathbf{W}_a^\omega &= (W_\alpha^\omega, W_\beta^\omega, W_\gamma^\omega)^T.\end{aligned}\quad (4.6)$$

Учет дискретности информации на выходе гироинтегратора произведем следующим образом:

$$\begin{aligned}W_{\alpha(\beta, \gamma)}^*[n_0T_0] &= E \left\{ \frac{W_{\alpha(\beta, \gamma)}^\omega[n_0T_0]}{\Delta_a} + 0.5 \right\} \cdot \Delta_a, \\ \mathbf{W}_a^* &= (W_\alpha^*[n_0T_0], W_\beta^*[n_0T_0], W_\gamma^*[n_0T_0])^T,\end{aligned}\quad (4.7)$$

$$\Delta_a = 0.005 \text{ м/с.}$$

Для первого варианта алгоритмов вычисления углов атаки и скольжения нужны проекции вектора кажущегося ускорения РН $\dot{W}_{y3}^{\text{rc}}[n_0T_0]$, $\dot{W}_{z3}^{\text{rc}}[n_0T_0]$ на попеченные оси программной системы координат.

Алгоритм вычисления этих ускорений имеет вид

$$\begin{aligned}\dot{\mathbf{W}}_a^*[n_0T_0] &= \frac{1}{T_0} (\mathbf{W}_a^*[n_0T_0] - \mathbf{W}_a^*[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\mathbf{W}}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{D}_{0a} \cdot \dot{\mathbf{W}}_a^*[n_0T_0], \\ \dot{\mathbf{W}}_3^{\text{rc}}[n_0T_0] &= \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] \cdot \dot{\mathbf{W}}_0^*[n_0T_0], \\ \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] &= \begin{vmatrix} \cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & -\sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & 0 \\ \sin\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & \cos\theta_\Gamma^{\text{np}}[n_0T_0] & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{vmatrix}, \\ \mathbf{D}_{0a} &= \mathbf{D}_{a0}^{-1}.\end{aligned}\quad (4.8)$$

Необходимые для алгоритмов контура разгрузки корпуса проекции вектора скорости РН $V_{y3}^*[n_0T_0]$, $V_{z3}^*[n_0T_0]$ на попеченные оси программной системы координат вычисляются по алгоритмам

$$\begin{aligned}\mathbf{V}_3^*[n_0T_0] &= \mathbf{A}_{30}[n_0T_0] \cdot \mathbf{V}_0^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}_3^*[n_0T_0] &= (V_{x3}^*[n_0T_0], V_{y3}^*[n_0T_0], V_{z3}^*[n_0T_0])^T, \\ \mathbf{V}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{W}_0^*[n_0T_0] + \mathbf{V}_g^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}[n_0T_0] &= |\mathbf{V}_0^*[n_0T_0]|, \\ \mathbf{W}_0^*[n_0T_0] &= \mathbf{D}_{0a} \cdot \mathbf{W}_a^*[n_0T_0], \\ \mathbf{V}_g^*[n_0T_0] &= \mathbf{V}_g^*[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ \frac{T_0}{2} (\mathbf{g}_0^*[n_0T_0] + \mathbf{g}_0^*[(n_0 - 1)T_0]), \\ \mathbf{g}_0^*[n_0T_0] &= (g_{x0}^*[n_0T_0], g_{y0}^*[n_0T_0], g_{z0}^*[n_0T_0])^T,\end{aligned}\quad (4.9)$$

$$\begin{aligned} \mathbf{g}_0^*[n_0 T_0] &= -g^*[n_0 T_0] \frac{\mathbf{r}_0^*[n_0 T_0]}{|\mathbf{r}_0^*[n_0 T_0]|}, \\ \mathbf{r}_0^*[n_0 T_0] &= (x_0^*[n_0 T_0], y_0^*[n_0 T_0], z_0^*[n_0 T_0])^T, \\ g^*[n_0 T_0] &= g_3^* \left(\frac{R_3}{y_0^*[n_0 T_0] + R_3} \right)^2, \\ \mathbf{r}_0^*[n_0 T_0] &= \mathbf{r}_0^*[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ \frac{T_0}{2} [\mathbf{V}_0^*[n_0 T_0] + \mathbf{V}_0^*[(n_0 - 1)T_0]], \end{aligned}$$

где $g_3^* = 9.80665 \text{ м/с}^2$.

4.3. В дальнейшем индекс «п» относится к акселерометрам, устанавливаемым в приборном отсеке, а индекс «х» — в хвостовом отсеке РН.

Во втором варианте вычисления углов атаки и скольжения по показаниям акселерометров, устанавливаемых на корпусе РН, алгоритмы формирования проекций ускорения на оси связанной системы координат Oy_1 , Oz_1 имеют вид:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0] &= \left[E \left\{ \frac{W_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right\} - \right. \\ &\quad \left. - E \frac{W_{y1}^{an(x)}[(n_0 - 1)T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right] \frac{\Delta_{an(x)}}{T_0}, \\ \dot{W}_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0] &= \left[E \left\{ \frac{W_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right\} - \right. \\ &\quad \left. - E \frac{W_{z1}^{an(x)}[(n_0 - 1)T_0]}{\Delta_{an(x)}} + 0.5 \right] \frac{\Delta_{an(x)}}{T_0}, \end{aligned} \quad (4.10)$$

$\Delta_{an} = \Delta_{ax} = 0.005 \text{ м/с}$,

$$\begin{aligned} \mathbf{W}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \mathbf{W}_1[n_0 T_0] + \omega_1[n_0 T_0] \times \mathbf{r}_1^{an(x)}[n_0 T_0], \\ \mathbf{r}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \mathbf{r}_b^{an(x)} - \mathbf{r}_b^T[n_0 T_0], \\ \mathbf{r}_b^{an(x)} &= (x_b^{an(x)}, y_b^{an(x)}, z_b^{an(x)})^T, \\ \mathbf{W}_1^{an(x)}[n_0 T_0] &= \\ &= (W_{x1}^{an(x)}[n_0 T_0], W_{y1}^{an(x)}[n_0 T_0], W_{z1}^{an(x)}[n_0 T_0])^T, \\ \mathbf{W}_1(t) &= \int_0^t \dot{\mathbf{W}}_1(t) dt, \\ \dot{\mathbf{W}}_1(t) &= (\dot{W}_{x1}(t), \dot{W}_{y1}(t), \dot{W}_{z1}(t))^T, \\ \dot{\mathbf{W}}_1(t) &= \Pi \frac{\mathbf{F}_1(t)}{m(t)} + \delta \mathbf{W}_1^a, \\ \Pi &= \begin{vmatrix} 1 + k_x & \sigma_z & -\sigma_y \\ -\sigma_z & 1 + k_y & \sigma_x \\ \sigma_y & -\sigma_x & 1 + k_z \end{vmatrix}, \end{aligned}$$

$\delta \mathbf{W}_1^a = (\delta W_{x1}^a, \delta W_{y1}^a, \delta W_{z1}^a)^T$,
где $\mathbf{F}_1(t) = (F_{x1}(t), F_{y1}(t), F_{z1}(t))^T$ — вектор действующих на РН активных внешних сил, определенный формулой (1.3); σ_x , σ_y , σ_z — погрешности установки осей чувствительности акселерометров относительно осей связанной системы координат, k_x , k_y , k_z — погрешности масштабных коэффициентов акселерометров; δW_{x1}^a , δW_{y1}^a , δW_{z1}^a — смещение нулевых сигналов акселерометров.

5. АЛГОРИТМЫ ВЫЧИСЛЕНИЯ УГЛОВ АТАКИ И СКОЛЬЖЕНИЯ РН

Рассмотрим два варианта алгоритмов вычисления ветровых углов атаки и скольжения α_w и β_w :

— по информации от гироинтеграторов, установленных на гиростабилизаторе,

— по информации от акселерометров, установленных на корпусе РН в приборном и хвостовом отсеках.

5.1. Проекции вектора кажущегося ускорения центра масс РН \dot{W}_{y3}^T , W_{z3}^T на оси Oy_3 , Oz_3 программной системы координат определяются соотношениями

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y3}^T &= a_{yy}' W_{y3}^T + a_{y\theta}\theta + a_{y\delta}\delta_\theta + a_{yw}' W_y^B + f_{yn}, \\ \dot{W}_{z3}^T &= a_{zz}' W_{z3}^T + a_{zp}\psi + a_{z\delta}\delta_\psi + a_{zw}' W_z^B + f_{zn}, \end{aligned} \quad (5.1)$$

где f_{yn} , f_{zn} — случайные возмущения, определяемые в основном перекосами вектора тяги двигателей.

Проекции вектора кажущегося ускорения в точке установки гироинтеграторов на указанные выше оси вычисляются по формулам:

$$\begin{aligned} \dot{W}_{y3}^{rc} &= \dot{W}_{y3}^T + x_1^{rc}\ddot{\theta}, \\ \dot{W}_{z3}^{rc} &= \dot{W}_{z3}^T - x_1^{rc}\ddot{\psi}. \end{aligned} \quad (5.2)$$

Угловые ускорения $\ddot{\theta}$, $\ddot{\psi}$ для (5.2) определяются из уравнений моментов:

$$\begin{aligned} \ddot{\theta} &= a_{\theta y}' W_{y3}^T + a_{\theta\theta}\theta + a_{\theta\delta}\delta_\theta + a_{\theta w}' W_y^B + m_{\theta n}, \\ \ddot{\psi} &= a_{\psi z}' W_{z3}^T + a_{\psi\psi}\psi + a_{\psi\delta}\delta_\psi + a_{\psi w}' W_z^B + m_{\psi n}, \end{aligned} \quad (5.3)$$

где $m_{\theta n}$, $m_{\psi n}$ — возмущения, определяемые случайнym и систематическим смещением центра тяжести РН, случайнym эксцентриситетом и случайнym перекосом тяги двигателей.

После подстановки (5.1) и (5.3) в (5.2) без учета монтажных погрешностей получим уравнения

$$\begin{aligned}
\dot{W}_{y3}^{RC} &= b_{yy}' W_{y3}^T + b_{y\theta}\theta + b_{y\delta}\delta_\theta + b_{yw}' W_y^B, \\
\dot{W}_{z3}^{RC} &= b_{zz}' W_{z3}^T + b_{z\psi}\psi + b_{z\delta}\delta_\psi + b_{zw}' W_z^B, \\
b_{yy}' &= a_{yy}' + x_1^{RC} a_{\theta y}', \quad b_{zz}' = a_{zz}' - x_1^{RC} a_{\psi z}', \\
b_{y\theta} &= a_{y\theta} + x_1^{RC} a_{\theta\theta}, \quad b_{z\psi} = a_{z\psi} - x_1^{RC} a_{\psi\psi}, \\
b_{y\delta} &= a_{y\delta} + x_1^{RC} a_{\theta\delta}, \quad b_{z\delta} = a_{z\delta} - x_1^{RC} a_{\psi\delta}, \\
b_{yw}' &= -b_{yy}', \quad b_{zw}' = -b_{zz}', \\
\alpha_w &= \frac{W_y^B}{V}, \quad \beta_w = -\frac{W_z^B}{V}.
\end{aligned} \tag{5.4}$$

Указанные выше неучтенные возмущения от монтажных погрешностей приводят к ошибке оценки параметров $|q\alpha|$, $|q\beta|$ не более 2000 кгс·м⁻²град.

Оценки ветровых углов атаки и скольжения будем определять по алгоритмам, полученным на основе уравнений (5.4):

$$\begin{aligned}
\tilde{\alpha}_w[n_0 T_0] &= \\
&= \frac{1}{b_{yw}[n_0 T_0] V[n_0 T_0]} (\dot{W}_{y3}^{RC}[n_0 T_0] - \dot{W}_{y3}^P[n_0 T_0]), \\
\dot{W}_{y3}^P[n_0 T_0] &= b_{yy}'[n_0 T_0] W_{y3}^T[n_0 T_0] + \\
&+ b_{y\theta}[n_0 T_0]\theta[n_0 T_0] + b_{y\delta}[n_0 T_0]\delta_\theta[n_0 T_0], \\
\tilde{\beta}_w[n_0 T_0] &= \\
&= \frac{-1}{b_{zw}[n_0 T_0] V[n_0 T_0]} (\dot{W}_{z3}^{RC}[n_0 T_0] - \dot{W}_{z3}^P[n_0 T_0]), \\
\dot{W}_{z3}^P[n_0 T_0] &= b_{zz}'[n_0 T_0] W_{z3}^T[n_0 T_0] + \\
&+ b_{z\psi}[n_0 T_0]\psi[n_0 T_0] + b_{z\delta}[n_0 T_0]\delta_\psi[n_0 T_0], \\
W_{y3}^T[n_0 T_0] &= V_{y3}^*[n_0 T_0] - x_1^{RC}[n_0 T_0]\dot{\theta}_\phi[n_0 T_0], \\
W_{z3}^T[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0 T_0] + x_1^{RC}[n_0 T_0]\dot{\psi}_\phi[n_0 T_0].
\end{aligned} \tag{5.5}$$

Углы поворота управляющих органов $\delta_\theta[n_0 T_0]$, $\delta_\psi[n_0 T_0]$ в каналах тангажа и рыскания определяются приближенными дискретными математическими моделями рулевого привода

$$\begin{aligned}
\delta_\theta[n_0 T_0] &= C_{\phi\varepsilon}\varepsilon_{\theta y}[n_0 T_0] + (1 - C_{\phi\varepsilon})\delta_\theta[(n_0 - 1)T_0], \\
\delta_\psi[n_0 T_0] &= C_{\phi\varepsilon}\varepsilon_{\psi y}[n_0 T_0] + (1 - C_{\phi\varepsilon})\delta_\psi[(n_0 - 1)T_0], \\
C_{\phi\varepsilon} &= 0.25.
\end{aligned} \tag{5.6}$$

Переменные параметры в (5.5)

$V[n_0 T_0]$, $\dot{W}_{y3}^{RC}[n_0 T_0]$, $\theta[n_0 T_0]$, $\dot{W}_{z3}^{RC}[n_0 T_0]$, $\psi[n_0 T_0]$ вычисляются по алгоритмам, приведенным в разд. 4.

Переменные коэффициенты в (5.5):

$$\begin{aligned}
b_{yw}'[n_0 T_0], b_{yy}'[n_0 T_0], b_{y\theta}[n_0 T_0], b_{y\delta}[n_0 T_0], x_1^{RC}[n_0 T_0], \\
b_{zw}'[n_0 T_0], b_{zz}'[n_0 T_0], b_{z\psi}[n_0 T_0], b_{z\delta}[n_0 T_0]
\end{aligned}$$

вычисляются в БЦВМ по расчетным значениям тяги двигателей, аэродинамических, массово-инерционных и геометрических характеристик РН с учетом результатов решения навигационной задачи и с учетом информации с выхода системы управления расходом топлива.

Оценка полных поточных углов атаки и скольжения определяется алгоритмом

$$\begin{aligned}
\tilde{\alpha}[n_0 T_0] &= \theta[n_0 T_0] + \alpha_w[n_0 T_0] + \tilde{\alpha}_w[n_0 T_0], \\
\tilde{\beta}[n_0 T_0] &= \psi[n_0 T_0] + \beta_z[n_0 T_0] + \tilde{\beta}_w[n_0 T_0].
\end{aligned} \tag{5.7}$$

5.2. Далее рассмотрим вариант формул для вычисления углов атаки и скольжения по информации от акселерометров, установленных на корпусе РН в приборном и хвостовом отсеках. Этот вариант был реализован в контуре разгрузки корпуса РН «Энергия», где при полете первой ступени поворот 20 камер сгорания двигателей в карданном подвесе производится 40 рулевыми приводами. Математическую модель всех 40 рулевых приводов типа алгоритма (5.6) реализовать очень сложно.

Проекции вектора кажущегося ускорения в точках установки акселерометров на корпусе РН определяются формулами

$$\dot{W}_{y1}^{ap(x)} = \dot{W}_{y1}^T + x_1^{ap(x)}\ddot{\theta}, \tag{5.8}$$

$$\dot{W}_{z1}^{ap(x)} = \dot{W}_{z1}^T - x_1^{ap(x)}\ddot{\psi}, \tag{5.9}$$

$$\begin{aligned}
\dot{W}_{y1}^T &= \frac{Y_1^\alpha}{m}\alpha + \frac{P_{yup}}{2m}\delta_\theta + f_{yn}, \\
\dot{W}_{z1}^T &= -\frac{Z_1^\beta}{m}\beta - \frac{P_{yup}}{2m}\delta_\psi + f_{zn},
\end{aligned} \tag{5.10}$$

$$\begin{aligned}
\ddot{\theta} &= \frac{Y_1^\alpha x_1^d}{J_z}\alpha + \frac{P_{yup}x_1^p}{2J_z}\delta_\theta + m_{\theta n}, \\
\ddot{\psi} &= \frac{Z_1^\beta x_1^d}{J_y}\beta + \frac{P_{yup}x_1^p}{2J_y}\delta_\psi + m_{\psi n}.
\end{aligned} \tag{5.11}$$

После подстановки (5.10) и (5.11) в (5.8) и (5.9) без учета монтажных погрешностей получим две системы линейных алгебраических уравнений с двумя парами неизвестных (α , $\delta\theta$) и (β , $\delta\psi$):

$$\begin{cases}
\left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{ap}x_1^d}{J_z}\right)Y_1^\alpha\alpha + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{ap}x_1^p}{J_z}\right)\frac{P_{yup}}{2}\delta_\theta = \dot{W}_{y1}^{ax}, \\
\left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{ax}x_1^d}{J_z}\right)Y_1^\alpha\alpha + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{ax}x_1^p}{J_z}\right)\frac{P_{yup}}{2}\delta_\theta = \dot{W}_{y1}^{an},
\end{cases} \tag{5.12}$$

$$\begin{cases} \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{an}} x_1^{\text{d}}}{J_y} \right) Z_{\text{lf}}^{\beta} \beta + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{an}} x_1^{\text{p}}}{J_y} \right) \frac{P^{\text{упр}}}{2} \delta_{\psi} = -\dot{W}_{\text{z1}}^{\text{an}}, \\ \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^{\text{d}}}{J_y} \right) Z_{\text{lf}}^{\beta} \beta + \left(\frac{1}{m} + \frac{x_1^{\text{ax}} x_1^{\text{p}}}{J_y} \right) \frac{P^{\text{упр}}}{2} \delta_{\psi} = -\dot{W}_{\text{z1}}^{\text{ax}}. \end{cases} \quad (5.13)$$

Указанные выше неучтенные возмущения от монтажных погрешностей приводят к ошибке оценки параметров $|q\alpha|$, $|q\beta|$ для РН «Циклон» не более $500 \text{ кгс}\cdot\text{м}^{-2}$ град (в этом случае эта ошибка не зависит от перекоса вектора тяги).

Из систем уравнений (5.12) и (5.13) будем оценивать только углы $\tilde{\alpha}$ и $\tilde{\beta}$, так как оценки $\tilde{\delta}_{\theta}$ и $\tilde{\delta}_{\psi}$ не нужны. Решив системы уравнений (5.12), (5.13), получаем:

$$\begin{aligned} \tilde{\alpha} &= C_{\alpha}^{\text{n}} \dot{W}_{\text{y1}}^{\text{an}} + C_{\alpha}^{\text{x}} \dot{W}_{\text{y1}}^{\text{ax}}, \\ C_{\alpha}^{\text{n(x)}} &= -\frac{J_z + m x_1^{\text{ax(n)}} x_1^{\text{p}}}{(x_1^{\text{an}} - x_1^{\text{ax}})(x_1^{\text{d}} - x_1^{\text{p}}) Y_1^{\alpha}}, \\ \tilde{\beta} &= C_{\beta}^{\text{n}} \dot{W}_{\text{z1}}^{\text{an}} + C_{\beta}^{\text{x}} \dot{W}_{\text{z1}}^{\text{ax}} + \Delta \beta_c, \\ C_{\beta}^{\text{n(x)}} &= -\frac{J_y + m x_1^{\text{ax(n)}} x_1^{\text{p}}}{(x_1^{\text{an}} - x_1^{\text{ax}})(x_1^{\text{d}} - x_1^{\text{p}}) Z_1^{\beta}}. \end{aligned} \quad (5.14) \quad (5.15)$$

Если учесть, что в силу симметрии РН $J_y = J_z$ и $Y_1^{\alpha} = Z_1^{\beta}$, то из (5.14) и (5.15) получим $C_{\beta}^{\text{n}} = -C_{\alpha}^{\text{n}}$, $C_{\beta}^{\text{x}} = -C_{\alpha}^{\text{x}}$, которые вычисляются в БЦВМ по расчетным аэродинамическим, массово-инерционным и геометрическим характеристикам РН с учетом результатов решения навигационной задачи и информации с выхода системы управления расходом топлива.

5.3. В обоих вариантах вычисления углов атаки и скольжения для уменьшения влияния колебаний свободных поверхностей жидкости в баках и упругих колебаний конструкции РН оценки ветровых составляющих углов атаки $\tilde{\alpha}_w[n_0 T_0]$ и скольжения $\tilde{\beta}_w[n_0 T_0]$ преобразуются дискретными фильтрами:

$$\begin{aligned} \tilde{\alpha}_{w\Phi}[n_0 T_0] &= a_{w\Phi} \sum_{i=0}^k a_{wi} \tilde{\alpha}_w[(n_0 - i)T_0] - \\ &\quad - \sum_{j=1}^k b_{wj} \tilde{\beta}_{w\Phi}[(n_0 - j)T_0], \\ \tilde{\beta}_{w\Phi}[n_0 T_0] &= \\ &= a_{w\Phi} \sum_{i=0}^k a_{wi} \tilde{\beta}_w[(n_0 - i)T_0] - \sum_{j=1}^k b_{wj} \tilde{\beta}_{w\Phi}[(n_0 - j)T_0]. \end{aligned} \quad (5.16)$$

Амплитудно-частотная характеристика фильтра приведена на рис. 2.

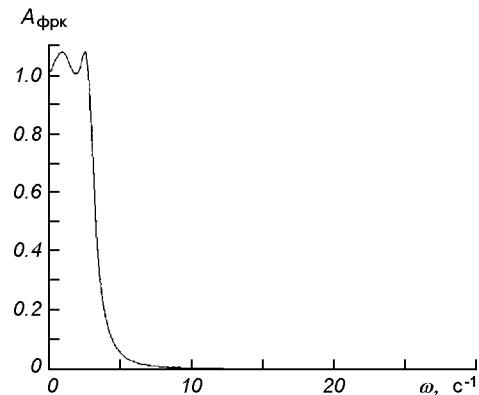


Рис. 2. Амплитудная характеристика дискретного фильтра

5.4. Приемлемая точность оценок ветровых углов скольжения (атаки) $\tilde{\beta}_{w\Phi}[n_0 T_0]$ ($\tilde{\alpha}_{w\Phi}[n_0 T_0]$) РН «Циклон» иллюстрируется рис. 3 (оценка с помощью алгоритмов (5.5)) и рис. 4 (оценка с помощью формул (3.26), (5.14), (5.15)); в обоих случаях производится фильтрация оценок по алгоритму (5.16)). На этих рисунках сплошной линией приведен график изменения заданного при моделировании движения РН ветрового угла атаки $\beta_w = -W_z^B(h)/V$ при действии профиля ветра, приведенного на рис. 7 с азимутом $A_w = -90^\circ$.

На рис. 3 пунктирной линией показан график оценки угла скольжения, полученной по информа-

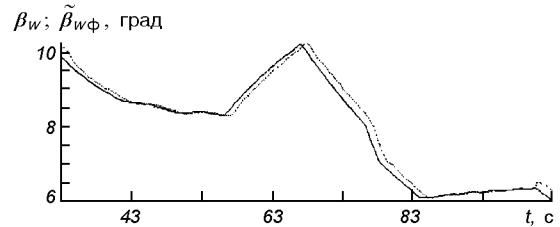


Рис. 3. Ветровой угол скольжения β_w и его оценка $\tilde{\beta}_{w\Phi}$ по информации, полученной от гироинтеграторов « α », « β », « γ »

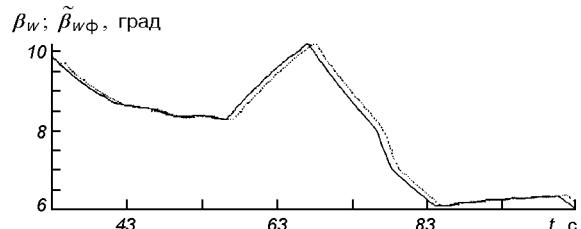


Рис. 4. Ветровой угол скольжения β_w и его оценка $\tilde{\beta}_{w\Phi}$ по информации, полученной от акселерометров приборного и хвостового отсеков РН

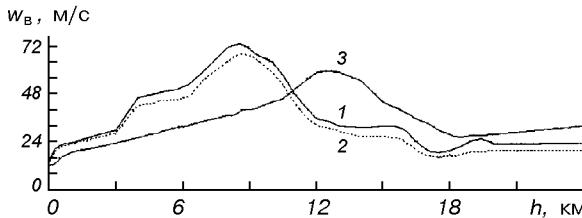


Рис. 5. Функции скорости ветра от высоты при пуске РН «Энергия» 15.11.88 г.

ции от гироинтеграторов на гиростабилизаторе, на рис. 4 — график оценки этого же угла по информации от акселерометров, установленных в приборном и хвостовом отсеках РН «Циклон».

На рис. 5 сплошной линией 1 показано изменение скорости ветра по высоте, измеренное зондом во время полета первой ступени РН «Энергия» с орбитальным кораблем «Буран» 15.11.88 г.; пунктирная линия 2 — оценка этой же скорости ветра в БЦВМ по информации с выхода акселерометров, установленных в приборном и хвостовом отсеках РН; сплошная линия 3 — огибающая скорости ветра по высоте, определенной методикой ЦНИИМАШ для разработки системы стабилизации РН «Энергия».

6. АЛГОРИТМЫ СИСТЕМЫ СТАБИЛИЗАЦИИ ПЕРВОЙ СТУПЕНИ РН

Алгоритмы формирования управляемых сигналов для алгоритма (3.28) до начала работы контура разгрузки корпуса на интервале времени $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{hp}}$ имеют вид

$$\varepsilon_{\varphi y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\varphi[n_0 T_0], \quad (6.1)$$

$$\varepsilon_{\psi y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\psi[n_0 T_0] + \varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0], \quad (6.1)$$

$$\varepsilon_{\theta y}[n_0 T_0] = \varepsilon_\theta[n_0 T_0] + \varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] + \delta\theta_k[n_0 T_0],$$

$$\varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] = k_\theta[n_0 T_0] k_{\alpha y}[n_0 T_0] \alpha_y[n_0 T_0],$$

$$\varepsilon_{\text{PHC}}[n_0 T_0] = k_\psi[n_0 T_0] k_{\beta z}[n_0 T_0] \beta_z[n_0 T_0], \quad (6.2)$$

$$k_{\alpha y}[n_0 T_0] = k_{m\alpha} k_{\alpha y}^{\text{oc}}[n_0 T_0],$$

$$k_{\beta z}[n_0 T_0] = k_{m\beta} k_{\beta z}^{\text{oc}}[n_0 T_0],$$

где $k_{\beta z}^{\text{oc}}[n_0 T_0] = k_{\alpha y}^{\text{oc}}[n_0 T_0]$, определены формулой (8.13) в разд. 8; $0 \leq k_{m\alpha} = k_{m\beta} < 1$ — масштабные постоянные коэффициенты усиления. (Переходные процессы стабилизации в разд. 9 приведены при $k_{m\alpha} = k_{m\beta} = 0$).

Алгоритмы вычисления управляемых сигналов контура угловой стабилизации на интервале $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{hp}}$ имеют вид

$$\begin{aligned} \varepsilon_\varphi[n_0 T_0] &= k_\varphi[n_0 T_0] \varphi_\Phi[n_0 T_0] + k_{\dot{\varphi}}[n_0 T_0] \dot{\varphi}_\Phi[n_0 T_0], \\ \varepsilon_\psi[n_0 T_0] &= k_\psi[n_0 T_0] \psi_\Phi[n_0 T_0] + k_{\dot{\psi}}[n_0 T_0] \dot{\psi}_\Phi[n_0 T_0], \\ \varepsilon_\theta[n_0 T_0] &= k_\theta[n_0 T_0] \{ \theta_\Phi[n_0 T_0] - \alpha_{\text{np}}[n_0 T_0] \} + \\ &+ k_\theta[n_0 T_0] \dot{\theta}_\Phi[n_0 T_0]. \end{aligned} \quad (6.3)$$

Алгоритмы дискретных корректирующих фильтров и алгоритмы вычисления производных от углов на интервале времени $n_0^{\text{kp}} < n_0 \leq n_0^{\text{BPD}}$ имеют вид

$$\begin{aligned} \varphi_\Phi[n_0 T_0] &= a_\varphi \sum_{i=0}^4 a_{\varphi i} \varphi[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\varphi j} \rho_\Phi[(n_0 - j)T_0], \\ \psi_\Phi[n_0 T_0] &= a_\psi \sum_{i=0}^4 a_{\psi i} \psi[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\psi j} \psi_\Phi[(n_0 - j)T_0], \\ \theta_\Phi[n_0 T_0] &= a_\theta \sum_{i=0}^4 a_{\theta i} \theta[(n_0 - i)T_0] - \\ &- \sum_{j=1}^4 b_{\theta j} \theta_\Phi[(n_0 - j)T_0], \\ \dot{\varphi}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\varphi_\Phi[n_0 T_0] - \varphi_\Phi[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\psi}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\psi_\Phi[n_0 T_0] - \psi_\Phi[(n_0 - 1)T_0]), \\ \dot{\theta}_\Phi[n_0 T_0] &= \frac{1}{T_0} (\theta_\Phi[n_0 T_0] - \theta_\Phi[(n_0 - 1)T_0]). \end{aligned} \quad (6.4)$$

Отметим, что при описанных алгоритмах регулирования и $0 \leq k_{m\alpha} < 1$, $0 \leq k_{m\beta} < 1$, РН успевает к моменту времени t^{hp} набрать скорость в сторону ветра, что облегчает решение задачи разгрузки корпуса. При этом логика работы контура разгрузки корпуса строится так, чтобы вести регулирование по углам атаки и скольжения, определяемым разностью скорости ветра и скорости центра масс РН на момент включения контура разгрузки корпуса, этим как бы уменьшается скорость ветра, действующая на РН.

С учетом этой логики составляющие сигналов управления по углам атаки и скольжения в (3.27) на интервале времени $n_0^{\text{hp}} < n_0 \leq n_0^{\text{kp}}$ вычисляются по алгоритмам

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_\alpha[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0]\{\tilde{\alpha}_{w\phi}[n_0T_0] + \\
& + (1 - k_{\alpha y}[n_0T_0])\alpha_{\dot{y}}^{np}[n_0T_0] + k_{\alpha y}[n_0T_0]\alpha_{\dot{y}}[n_0T_0]\}, \\
& \varepsilon_\beta[n_0T_0] = k_\psi[n_0T_0]\{\tilde{\beta}_{w\phi}[n_0T_0] + \\
& +(1 - k_{\beta z}[n_0T_0])\beta_z^{np}[n_0T_0] + k_{\beta z}[n_0T_0]\beta_z[n_0T_0]\}, \\
& \alpha_{\dot{y}}^{np}[n_0T_0] = -\frac{V_{y3}^*[n_0^{hp}T_0]}{V[n_0T_0]}, \\
& \beta_z^{np}[n_0T_0] = \frac{V_{z3}^*[n_0^{hp}T_0]}{V[n_0T_0]},
\end{aligned} \tag{6.5}$$

где $k_{\alpha y}[n_0T_0] = k_{\beta z}[n_0T_0] = k_{\alpha\beta}k_{\beta z}^{oc}[n_0T_0]$, $k_{\alpha\beta} = 0.8$.

В момент окончания работы контура разгрузки корпуса ($t^{kp} = 103.2$ с) проекции скорости центра масс РН оси Oy_3 , Oz_3 программной системы координат могут достигать значений $|\delta W_{PH}(t^{kp})| \leq 30$ м/с, $|\delta W_{PH}(t^{kp})| \leq 40$ /с. К моменту начала механического разделения первой и второй ступеней ($t^{BMD1} = 123.8$ с) необходимо выполнить следующие ограничения на параметры движения РН:

по углам —

$$|\varphi| \leq 1 \text{ град}, |\psi| \leq 1 \text{ град}, |\theta| \leq 1 \text{ град};$$

по угловым скоростям —

$$|\omega_{x1}| \leq 0.3 \text{ град/с}, \quad |\omega_{y1}| \leq 0.5 \text{ град/с},$$

$$|\omega_{z1}| \leq 0.5 \text{ град/с};$$

по нормальной и боковой составляющим скорости центра масс РН —

$$|V_{y3}^*| \leq 4 \text{ м/с}, |V_{z3}^*| \leq 4 \text{ м/с}.$$

Таким образом, за интервал времени $\Delta t = 20.6$ с необходимо отрегулировать на нулевые значения сравнительно большие составляющие скорости центра масс РН $V_{y3}^*(t^{kp})$ и $V_{z3}^*(t^{kp})$, а также выполнить остальные весьма жесткие ограничения на параметры движения в конце этого интервала.

Эта задача решается комбинированным регулированием по разомкнутой и замкнутой схемам:

— регулированием по разомкнутой схеме по программным углам поворота управляющих органов РН в каналах тангажа и рыскания;

— регулированием по замкнутой схеме по отклонениям фазовых координат РН от их программных значений, определенных упомянутыми выше программными поворотами управляющих органов.

Алгоритмы формирования управляющих сигналов для алгоритмов (3.28) от момента t^{kp} выключения контура разгрузки корпуса до момента t^{BMD1} подачи команды на выключение маршевого двигателя имеют вид при $t^{kp} < t \leq t^{BMD1}$, где $t^{kp} = n_0^{kp}T_0$, $t^{BMD1} = n_0^{BMD1}T_0$:

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_\varphi[n_0T_0] = \varepsilon_\varphi[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\psi[n_0T_0] = \varepsilon_\psi[n_0T_0] + \varepsilon_{PBC}[n_0T_0] + \delta\psi_{np}[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\theta[n_0T_0] = \varepsilon_\theta[n_0T_0] + \varepsilon_{PHC}[n_0T_0] + \\
& + \delta\theta_{np}[n_0T_0] + \delta\theta_k[n_0T_0], \\
& \varepsilon_\psi[n_0T_0] = k_\psi[n_0T_0](\psi_\phi[n_0T_0] - \psi_{np}[n_0T_0]) + \\
& + k_\psi[n_0T_0](\dot{\psi}_\phi[n_0T_0] - \dot{\psi}_{np}[n_0T_0]), \\
& \varepsilon_\theta[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0](\theta_\phi[n_0T_0] - \\
& - \alpha_{np}[n_0T_0] - \theta_{np}[n_0T_0]),
\end{aligned} \tag{6.6}$$

$$\begin{aligned}
& \varepsilon_{PBC}[n_0T_0] = -k_\psi[n_0T_0]k_{PBC}(V_{z3}^*[n_0T_0] - \dot{z}_{np}^{rc}[n_0T_0]), \\
& \varepsilon_{PHC}[n_0T_0] = k_\theta[n_0T_0]k_{PHC}(V_{y3}^*[n_0T_0] - \dot{y}_{np}^{rc}[n_0T_0]).
\end{aligned} \tag{6.7}$$

Перейдем к алгоритмам формирования указанных в (6.5) — (6.8) программных функций $\delta\psi_{np}[n_0T_0]$, $\delta\theta_{np}[n_0T_0]$, $\psi_{np}[n_0T_0]$, $\theta_{np}[n_0T_0]$, $\dot{\psi}_{np}[n_0T_0]$, $\dot{\theta}_{np}[n_0T_0]$, $\dot{y}_{np}[n_0T_0]$, $\dot{z}_{np}[n_0T_0]$.

При разработке этих алгоритмов аэродинамические силы и моменты не учитываются из-за малости скоростного напора при полете РН на этом интервале времени.

В этом случае уравнения программного движения РН записываются в виде

$$\begin{aligned}
& \ddot{y}_{np} = a_{y\theta}\theta_{np} + a_{y\delta}\delta\theta_{np}, \\
& \ddot{\theta}_{np} = a_{\theta\delta}\delta\theta_{np}, \\
& \ddot{z}_{np} = a_{z\psi}\psi_{np} + a_{z\delta}\delta\psi_{np}, \\
& \ddot{\psi}_{np} = a_{\psi\delta}\delta\psi_{np}. \\
& a_{z\delta} = -\frac{P^m + P^{ynp}}{m}, \quad a_{y\theta} = -a_{z\psi}, \\
& a_{z\delta} = -\frac{P^{ynp}}{2m}, \quad a_{y\delta} = -a_{z\delta}, \\
& a_{\psi\delta} = a_{\psi\delta} = \frac{P^{ynp}(x_b^p - x_b^T)}{2J_y}, \\
& x_b^p - x_b^T < 0.
\end{aligned} \tag{6.9}$$

Введем в рассмотрение нормированные функции, которые вычисляются при $n_0^{kp} < n_0 \leq n_0^{BMD1}$ по алгоритмам

$$\dot{y}[n_0T_0] = \begin{cases} 1 & \text{при } n_0^{kp} < n_0 \leq n_{01}, \\ -1 & \text{при } n_{01} < n_0 \leq n_{03}, \\ 1 & \text{при } n_{03} < n_0 \leq n_0^{BMD1}, \end{cases} \tag{6.10}$$

где $n_{01} = n_0^{kp} + \Delta n_0$, $n_{02} = n_{01} + \Delta n_0$, $n_{03} = n_{02} + \Delta n_0$, $n_0^{BMD1} = n_{03} + \Delta n_0$, $\Delta n_0 = 70$, $\Delta t_0 = 70T_0 = 3.5$ с,

$$\begin{aligned}\dot{\gamma}[n_0 T_0] &= \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0] + T_0 \ddot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \gamma[n_0 T_0] &= \gamma[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ (T_0/2)(\dot{\gamma}[n_0 T_0] + \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0]), \quad (6.11) \\ S_\gamma[n_0 T_0] &= S_\gamma[(n_0 - 1)T_0] + \\ &+ (T_0/2)(\gamma[n_0 T_0] + \gamma[(n_0 - 1)T_0]), \\ \text{при } n_0 &= n_0^{\text{kp}} + 1 \\ \dot{\gamma}[(n_0 - 1)T_0] &= 0, \quad \gamma[(n_0 - 1)T_0] = 0, \\ S_\gamma[(n_0 - 1)T_0] &= 0.\end{aligned}$$

При постоянных параметрах РН после момента времени $t = t^{\text{kp}}$ программные функции вычислялись бы по алгоритмам

$$\begin{aligned}\delta\psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\psi}[n_0 T_0], \\ \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \quad (6.12) \\ \psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \gamma[n_0 T_0], \\ \dot{z}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] - \\ &- C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] + \\ &+ C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{z}_{\text{np}}^{*\text{RC}}[n_0 T_0] &= \dot{z}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0], \\ \delta\theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] \ddot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \quad (6.13)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}\dot{y}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] &= V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] + \\ &+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] + \\ &+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\gamma}[n_0 T_0], \\ \dot{y}_{\text{np}}^{*\text{RC}}[n_0 T_0] &= \dot{y}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] + x_1^{\text{RC}}[n_0^{\text{kp}} T_0] \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0].\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}a_{y\theta}[n_0 T_0] &= -a_{z\psi}[n_0 T_0] = \frac{P^{\text{M}}[n_0 T_0] + P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]}{m[n_0 T_0]}, \\ a_{y\delta}[n_0 T_0] &= -a_{z\delta}[n_0 T_0] = \frac{P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]}{m[n_0 T_0]}, \quad (6.14)\end{aligned}$$

$$\begin{aligned}C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] &= \frac{-V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]}{2a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \Delta t_0^3}, \\ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] &= \frac{-V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]}{2a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] \Delta t_0^3},\end{aligned}$$

где $m[n_0 T_0]$, $P^{\text{M}}[n_0 T_0]$, $P^{\text{yNP}}[n_0 T_0]$ определены формулами (1.1), (1.5), (1.8) разд. 1.1 при номинальных параметрах РН с учетом работы системы навигации и системы расходом топлива.

Формулы (6.14) для $C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0]$ и $C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0]$ получены из условия набора при программном движении за время $\Delta t = t^{\text{ВМД1}} - t^{\text{kp}}$ скоростей $V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]$ и $V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0]$.

С учетом переменности параметров РН на интервале времени $t^{\text{kp}} < t \leq t^{\text{ВМД1}}$ программные функции нужно вычислять по алгоритмам

$$\begin{aligned}\delta\psi_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \delta\psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \dot{\psi}_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \dot{\psi}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \psi_{\text{np}}[n_0 T_0] &= \psi_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]}, \\ \dot{z}_{\text{np}}[n_0 T_0] &= V_{z3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] - \end{aligned} \quad (6.15)$$

$$-C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\psi\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] +$$

$$+ C_\psi[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{z\psi}[n_0 T_0] \frac{a_{z\psi}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{z\psi}[n_0 T_0]} \dot{\gamma}[n_0 T_0],$$

$$\dot{z}_{\text{np}}^{\text{RC}}[n_0 T_0] = \dot{z}_{\text{np}}[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0] \dot{\psi}_{\text{np}}[n_0 T_0],$$

$$\delta\theta_{\text{np}}[n_0 T_0] = \delta\theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]},$$

$$\dot{\theta}_{\text{np}}[n_0 T_0] = \dot{\theta}_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]},$$

$$\theta_{\text{np}}[n_0 T_0] = \theta_{\text{np}}^*[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]}, \quad (6.16)$$

$$\dot{y}_{\text{np}}[n_0 T_0] = V_{y3}^*[n_0^{\text{kp}} T_0] +$$

$$+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{\theta\delta}[n_0^{\text{kp}} T_0] S_\gamma[n_0 T_0] +$$

$$+ C_\theta[n_0^{\text{kp}} T_0] a_{y\theta}[n_0 T_0] \frac{a_{y\theta}[n_0^{\text{kp}} T_0]}{a_{y\theta}[n_0 T_0]} \dot{\gamma}[n_0 T_0],$$

$$\dot{y}_{\text{np}}^{\text{RC}}[n_0 T_0] = \dot{y}_{\text{np}}[n_0 T_0] - x_1^{\text{RC}}[n_0 T_0] \dot{\theta}_{\text{np}}[n_0 T_0].$$

Алгоритмы системы стабилизации первой ступени РН на интервале времени $t^{\text{ВМД1}} < t \leq t^{\text{ВРД1}}$ (от момента подачи команды на выключение маршевого двигателя первой ступени до момента подачи команды на выключение рулевого двигателя первой ступени) отличаются от (6.1) тем, что в этом случае

$$\begin{aligned}\varepsilon_{\text{РБС}}[n_0 T_0] &= \varepsilon_{\text{РНС}}[n_0 T_0] = \delta \psi_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \\&= \delta \theta_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \psi_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \theta_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \\&= \dot{\psi}_{\text{пп}}[n_0 T_0] = \dot{\theta}_{\text{пп}}[n_0 T_0] = 0.\end{aligned}$$

На этом интервале времени длительностью $\Delta t = 6.3$ с скорость центра масс не регулируется, и вследствие этого быстрее затухает переходный процесс в угловом движении после описанных выше программных угловых маневров РН и выключения маршевого двигателя.

7. ПРЕДСТАРТОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВИЖЕНИЯ РН С УЧЕТОМ ЗОНДИРОВАНИЯ ВЕТРА

Превышение значений скорости прозондированного ветра, оговоренных в методике его учета, не является достаточным условием для принятия решения об отмене пуска РН, которому предшествовала дорогостоящая подготовка.

Примером этого служит успешный полет РН «Энергия» с орбитальным кораблем «Буран» 15.11.88 г., несмотря на то, что по результатам зондирования атмосферы за 1.5 часа до пуска скорость ветра (кривая 1 на рис. 5) была значительно больше огибающей, приведенной в методике учета ветра (кривая 3). Командир метеослужбы за два часа до пуска РН «Энергия» доложил по уставу начальнику полигона «Байконур» о штормовой обстановке.

Для уменьшения вероятности неоправданной отмены пуска при аномальных скоростях ветра в технологию предстартовой подготовки РН «Энергия» были введены следующие работы:

- в течение последних суток перед стартом каждые 3 часа производилось зондирование атмосферы с целью измерения скорости ветра;
- информация о скорости ветра вводилась в наземную ЭВМ, с помощью которой специалисты НПО «Электроприбор» (ХАРПРОН) производили цифровое моделирование движения РН с использованием результатов зондирования;
- полученные при этом моделировании величины параметров $|q\alpha|$, $|q\beta|$ сообщались Техническому руководителю пуска для принятия решения о проведении дальнейших работ.

Как указывалось выше, Технический руководитель принял решение о пуске РН «Энергия», несмотря на значительное превышение значениями прозондированной за 1.5 часа до старта скорости ветра предельно допустимых значений, приведенных в методике учета ветра. При этом он имел

информацию о величинах параметров $|q\alpha|$ и $|q\beta|$, которые были получены моделированием движения РН и не превышали предельно допустимые значения. Такой факт имел место потому, что измеренный зондом ветер был попутным и действовал в канале тангажа при положительных программных углах атаки.

Успешный пуск РН «Энергия» подтвердил правильность принятого Решения о пуске Техническим руководителем, Главным конструктором НПО «Энергия» Губановым Б. И. (ранее — заместитель Генерального конструктора КБ «Южное»), заместителем Генерального конструктора НПО «Электроприбор» Айзенбергом Я. Е. (в настоящее время Генеральный конструктор АО Хартрон) и заместителем Главного конструктора НПО «Энергия» Воробьевым П. М. (это ответственное решение в письменном виде не было оформлено перед пуском).

По результатам отработки телеметрической информации (ТМ-информации) и результатам зондирования скорости ветра во время полета I ступени РН «Энергия» установлено (рис. 5):

- обеспечена устойчивость движения РН «Энергия» с учетом присоединенных осцилляторов, учитывающих колебания свободных поверхностей жидкости в 10 баках и 45 тонов упругих колебаний корпуса;
- параметры аэродинамического нагружения $|q\alpha|$, $|q\beta|$ не превышали допустимых значений при действии ветра, скорость которого значительно превышала огибающую, выданную ЦНИИМАШ для проектирования системы стабилизации РН «Энергия» (см. рис. 5).

Создание номограмм допустимых скоростей ветров с учетом зависимости параметров ракеты от времени и параметров атмосферы от высоты, с учетом всего многообразия траекторий РН, азимутов ветра и аномальных значений скорости ветра на различных высотах является трудновыполнимой задачей и нецелесообразно. Гораздо проще действовать так, как это было сделано в случае РН «Энергия», то есть проводить предстартовое моделирование движения РН с учетом результатов измерения скорости ветра и на основании полученных результатов принимать решение о пуске.

Отметим, что при этом достаточно использовать математическую модель РН в виде абсолютно твердого тела.

Быстро действие современных ЭВМ позволяет интегрировать на них систему дифференциальных уравнений движения РН, приведенную в разд. 1, с учетом результатов зондирования ветра в жестких условиях предстартовых работ.

8. АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ДВИЖЕНИЯ РН

Исследование устойчивости движения РН как твердого тела достаточно и лучше всего проводить методом D-разбиений [1].

Область устойчивости методом D-разбиений в плоскости двух действительных параметров системы регулирования была впервые построена И. А. Вышнеградским. Это направление в теории автоматического регулирования было завершено в 50-е годы прошлого столетия работами Ю. И. Неймарка.

Систему линейных дифференциальных уравнений движения в канале тангажа представим из (5.1), (5.3) в виде

$$\begin{aligned}\dot{W}_{y3}^T &= a_{yy}' W_{y3} + a_{\theta y} \theta + a_{y\delta} \delta, \\ \dot{\theta} &= a_{\theta y}' W_{y3} + a_{\theta\theta}' \dot{\theta} + a_{\theta\delta} \theta + a_{\theta\delta} \delta, \\ \dot{\alpha}_y &= -\frac{\dot{W}_{y3}^T}{V} + \alpha_y \frac{\dot{V}}{V},\end{aligned}\quad (8.1)$$

где переменные коэффициенты определяются формулами

$$\begin{aligned}a_{yy}' &= -\frac{Y_1^\alpha}{mV}, \quad a_{\theta y} = \frac{P^M + Y_1^\alpha - X_1}{m}, \quad a_{y\delta} = \frac{P^M}{m}, \\ a_{\theta y}' &= -\frac{a_{\theta\theta}}{V}, \quad a_{\theta\theta}' = -\frac{m_z^\omega q S_m L}{J_z}, \\ a_{\theta\theta} &= -\frac{Y_1^\alpha (x_b^d - x_b^T)}{J_z}, \quad a_{\theta\delta} = \frac{P^M (x_b^p - x_b^T)}{J_z}, \\ x_b^d - x_b^T &> 0, \quad x_b^p - x_b^T < 0.\end{aligned}$$

Из этих уравнений можно получить операторное уравнение

$$\begin{aligned}\alpha_y(p) &= Q_{\alpha y}(p)\delta_\theta(p), \quad \theta(p) = Q_\theta(p)\delta_\theta(p), \\ Q_{\alpha y}(p) &= \frac{c_3(p^2 + b_1 p + b_2) - b_3 c_1}{b_2 c_1 - (p + c_1 - c_2)(p^2 + b_1 p + b_2)}, \\ Q_\theta(p) &= \frac{b_3(p + c_1 - c_2) - b_2 c_3}{b_2 c_1 - (p + c_1 - c_2)(p^2 + b_1 p + b_2)},\end{aligned}\quad (8.2)$$

где переменные коэффициенты определяются формулами

$$\begin{aligned}c_1 &= \frac{a_{y\theta}}{V}, \quad c_2 = \frac{g}{V} \sin \theta_{np}, \quad c_3 = \frac{a_{y\delta}}{V}, \\ b_1 &= -a_{\theta\theta}, \quad b_2 = -a_{\theta\theta}, \quad b_3 = -a_{\theta\delta}.\end{aligned}$$

Закон регулирования представим из (3.22), (3.23) и (3.25) сразу в операторном виде:

$$\varepsilon_{\theta y}(p) = k_\theta \theta(p) + k_\theta k_{\alpha y} \alpha_y(p), \quad (8.3)$$

так как слагаемое $k_\alpha \alpha_w$ в (3.25) определяется внешним ветровым возмущением и относится к правой

части. Здесь квантование во времени с тактом $T_0 = 0.05$ с и работа дискретных фильтров не учитывается.

Закон регулирования (8.3) обеспечивает:

- при $k_{\alpha y} = 1$ — регулирование по углу атаки;
- при $k_{\alpha y} = k_{mv} V$, $k_{mv} = \text{const} < 0$ — традиционное регулирование по нормальной скорости;
- при $k_{\alpha y} = k_{mc} k_{\alpha y}^{oc}$, $0 \leq k_{mc} < 1$ — регулирование по составляющей угла атаки

$$\alpha_y = -\frac{W_{y3}^T}{V}; \quad (8.4)$$

а) до включения контура разгрузки корпуса (оценка $\tilde{\alpha}_w = 0$) для улучшения «парусности» РН;

б) на участке работы контура разгрузки корпуса — неполное устойчивое регулирование по углу атаки.

Параметр $k_{\alpha y}^{oc}$ определен ниже формулой (8.13).

Операторное уравнение для углов поворота управляющих органов в канале тангажа в соответствии с (1.9) представим в виде

$$\delta_\theta(p) = Q_{cn}(p)\varepsilon_{\theta y}(p). \quad (8.5)$$

Характеристическое уравнение замкнутой системы регулирования, описываемой операторным уравнением (8.2), (8.3) и (8.5) представим в виде

$$\begin{aligned}k_\theta Q_\theta(p)Q_{cn}(p) + k_\theta p Q_{cn}(p)Q_\theta(p) + \\ + k_\theta k_{mc} k_{\alpha y}^{oc} Q_{cn}(p)Q_{\alpha y}(p) = 1.\end{aligned}\quad (8.6)$$

Чтобы отобразить мнимую ось плоскости корней замкнутой системы на плоскость параметров k_θ , k_θ , подставим в (8.6) $p = j\omega$ для любого $-\infty < \omega < \infty$.

Чтобы найти эти интересующие параметры (k_θ , k_θ) при заданном значении k_{mc} , необходимо после подстановки $p = j\omega$ приравнять нулю отдельно мнимую и вещественную часть характеристического уравнения (8.6). После этого получим систему двух уравнений с двумя неизвестными k_θ , k_θ :

$$\begin{aligned}\text{Re} \left(1 + \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} k_{mc} k_{\alpha y}^{oc} \right) k_\theta \Big|_{p=j\omega} &= \\ = \text{Re} \left(\frac{1}{Q_{cn}(p)W_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega}, \\ \text{Im} \left(1 + \frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} k_{mc} k_{\alpha y}^{oc} \right) k_\theta + p k_\theta \Big|_{p=j\omega} &= \\ = \text{Im} \left(\frac{1}{Q_{cn}(p)W_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega},\end{aligned}\quad (8.7)$$

Решение этой системы уравнения по правилу Крамера имеет вид

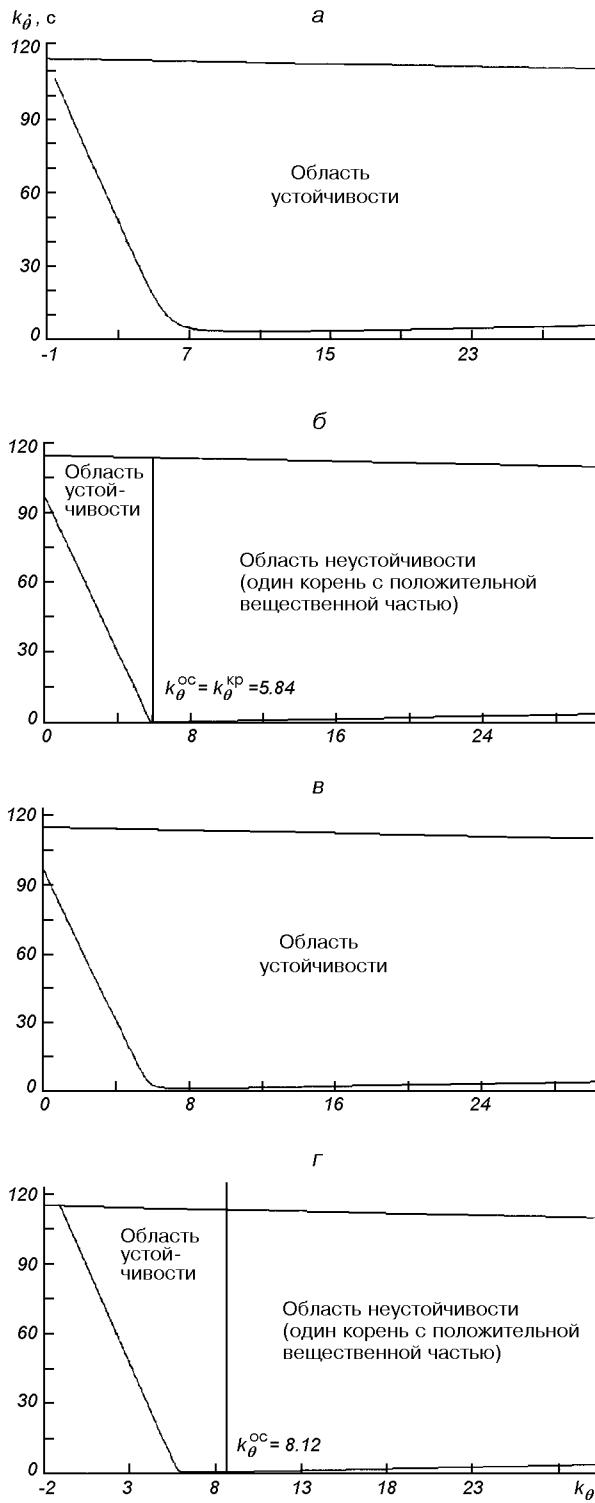


Рис. 6. Д-разбиение в плоскости k_θ, k_ϕ : а — при традиционном регулировании нормальной скорости $k_{M\dot{V}} = -0.003 \text{ рад} \cdot \text{м}^{-1} \text{с}$; б — при регулировании по углу атаки $k_{\alpha y} = 1$; в — при значении параметра $k_{M\alpha} = 0.8$; г — при значении параметра $k_{M\alpha} = 1.2$

Значения параметров $k_{\alpha y}^{\text{oc}}, k_\theta^{\text{kp}}, k_\theta^{\text{oc}}$ в момент времени t полета первой ступени РН

$t, \text{ с}$	$k_{\alpha y}^{\text{oc}}$	k_θ^{kp}	k_θ^{oc}			
			$k_{M\dot{V}} = -0.003 \text{ рад} \cdot \text{м}^{-1} \text{с}$	$k_{\alpha y} = 1$	$k_{M\alpha} = 0.8$	$k_{M\alpha} = 1.2$
15	0.38	0.40	-0.46	0.40	-3.32	3.32
30	0.52	2.09	-1.03	2.09	-9.53	9.53
65	0.78	5.84	-0.58	5.84	-8.12	8.12
100	0.85	1.20	-0.04	1.20	-1.07	1.07

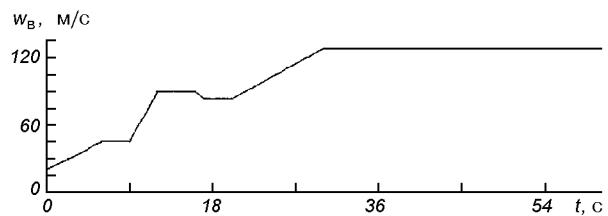


Рис. 7. Профиль ветра с градиентом $\Delta W = 45 \text{ м/с}$ в слое толщиной $\Delta h = -3 \text{ км}$ на высоте $h = 12 \text{ км}$

$$k_\theta = \frac{\Delta_{k\theta}}{\Delta}, \quad k_\phi = \frac{\Delta_{k\phi}}{\Delta}, \quad (8.8)$$

$$\Delta = p \left[1 + k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{\text{oc}} \operatorname{Re} \left(\frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \right] \Big|_{p=j\omega}. \quad (8.9)$$

$$\Delta_{k\theta} = p \left[\operatorname{Re} \left(\frac{1}{W_{Cn}(p)W_\theta(p)} \right) \right] \Big|_{p=j\omega}. \quad (8.10)$$

$$\begin{aligned} \Delta_{k\phi} = & \left[1 + k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{\text{oc}} \operatorname{Re} \left(\frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \right] \operatorname{Im} \left(\frac{1}{Q_{Cn}(p)Q_\theta(p)} \right) - \\ & - k_{M\alpha} k_{\alpha y}^{\text{oc}} \operatorname{Im} \left(\frac{Q_{\alpha y}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \operatorname{Re} \left(\frac{1}{Q_{Cn}(p)Q_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega}. \end{aligned} \quad (8.11)$$

Решение линейной системы двух уравнений (8.7) является параметрическим уравнением кривой границы области устойчивости в плоскости коэффициентов усиления k_θ, k_ϕ .

Уравнения (8.7) определяют одно значение параметров k_θ, k_ϕ для каждого ω , и только в том случае, если они совместны и независимы. А для этого необходимо, чтобы одновременно не были равны нулю определители $\Delta, \Delta_{k\theta}, \Delta_{k\phi}$. Если одновременно $\Delta = \Delta_{k\theta} = 0$ или $\Delta = \Delta_{k\phi} = 0$, то система уравнений (8.7) определяла бы не точку, а особую прямую. В нашем случае, когда

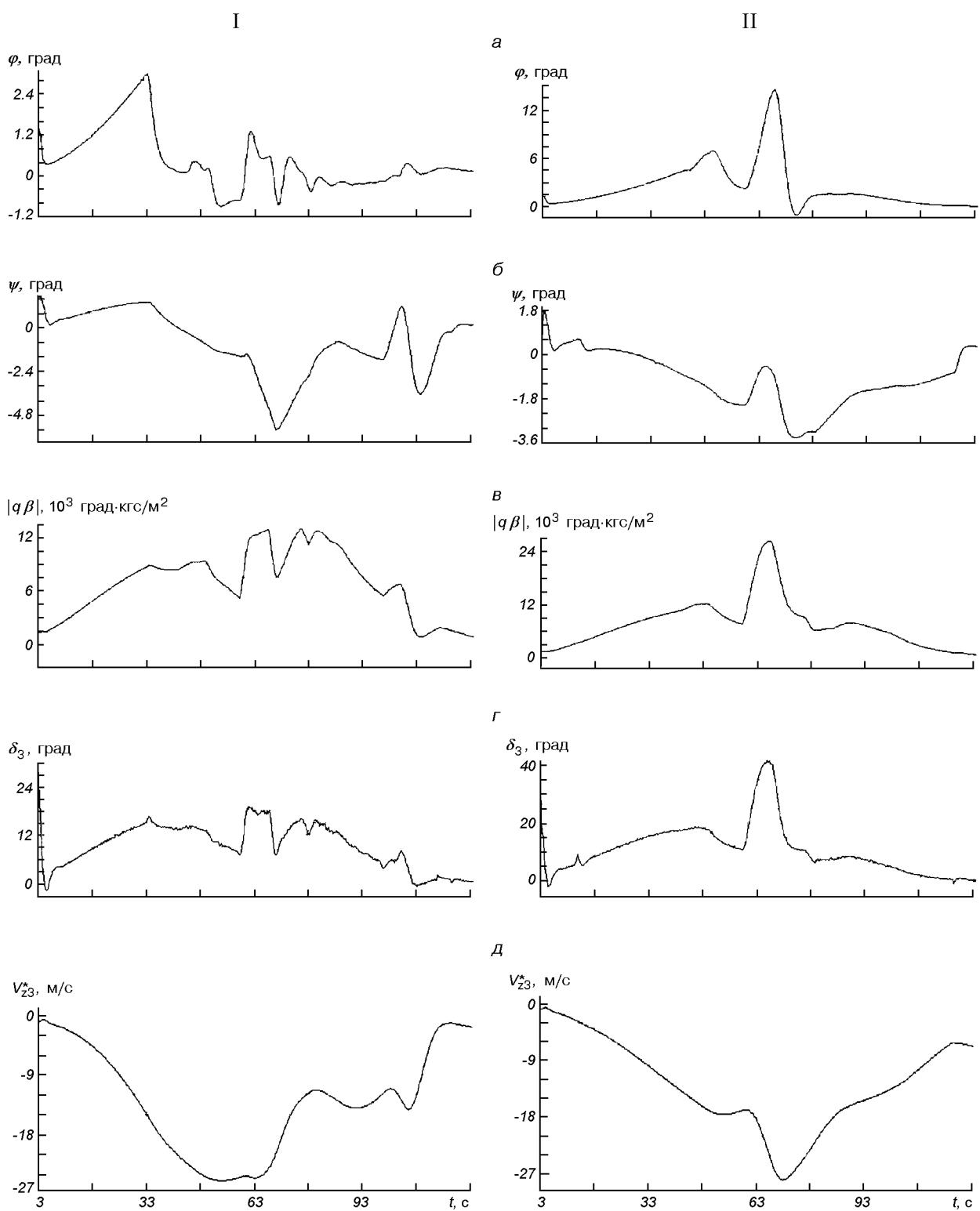


Рис. 8. Параметры движения РН при управлении по углам атаки и скольжения первых ступеней РН (I) и при использовании традиционной системы стабилизации боковой и нормальной скорости центра масс РН (II): а) φ — угол крена; б) ψ — угол рыскания; в) $|q\beta|$ — параметр аэродинамического нагружения РН; г) δ_3 — угол отклонения третьей камеры сгорания РД1; д) V_{z3}^* — боковая скорость РН

$$k_{\alpha\alpha} = - \left\{ k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} \operatorname{Re} \left(\frac{Q_{\alpha\alpha}(p)}{Q_\theta(p)} \right) \Big|_{p=j\omega} \right\}^{-1},$$

$\Delta = 0$, но при этом $\Delta_{k\theta} \neq 0$ и $\Delta_{k\theta} \neq 0$, т. е. особой прямой нет.

В работе [1] указано, что значениям $\omega = 0$ и $\omega = \infty$ всегда соответствуют особые прямые.

В нашем случае эти уравнения получаются, если приравнять нулю свободный член и коэффициент при старшем члене рассматриваемого характеристического уравнения.

При $\omega = 0$ уравнение особой прямой можно представить уравнением прямой, параллельной оси ординат в плоскости параметров k_θ , k_θ :

$$k_\theta^{\text{oc}} = \frac{b_2 c_2}{(b_3 c_1 - b_2 c_3)(1 - k_{\alpha\alpha} k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}) - b_3 c_2}. \quad (8.12)$$

Из (8.12) видно, что:

- при $0 \leq k_{\alpha\alpha} < 1$ и $k_\theta^{\text{oc}} < 0$ (неполное устойчивое регулирование по углу атаки);
- при $k_{\alpha\alpha} k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} = 1$ и $k_\theta^{\text{oc}} = k_\theta^{\text{kp}} = -a_{\theta\theta}/a_{\theta\delta} > 0$ (полное неустойчивое регулирование по углу атаки);
- при $k_{\alpha\alpha} > 1$, $k_\theta^{\text{oc}} > 0$ (неполное неустойчивое регулирование по углу атаки);
- при $k_{\alpha\alpha} \rightarrow 1$, $k_\theta^{\text{oc}} \rightarrow \infty$.

Особое значение $k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}$ получается при равенстве нулю знаменателя в (8.12):

$$k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}} = \frac{b_3(c_1 - c_2) - b_2 c_3}{b_3 c_1 - b_2 c_3} \quad (8.13)$$

При $\omega = \infty$ получаем уравнение $\text{const} = 0$, что свидетельствует о том, что соответствующая особая прямая лежит в плоскости параметров k_θ , k_θ в бесконечности и вычерчивать ее не нужно.

В таблице приведены значения параметров $k_{\alpha\alpha}^{\text{oc}}$, k_θ^{kp} , k_θ^{oc} в момент времени 15, 30, 65, 100 с полета первой ступени РН.

Особую прямую $k_\theta^{\text{oc}} < 0$ вычерчивать не нужно, так как она находится в левой неинтересной полу-плоскости параметров k_θ , k_θ .

Кривые D-разбиения в плоскости параметров k_θ , k_θ в определенных выше случаях (для момента времени $t = 65$ с) приведены на рис. 6.

Анализ приведенных кривых D-разбиения показывает, что при регулировании по углу атаки (рис. 6, б) и при неполном неустойчивом регулировании по углу атаки (рис. 6, г) области устойчивости сужаются настолько, что выбор параметров k_θ , k_θ , обеспечивающих требуемые качества переход-

ных процессов, стабилизация во всех эксплуатационных условиях невозможен.

9. ПЕРЕХОДНЫЕ ПРОЦЕССЫ СТАБИЛИЗАЦИИ РН И ВЫВОДЫ ПО РАБОТЕ

Моделирование движения РН проводилось интегрированием уравнений движения ракеты и уравнений, описывающих работу гиростабилизаторов, гироинтеграторов и сервоприводов (разд. 1, 4). Управляющие сигналы на входы сервоприводов вычислялись по алгоритмам системы стабилизации (разд. 2, 3, 5, 6).

Эффективность управления по углам атаки и скольжения иллюстрируется осциллограммами переходных процессов стабилизации при действии ветра с профилем, приведенным на рис. 7: при управлении по углам атаки и скольжения (рис. 8, I); при использовании традиционных систем стабилизации боковой и нормальной скоростей (рис. 8, II).

Из сравнительного анализа этих осциллограмм следуют выводы по работе:

- управление по углам атаки и скольжения РН обеспечивается уменьшением максимального значения параметра $|q\beta|$ примерно в 2 раза;
- использование в автомате стабилизации контура разгрузки корпуса позволяет существенно уменьшить, нужный для управляемости первой ступени РН диапазон углов поворота камер сгорания РД1.

1. Основы автоматического регулирования / Под ред. В. В. Соловникова. — М.: Машгиз, 1954.—1117 с.

CONTROL ON ANGLES OF ATTACK AND SLIP OF THE FIRST STAGES OF THE LAUNCHER

Ya. Ye. Aizenberg, Yu. M. Zlatkin, A. N. Kalnoguz,
V. A. Bataev, A. I. Kuzmin

Maintenance of motion stability of the launcher and required accuracy of control. Regulation on angles of attack and slip for decreasing the aerodynamic loads on the launcher body and for decreasing the range of the turn angles of control organs necessary for controllability of the first stage. Estimation of the angles of attack and slip from the information from gyro-integrators mounted on a gyro-stabilized platform (or from the accelerometers mounted on the launcher body). Pre-launch modeling of the launcher motion in view of the results of a wind probing with the aim to decrease the probability of an unjustified cancellation of a launch to which an expensive preparation preceded.

УДК 629.7.054

В. Н. Мельник, Дилнар Махмут, В. В. Каракун, Е. К. Кундеревич

Національний технічний університет України «Київський політехнічний інститут», Київ

Погрешности измерений продольных скоростей ракет-носителей гирокопическим интегратором

Надійшла до редакції 21.01.02

Наведено аналіз головних похибок вимірювання швидкості руху ракет-носіїв за допомогою гірокопічного інтегратора лінійних прискорень. Отримані аналітичні співвідношення для обчислення абсолютнох та відносиних значень похибок в одиницях вихідної величини та швидкості РН.

Гирокопические устройства, применяемые на движущихся объектах, кроме многих других требований, должны отвечать главному — обеспечению высокой точности измерений соответствующего параметра. В первую очередь это относится к тем приборам, которые используются в инерциальных навигационных системах и сложных системах гирокопической стабилизации.

До настоящего времени повышение точности гироустройств достигалось конструкторскими и технологическими средствами, позволившими создать ряд прецизионных типов гирокопических устройств. К таковым можно отнести уменьшение моментов сил сухого трения в осях подвеса гирокопа, повышение точности статической и динамической балансировки, соблюдение условия равной жесткости для роторов и элементов подвеса, применение безмоментных токоподводов, датчиков углов, снижение уровня помех, вызываемых различными возмущающими воздействиями, и др.

Другим направлением научно-технической мысли, позволившим также повысить точность гироустройств, явилось создание новых типов подвесов. Так, в гирокопах с механическим ротором, помимо широко применяемого механического (карданового) подвеса, стали использовать поплавковый, газовый, магнитный, электростатический и другие типы подвесов.

В последние годы разрабатываются чувствительные гирокопические элементы, основанные на новых физических принципах. В первую очередь здесь следует упомянуть гирокопы с жидкостным

ротором, твердотельные, вибрационные, лазерные и ядерные.

Особо следует отметить бурно развивающееся направление автокомпенсации влияния внешних возмущающих воздействий на гирокоп [2, 3, 5, 8, 13]. Его смело можно отнести к достижениям приборостроительной техники последних десятилетий. Методы автокомпенсации предусматривают такое построение схемы прибора, при котором обеспечивается автономная, т. е. без использования внешней информации, компенсация некоторых видов возмущающих воздействий. С точки зрения технической реализации речь идет о создании искусственных движений гирокопа или его элементов.

В прикладной гирокопии известны предложения по уменьшению влияния некоторых возмущающих воздействий путем применения двух гирокопов, связанных кинематически (работы Б. В. Булгакова, А. Ю. Ишлинского, И. Д. Кондорского и др. [1, 4, 9]). Вместе с тем наличие кинематической связи, нагруженной подавляемыми в ней помехами, приводит к увеличению момента сил сухого трения и тем самым ограничивает его применимость, а в случае поплавковых приборов — полную непригодность.

Измерительные гирокопические приборы — тахометры, интегрирующие гирокопы, тахоакселерометры, гироинтеграторы — имеют методические погрешности, обусловленные влиянием перекрестных составляющих, направленных вдоль осей, перпендикулярных к оси чувствительности прибора, а

также влиянием переносного углового ускорения основания вокруг осей подвеса гироскопа. Наиболее простой и радикальный способ устранения или существенного уменьшения таких погрешностей состоит в формировании второго входного канала измеряемой величины и упомянутых помех так, чтобы на выходе прибора обеспечить взаимное подавление этих помех [10].

Известной технической реализацией такого способа является использование двухроторных гиротахометров, тахоакселерометров, гирокопических интеграторов. Можно сказать, что идея структурной избыточности в схемах измерительных гирокопических приборов для устранения упомянутых помех может быть реализована и без применения кинематической связи между гиromоторами. В качестве иллюстрации следует упомянуть двухканальную схему, основанную на прямом использовании принципа двухканальности Б. Н. Петрова [11, 12].

Остановимся более подробно на анализе погрешностей гирокопического интегратора линейных ускорений.

Эти приборы нашли широкое применение в летательных аппаратах для измерения линейной скорости, а также одной из ее составляющих — проекции на ось чувствительности прибора. Анализ возникающих волновых процессов при нестационарном воздействии внешних возмущений — кинематического и акустического — показывает, что в натурных условиях у гироинтегратора появляются дополнительные погрешности. Это, в свою очередь, при автоматическом выведении космических аппаратов целевого назначения приведет к возникновению отклонений от расчетной траектории, и следовательно, к необходимости выполнения дополнительных маневров на орбите.

Особое внимание в статье уделено развитию и апробации методов определения акустической погрешности гироинтегратора. Построены механические модели взаимодействия подвеса гироскопа с акустическими полями и проанализированы возникающие дополнительные погрешности измерений. Такой подход к изучению свойств гирокопического интегратора осуществляется впервые.

Для достижения ракетой-носителем (РН) заданной точки пространства, как известно, необходимо, чтобы в момент отключения двигательных установок вектор скорости ее центра масс имел требуемую величину и направление. Вторая задача решается в основном гирогоризонтом и вертикантом. Решение первой задачи, как правило, осуществляется с помощью гирокопического интегратора линейных ускорений.

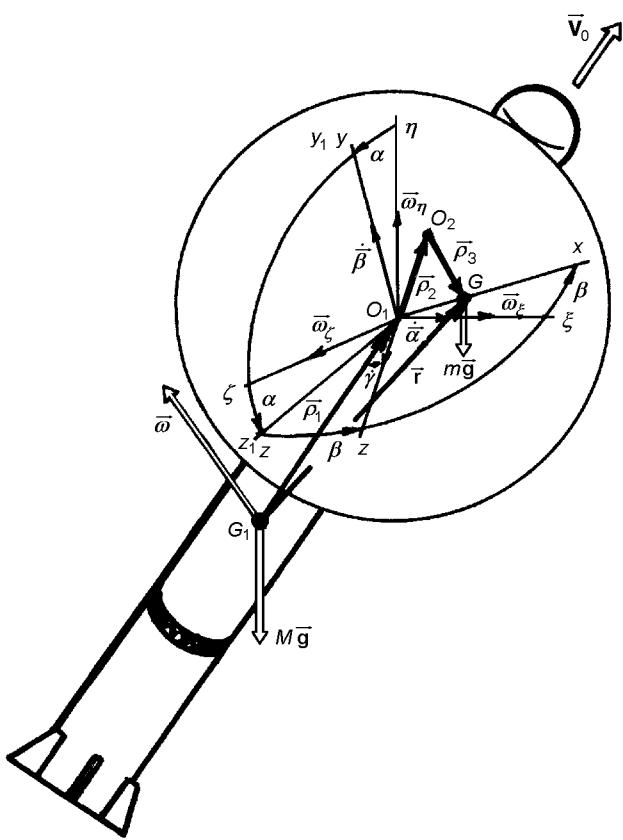
Основное назначение гироинтеграторов связано с их применением в баллистических ракетах для формирования сигнала отключения двигателей в конце активного участка траектории. В этом случае ось наружной рамки прибора устанавливается параллельно продольной оси ракеты. С осью наружной рамки через редуктор связывается кулачковое контактное устройство, вырабатывающее сигналы включения двигателя. Замыкание контактов производится кулачком при достижении ракетой заданного значения продольной скорости. Влияние силы тяжести учитывается соответствующим смещением контактов на расчетный угол. Активный участок траектории движения баллистической ракеты является программной кривой. Поэтому закон изменения угла тангажа θ на активном участке (с точностью до погрешностей управления по углу тангажа) также задается. Это позволяет рассчитывать влияние силы тяжести. Для ракет без управления по тяге двигателей эти расчеты могут быть выполнены лишь приблизительно, поскольку заранее неизвестно время достижения требуемой скорости движения.

Ракеты с управлением по тяге двигателей привязываются к программной траектории не только по пространственным, но и по временной координате. В этом случае расчет влияния силы тяжести может быть произведен весьма точно.

В том случае, когда изучается только прецессионное движение, уравнения гироинтегратора имеют вид [6, 7] (рисунок)

$$\begin{aligned} H\ddot{\beta} = & (-1)^n k_p k_u U - k_\omega k_b^2 \dot{\alpha} - H(\omega_\eta \cos\alpha + \omega_\xi \sin\alpha) - \\ & - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{Tp} \text{sign}\dot{\alpha} + M_{x_1}^a; \quad (1) \\ - H(\dot{\alpha} + \omega_\xi) = & ml\dot{V}_{G\xi} - ml\beta(\dot{V}_{G\eta} \sin\alpha - \dot{V}_{G\xi} \cos\alpha) - \\ & - ml(\dot{\omega}_\eta \rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi \rho_{1\eta}) - B_1(\dot{\omega}_\xi \sin\alpha + \dot{\omega}_\eta \cos\alpha) - \\ & - mgl[\sin\theta + \beta \cos\theta \sin(\varphi + \alpha)] - M_y^0 \text{sign}\dot{\beta} + M_{y_2}^a. \end{aligned}$$

Здесь H — кинетический момент гиromотора; ω_i , $\dot{\omega}_i$ ($i = \xi, \eta, \zeta$) — угловая скорость и ускорение поворота РН относительно своего центра масс; α , β — углы поворота гироинтегратора относительно наружной и внутренней рамки соответственно; $O_{1\xi\eta\zeta}$ — система координат, жестко связанная с носителем; l — расстояние вдоль главной оси между осью подвеса кожуха и центром масс системы ротор — кожух — наружная рамка; M_i^a — акустические моменты-помехи; $M_{Tp} \text{sign}\dot{\alpha}$, $M_y^0 \text{sign}\dot{\beta}$ — моменты сухого трения на осях подвеса гироскопа; A_1 , B_1 — моменты инерции подвеса; \dot{V}_{Gi} ($i = \xi, \eta, \zeta$) — ускорения центра масс РН т. G ; ρ_1 — радиус-



Кинематическая схема гироинтегратора на ракете-носителе

вектор, соединяющий т. O_1 с центром масс ракеты; θ, φ — углы тангла и крена РН; U — напряжение на управляющей обмотке коррекционного двигателя; $(-1)^n k_p k_u$ — коэффициент передачи системы коррекции.

С учетом предположения о малости величин $\dot{\alpha}$ и β уравнения (1) можно рассматривать независимо.

Второе уравнение в этом случае представляется собой закон прецессионного движения гироскопа относительно оси наружной рамки под влиянием следующих моментов:

- момента $ml\dot{V}_{G\xi}$ силы инерции, который является входной величиной прибора;
- момента $ml\beta(\dot{V}_{G\eta}\sin\alpha - \dot{V}_{G\xi}\cos\alpha)$ сил инерции, перпендикулярных к оси чувствительности прибора;
- момента $ml(\dot{\omega}_\eta\rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi\rho_{1\eta})$ сил инерции, обусловленных ускоренным вращением ракеты-носителя относительно центра масс точки G и смещением места установки прибора от этой точки;

- инерционного момента $B_1(\dot{\omega}_\zeta\sin\alpha + \dot{\omega}_\eta\cos\alpha)$ от переносного углового ускорения вокруг оси привеса кожуха;
- момента $mgl[\sin\theta + \beta\cos\theta\sin(\varphi + \alpha)]$ силы тяжести;
- момента $M^0\text{sign}\dot{\beta}$ сил сухого трения относительно оси поворота кожуха;
- момента $M_2(P)$ сил акустического давления P , обусловленного парусностью поверхности кожуха, входящего в слагаемое $M^a = M_2(P) + M_5(\dot{V}) + M_6(\dot{W}) + M_8(W_T)$;
- суммарного момента $M_5(\dot{V}) = \pi 2B\omega\dot{V}(t)/R$ сил инерции Кориолиса, вызванного упругими тангенциальными перемещениями V цилиндрической части поверхности кожуха под действием акустического излучения;
- суммарного момента $M_6(\dot{W}) = \pi 2B\omega\dot{W}(t)/R$ сил инерции Кориолиса, вызванного упругими радиальными перемещениями W цилиндрической части поверхности кожуха под действием звуковой волны;
- момента $M_8(W_T)$ от акустической вибрации крышек кожуха.

Первые пять моментов являются следствием кинематического возмущения прибора со стороны корпуса ракеты-носителя, последние четыре — результат совместного влияния на прибор акустического излучения и углового движения корпуса ракеты (кинематическое возмущение). Момент $M_2(P)$ возникает при действии волны давления на абсолютно твердую поверхность кожуха, а моменты $M_5(V)$ и $M_6(W)$ — на упругоподатливую.

Из всех перечисленных моментов, только первый является полезным, поскольку содержит информацию о входной величине $\dot{V}_{G\xi}$ — продольном ускорении движения центра масс ракеты-носителя. Остальные являются моментами-помехами, приводящими к погрешностям прибора.

В левой части второго уравнения системы (1) сомножитель $\dot{\alpha} + \omega_\xi$ представляет собой сумму относительной $\dot{\alpha}$ и переносной ω_ξ угловых скоростей движения вокруг оси наружной рамки, т. е. абсолютную угловую скорость поворота гироскопа вокруг этой оси. Но, так как в гиromоторе в качестве выходной величины используется не абсолютное значение, а относительное (относительно ракеты) значение угла поворота наружной рамки гироскопа, то в качестве подынтегральной функции при интегрировании используется только относительная скорость $\dot{\alpha}$. Величина $\int_0^t \omega_\xi dt$, определяющая поворот корпуса ракеты относительно продольной оси,

будет методической ошибкой.

Проанализируем структуру первого уравнения системы (1).

Согласно назначению системы коррекции в этом уравнении слагаемое $(-1)^n k_p k_u U$ должно значительно превышать по величине все остальные. Это позволит рассмотреть в качестве параметров сомножители $\dot{\alpha}$ и α в слагаемых, которые существенно меньше первого слагаемого.

Первое уравнение системы (1) описывает прецессионное движение вокруг оси привеса кожуха под действием моментов относительно оси наружной рамки. Им можно воспользоваться для определения величины минимально необходимого момента датчика моментов в случае нелинейной системы коррекции или для вычислений статических (либо медленно изменяющихся) значений угла при линейной системе коррекции. Другими словами, для работоспособности системы коррекции необходимо, чтобы коррекционный момент превышал остальные моменты:

$$(-1)^n k_p k_u U - k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} > -H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a.$$

В случае линейной системы коррекции первое уравнение системы (1) можно записать в виде

$$H \ddot{\beta} = -k_{dy} k_y k_p k_u \beta - k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} - H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) - A_1 \dot{\omega}_\xi - M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} + M_{x_1}^a. \quad (2)$$

Если изменение во времени моментов $k_\omega k_p^2 \dot{\alpha}$, $H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha)$, $M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha}$ и $M_{x_1}^a$ происходит достаточно медленно (частотный спектр находится в области малых величин), статическое решение уравнения (2) можно определить соотношением

$$\beta_{CT} = -\frac{1}{k_{dy} k_y k_p k_u} [k_\omega k_p^2 \dot{\alpha} + H(\omega_\eta \cos \alpha + \omega_\zeta \sin \alpha) + A_1 \dot{\omega}_\xi + M_{TP} \operatorname{sign} \dot{\alpha} - M_{x_1}^a]. \quad (3)$$

В противном случае в правой части формулы (3) удерживаются лишь статические (или медленно изменяющиеся) составляющие этих моментов.

Расчет статических девиаций оси фигуры гирокопа относительно перпендикуляра к плоскости наружной рамки необходим для оценки степени влияния ускорений движения ракеты-носителя вдоль перпендикулярных осей.

Таким образом, акустическая волна прошедшая внутрь прибора, приведет при прочих равных условиях эксплуатации к дополнительному статическому отклонению оси фигуры на угол β_{CT}^a :

$$\begin{aligned} \beta_{CT}^a &= \frac{M_1(P) + M_3(\dot{V}) + M_4(\dot{W}) + M_7(P)}{k_{dy} k_y k_p k_u} = \\ &= \frac{PS \cos(n, \hat{O}_1 y_2) l_1 + 2R^{-1} A_1 \omega_\xi \dot{V}(1) + 2R^{-1} \pi A_1 \omega_\xi \dot{W}(1)}{k_{dy} k_y k_p k_u} + \\ &\quad + \frac{2m_T L \omega_\xi \dot{W}(1) \sin[\omega_\xi, \hat{W}_T(t)]}{k_{dy} k_y k_p k_u}. \end{aligned} \quad (4)$$

Представленные соотношения отличаются простотой и наглядностью. Вместе с тем эти результаты справедливы лишь в первом приближении, поскольку основаны на предположении малости некоторых моментов-помех, приложенных к подвижной части интегратора.

Конструктивно гнезда для цапф или подшипников оси подвеса кожуха, как уже отмечалось, выполняются смещенными относительно средней плоскости, проходящей через центр масс гиромотора, на расчетную величину l . При заданном значении передаточного коэффициента K прибора, известном кинетическом моменте H и массе m гиромотора необходимое смещение l устанавливается в соответствии с очевидным соотношением

$$l = \frac{KH}{m}. \quad (5)$$

Порог чувствительности прибора определяется из условия превышения полезного момента $ml \dot{V}_{G\xi}$ над моментом трения M_{Ty} :

$$|ml \dot{V}_{G\xi}| > |M_{Ty}|. \quad (6)$$

Это соотношение дает возможность вычислить порог чувствительности интегратора

$$\dot{V}_{G\xi} = \frac{M_{Ty}}{ml}.$$

Как видно из этой формулы, целесообразно максимальное увеличение маятниковойсти ml прибора, и в первую очередь смещения l . Как правило, эта величина у серийных приборов составляет 1—2 см.

Одновременно с этим решается вопрос оптимального выбора датчика момента системы коррекции (и необходимость редуктора), датчика угла, усилия системы коррекции, а также моментов инерции A_0 и B_0 подвижной части. Последнее необходимо для определения частот собственных незатухающих колебаний ω_0 и для избежания совпадения с вибрацией корпуса ракеты-носителя.

Критерием правильности выбора параметров интегратора служит расчет его погрешностей.

Основными из них следует считать методические, обусловленные влиянием моментов-помех на оси кожуха, и инструментальные — непостоянство ко-

эффективности передачи прибора, влияние сил сухого трения в оси привеса кожуха и др.

Погрешность от инерционного момента $a_{ml\beta}(V_{G_\eta}\sin\alpha - V_{G_\xi}\cos\alpha)$. Она характеризует влияние ускорений, действующих в плоскости палубы ракеты-носителя (вдоль осей, перпендикулярных к оси чувствительности). Абсолютное значение этой погрешности в единицах выходной величины прибора определяется формулой

$$\Delta_1^a = \frac{ml}{H} \int_0^t \beta(\dot{V}_{G_\eta}\sin\alpha - \dot{V}_{G_\xi}\cos\alpha)d\tau, \quad (7)$$

а в единицах измеряемой линейной скорости — соотношением

$$\Delta_1^{v_\xi} = \int_0^t \beta(\dot{V}_{G_\eta}\sin\alpha - \dot{V}_{G_\xi}\cos\alpha)d\tau. \quad (8)$$

Формула приведенной относительной погрешности гироинтегратора имеет вид

$$\delta_1 = \frac{\int_0^t \beta(\dot{V}_{G_\eta}\sin\alpha - \dot{V}_{G_\xi}\cos\alpha)d\tau}{\int_0^t V_{G_\xi}d\tau}, \quad (9)$$

или

$$\delta_1 = \frac{\int_0^t \beta \left[\dot{V}_{G_\eta} \sin \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) - \dot{V}_{G_\xi} \cos \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) \right] d\tau}{V_{G_\xi \max}}. \quad (10)$$

Очевидно, что точное определение погрешности гироинтегратора возможно только в случае известных законов изменения ускорений $\dot{V}_{G_\eta}(t)$, $\dot{V}_{G_\xi}(1)$, $\dot{V}_{G_\xi}(t)$, а также угла β .

Для баллистических ракет можно считать известными только продольное V_{G_ξ} и нормальное V_{G_η} ускорения. Они определяют траекторию активного участка. Боковой снос V_{G_ξ} заранее неизвестен, и может быть установлен лишь его предельный уровень.

Вместе с тем можно утверждать, что величина бокового ускорения V_{G_ξ} существенно меньше нормального ускорения V_{G_η} (это ускорение можно вычислить по программному изменению угла тангажа на активном участке траектории), и в формулах (7), (8) и (10) им можно пренебречь. Другими словами, здесь можно опустить слагаемое $V_{G_\xi}\cos\alpha$ при ориентировочной оценке погрешности.

Следует отметить, что в приведенных соотношениях параметр β можно определять лишь статической либо медленно изменяющейся составляющей, так как быстрые изменения угла сглаживаются при

интегрировании и не оказывают влияния на погрешность прибора.

Последнее замечание не распространяется на те случаи, когда ускорения V_{G_η} и V_{G_ξ} также имеют периодическую составляющую, близкую (или равную) по частоте углу β . В этом случае происходит накопление погрешности прибора. Такие явления имеют место, например, при наличии вибраций корпуса ракеты-носителя с частотой, близкой к собственной частоте прибора. Аналитически это иллюстрируется разложением функций типа $\sin^2\omega t$ и $\cos^2\omega t$ на систематическую и периодическую составляющие удвоенной частоты 2ω .

Погрешность от инерционного момента $a_{ml(\dot{\omega}_\eta\rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi\rho_{1\eta})}$ определяется аналогично формулам (8) и (10):

$$\begin{aligned} \Delta_2^{v_\xi} &= \rho_{1\xi} \int \dot{\omega}_\eta d\tau - \rho_{1\eta} \int \dot{\omega}_\xi d\tau = \\ &= (\dot{\omega}_\eta \rho_{1\xi} - \dot{\omega}_\xi \rho_{1\eta}) \Big|_0^t \end{aligned} \quad (11)$$

для абсолютной погрешности и

$$\delta_2 = \left(\frac{\rho_{1\xi}\omega_\eta - \rho_{1\eta}\omega_\xi}{V_{G_\xi \max}} \right) \Big|_0^t \quad (12)$$

для приведенной абсолютной погрешности.

Для баллистических ракет величины Δ_2^v и δ_2 в конце активного участка движения очень малы, поскольку имеет место стабилизация корпуса по всем трем угловым координатам. Приращения величин ω_η и ω_ξ не происходит.

Погрешность от инерционного момента $a_{B_1(\omega_\xi\cos\alpha + \dot{\omega}_\eta\sin\alpha)}$, аналогично предыдущему, определяются соотношениями

$$\Delta_3^{v_\xi} = \frac{B_1}{ml} \int_0^t (\dot{\omega}_\xi \sin\alpha + \dot{\omega}_\eta \cos\alpha)d\tau, \quad (13)$$

$$\delta_3 = \frac{B_1}{ml} \frac{\int_0^t (\dot{\omega}_\xi \sin\alpha + \dot{\omega}_\eta \cos\alpha)d\tau}{V_{G_\xi \max}}, \quad (14)$$

или в другой форме:

$$\Delta_3^{v_\xi} = \frac{B_1}{ml} \int_0^t \left[\dot{\omega}_\xi \sin \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) + \dot{\omega}_\eta \cos \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) \right] d\tau, \quad (15)$$

$$\delta_1 = \frac{B_1}{ml} \frac{\int_0^t \left[\dot{\omega}_\xi \sin \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) + \dot{\omega}_\eta \cos \left(\frac{ml}{H} V_{G_\xi} \right) \right] d\tau}{V_{G_\xi \max}}. \quad (16)$$

Очевидно, что при наличии системы угловой стабилизации корпуса ракеты-носителя угловые ускорения $\dot{\omega}_\xi$ и $\dot{\omega}_\eta$ будут иметь колебательные составляющие, которые в случае совпадения с частотой изменения угла α

$$\dot{\alpha} = \frac{ml}{H} \dot{V}_{G\xi}$$

приведут к возникновению параметрических резонансов. Как следствие, в подынтегральной функции появится систематическая либо медленно изменяющаяся составляющая, которая приведет к накоплению абсолютной погрешности.

Во всех других случаях вклад этого типа погрешностей в общую погрешность гироинтегратора не значителен.

Погрешность от переносной угловой скорости ω_ξ . Величина этой погрешности определяется формулами

$$\Delta_4^{V\xi} = \frac{H}{ml} \int_0^t \omega_\xi d\tau, \quad (17)$$

$$\delta_4 = \frac{H}{ml} \frac{\int_0^t \omega_\xi d\tau}{V_{G\xi \max}}. \quad (18)$$

При наличии системы стабилизации по углу крена φ ракеты-носителя скорость ω_ξ будет периодической функцией времени, что не приведет к накапливающейся ошибке гироинтегратора.

Погрешность от действия сил тяжести есть и $mgl[\sin\theta + \beta\cos\theta\sin(\varphi + \alpha)]$. В единицах измеряемой линейной скорости эта погрешность равна

$$\Delta_5^{V\xi} = g \int_0^t [\sin\theta + \beta\cos\theta\sin(\varphi + \alpha)] d\tau, \quad (19)$$

а ее приведенная относительная величина определяется соотношением

$$\delta_5 = g \frac{\int_0^t \left[\sin\theta + \beta\cos\theta\sin\left(\varphi + \frac{ml}{H} V_{G\xi}\right) \right] d\tau}{V_{G\xi \max}}. \quad (20)$$

В этих формулах периодическую составляющую угла β , приблизительно равную частоте собственных колебаний, можно не учитывать. Достаточно принять во внимание лишь постоянную или медленно изменяющуюся во времени составляющую.

Погрешность гироинтегратора от действия сил тяжести достигает весьма больших значений. Как правило, ее учитывают введением соответствующей поправки.

Погрешность от наличия сухого трения в подшипниках оси кожуха. Ее величина определяется соотношениями

$$\Delta_6^{V\xi} = \frac{1}{ml} \int_0^t (M_y^0 \operatorname{sign}\dot{\beta}) d\tau, \quad (21)$$

$$\delta_6 = \frac{\int_0^t (M_y^0 \operatorname{sign}\dot{\beta}) d\tau}{ml V_{G\xi}}. \quad (22)$$

При автоколебательном режиме работы системы коррекции величина момента трения уменьшается в 5...10 раз по сравнению со статическим моментом. Пропорционально этой величине уменьшается дрейф гироскопа относительно оси наружной рамки.

Погрешность от нестабильности передаточного коэффициента. Передаточный коэффициент (масштаб) прибора определяется выражением

$$K = \frac{ml}{H} = \frac{ml}{C} \dot{\gamma}. \quad (23)$$

Нестабильность коэффициента обусловлена изменением значений параметров, входящих в эту формулу, т. е. смещением центра масс гиromотора l , нестабильностью угловой скорости вращения ротора $\dot{\gamma}$ и момента инерции C .

Абсолютная погрешность прибора в единицах измеряемой величины $V_{G\xi}$ определяется формулой

$$\Delta_7^{V\xi} = \frac{\Delta K}{K} V_{G\xi}, \quad (24)$$

где ΔK — абсолютное отклонение передаточного коэффициента от его номинального значения.

Относительная погрешность будет равна

$$\delta_7 = \frac{\Delta K}{K}. \quad (25)$$

Можно установить значение величины ΔK :

$$\Delta K = \frac{\partial K}{\partial l} \Delta l + \frac{\partial K}{\partial C} \Delta C + \frac{\partial K}{\partial \dot{\gamma}} \Delta \dot{\gamma}, \quad (26)$$

где Δl , ΔC и $\Delta \dot{\gamma}$ — отклонения соответствующих величин от их номинальных значений.

Выполнив дифференцирование выражения (26), получим

$$\Delta K = \frac{m}{C\dot{\gamma}} \Delta l + \frac{ml}{C^2\dot{\gamma}} \Delta C + \frac{ml}{C\dot{\gamma}^2} \Delta \dot{\gamma}. \quad (27)$$

Отсюда нетрудно установить относительную погрешность:

$$\delta K = \frac{\Delta l}{l} + \frac{\Delta C}{C} + \frac{\Delta \dot{\gamma}}{\dot{\gamma}}. \quad (28)$$

Основными причинами возникновения отклонений Δl и ΔC являются деформации соответствующих элементов прибора. Увеличение момента инерции C ротора вследствие его упругой деформации под действием центробежных сил инерции при вращении значения не имеет, так как передаточный коэффициент окончательно устанавливается экспериментально при номинальной скорости вращения ротора.

Если в интеграторе используется синхронный гиromотор, единственной причиной нестабильности угловой скорости $\dot{\gamma}$ его вращения может быть непостоянство частоты питающего напряжения.

Точный расчет температурных изменений параметров l и C представляет определенные трудности. Они вызваны прежде всего отсутствием достоверной информации о законе распределения температуры в деталях прибора. Если предположить, что температура материала каждой детали постоянна, а температурная деформация — свободна, то эту задачу можно свести к элементарной. С учетом этого допущения определим величину Δl .

Пусть t_1 и α_1 — температура наружной рамки и коэффициент линейного расширения материала соответственно. Тогда смещение оси подвеса кожуха относительно средней плоскости наружной рамки при температурной деформации последней будет равно

$$-\Delta l_1 = -l\alpha_1(t_1 - t_0) = -l\alpha_1\Delta t_1,$$

где t_0 — температура материала, соответствующая номинальному значению l ; Δt_1 — изменение температуры наружной рамки.

Аналогично для кожуха:

$$-\Delta l_2 = -l\alpha_2(t_2 - t_0) = -l\alpha_2\Delta t_2,$$

где t_2 и α_2 — соответственно температура и температурный коэффициент линейного расширения материала кожуха и оси ротора (предполагаем эти величины одинаковыми для оси ротора и кожуха). Тогда результирующее изменение величины l под воздействием температуры будет определяться суммой этих величин, т. е.

$$\Delta l = \Delta l_2 - \Delta l_1 = l(\alpha_2\Delta t_2 - \alpha_1\Delta t_1), \quad (29)$$

а его относительное значение — соотношением

$$\delta l = \frac{\Delta l}{l} = \alpha_2\Delta t_2 - \alpha_1\Delta t_1. \quad (30)$$

Определение температурного изменения ΔC осевого момента инерции ротора проведем по упрощенной схеме.

Любую геометрию ротора можно представить совокупностью n элементарных полых цилиндров массы m_i и радиусов R_i и r_i (при нормальной температуре $t = 20^\circ\text{C}$). С увеличением числа n точность такой замены увеличивается.

С учетом сказанного момент инерции ротора можно представить формулой

$$C = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n m_i(R_i^2 + r_i^2).$$

При изменении значения температуры от номинального эта формула приобретает вид

$$\begin{aligned} C_{\Delta t} &= \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n m_i[R_i^2(1 + \alpha_i\Delta t)^2 + r_i^2(1 + \alpha_i\Delta t)^2] = \\ &= \frac{1}{2}(1 + \alpha_i\Delta t)^2 \sum_{i=1}^n m_i(R_i^2 + r_i^2). \end{aligned}$$

Отсюда легко установить абсолютное приращение момента инерции:

$$\Delta C = C_{\Delta t} - C = \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n m_i(R_i^2 + r_i^2)[(1 + \alpha_i\Delta t)^2 - 1]$$

и величину относительного линейного приращения:

$$\begin{aligned} \delta C &= \frac{\Delta C}{C} = (1 + \alpha_i\Delta t)^2 - 1 = \\ &= 2\alpha_i\Delta t + \alpha_i^2\Delta t^2 \approx 2\alpha_i\Delta t, \end{aligned} \quad (31)$$

так как для встречающихся на практике значений Δt , произведение $\alpha_i\Delta t$ намного меньше единицы.

Для изменения скорости вращения ротора синхронного гиromотора можно записать соотношения

$$\Delta\gamma = 2\pi\Delta f, \quad (32)$$

$$\delta\gamma = \frac{\Delta f}{f} = \delta f, \quad (33)$$

где Δf — отклонение частоты источника питания гиromора от номинального значения.

Погрешности от влияния акустического излучения. 1. Обусловленная парусностью кожуха (геометрической асимметрией) относительно своей оси привеса

$$\begin{aligned} \Delta_8^P &= \frac{\int_0^t [\rho_{2z_2}(P)PS\cos(\hat{n}, \hat{O}_2x_2) - \rho_{2x_2}(P)PS\cos(\hat{n}, \hat{O}_2z_2)]d\tau}{ml} = \\ &= \frac{\int_0^t [\rho_{2z_2}(P)\cos(\hat{n}, \hat{O}_2x_2) - \rho_{2x_2}(P)\cos(\hat{n}, \hat{O}_2z_2)]}{ml} \times \\ &\quad \times SP_0 \exp(i(\omega\tau - k_0\rho_2)d\tau, \end{aligned} \quad (34)$$

где $\rho_{2x_2}(P)$ и $\rho_{2z_2}(P)$ — координаты равнодействующей сил давления P ; P_0 — звуковое давление; S — площадь поверхности кожуха; \mathbf{k}_0 — волновой вектор. Тогда формула приведенной относительной погрешности будет определяться соотношением

$$\delta_8 = \frac{\int_0^t [\rho_{2z_2}(P)P_0 S \cos(\mathbf{n}, \hat{O}_2 z_2) - \rho_{2x_2}(P)P_0 S \cos(\mathbf{n}, \hat{O}_2 x_2)] d\tau}{V_{G\xi\max}} = \\ = \frac{P_0 \int_0^t S [\rho_{2z_2}(P) \cos(\mathbf{n}, \hat{O}_2 z_2) - \rho_{2x_2}(P) \cos(\mathbf{n}, \hat{O}_2 x_2)]}{V_{G\xi\max}} \times \\ \times \exp(-\omega t - \mathbf{k}_0 \rho_2) d\tau. \quad (35)$$

2. Обусловленная упругими касательными перемещениями $V(\tau)$ цилиндрической части кожуха под действием звукового излучения:

$$\Delta_9^{\dot{V}} = \frac{2\pi B_1}{Rml} \int_0^t \dot{V}(\tau) (\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau; \quad (36)$$

$$\delta_9 = \frac{2\pi B_1}{RV_{G\xi\max}} \int_0^t \dot{V}(\tau) (\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau, \quad (37)$$

где $\dot{V}(\tau)$ — скорость упругого перемещения поверхности кожуха в касательном направлении.

3. Обусловленная упругими радиальными перемещениями $W(\tau)$ цилиндрической части кожуха:

$$\Delta_{10}^{\dot{W}} = \frac{2B_1}{Rml} \int_0^t \dot{W}(\tau) (\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau, \quad (38)$$

$$\delta_{10} = \frac{2B_1}{RV_{G\xi\max}} \int_0^t \dot{W}(\tau) (\omega_\xi + \omega_\eta) d\tau. \quad (39)$$

4. Обусловленная акустической вибрацией крышек кожуха гироскопа:

$$\Delta_{11}^{W_T} = \frac{\int_0^t M_8(W_T) d\tau}{ml}, \quad (40)$$

$$\delta_{11} = \frac{\int_0^t M_8(W_T) d\tau}{V_{G\xi\max}}. \quad (41)$$

Соотношения (34)–(41) позволяют детально рассмотреть и оценить величину акустической вибрации кожуха в звуковых полях, а также установить степень ее влияния на погрешность прибора в целом.

1. Булгаков Б. В. Прикладная теория гироскопов. — М.: Гостехиздат, 1955.—235 с.
2. Дрейпер Ч., Ригли У. Интегрирующие поплавковые гироскопы. История механики гироскопических систем. — М.: Наука, 1975.—267 с.
3. Ильчанинов В. П. Влияние принудительного вращения карданова подвеса на движение астатического гироскопа // Изв. вузов. Приборостроение.—1970.—13, № 12.—С. 66—70.
4. Ишлинский А. Ю. Полная компенсация внешних возмущений, вызванных маневрированием, в гироскопических системах // Труды первого всесоюзного совещания по теории инвариантности. — К.: Изд-во АН УССР, 1959.—С. 12—24.
5. Ишлинский А. Ю. Механика гироскопических систем. — М.: Изд-во АН СССР, 1963.—482 с.
6. Каракун В. В., Мельник В. Н. О дополнительных погрешностях гироинтегратора линейных ускорений ракет-носителей, обусловленных дифракцией звуковых волн // Космічна наука і технологія.—2001.—7, № 2/3.—С. 27—32.
7. Каракун В. В., Мельник В. Н., Лозовик В. Г., Одинцов А. А. Погрешности гироскопического интегратора линейных ускорений в натурных условиях. — Киев: Корнейчук, 2001.—144 с.
8. Каргут Л. И. О движении свободного гироскопа с принудительным вращением опор // Изв. вузов. Приборостроение.—1962.—5, № 4.—С. 54—62.
9. Кондорский И. Д. К теории некорректируемых гироскопических азимутов // Приборостроение.—1959.—Вып. 2.—С. 31—35.
10. Кулебакин В. С. Теория инвариантности автоматически регулируемых и управляемых систем // Труды первого международного конгресса ИФАК по автоматическому управлению. — М.: Изд-во АН СССР, 1961.—Т. 1.—С. 75—84.
11. Одинцов А. А. Использование принципа двухканальности для устранения боковой чувствительности инерционных измерителей // Теория инвариантности и теория чувствительности автоматических систем. — К.: Изд-во АН УССР, 1971.—Ч. 2.—С. 73—81.
12. Петров Б. Н. О реализуемости условий инвариантности // Труды первого совещания по теории инвариантности. — Киев: Изд-во ОТН АН УССР, 1969.—С. 43—51.
13. Челпанов Л. И. О достижении эффективности устройств, компенсирующих случайные уходы свободных гироскопов // Изв. АН СССР. Автоматика и телемеханика.—1962.—23, № 8.—С. 1078—1083.

ERRORS OF MEASUREMENTS OF LONGITUDINAL SPEEDS OF ROCKET CARRIERS BY GYROSCOPIC INTEGRATOR

V. N. Melnik, Dilnar Mahmut, V. V. Karachun,
E.K. Kunderevich

We analyze the basic error in the speed of rocket carriers measured with the gyroscopic integrator of linear accelerations. The analytical relations are derived for calculating absolute and relative errors in terms of target size and carrier speed.

УДК 581.17+581.84

О. Я. Хоркавців, О. Т. Демків, Я. Д. Хоркавців

Інститут екології Карпат НАН України, Львів

Участь кальцію у гравітропізмі протонеми моху
Pohlia nutans (Hedw.) Lindb.

Надійшла до редакції 16.05.01

Протонемі мохів властивий верхівковий тип росту, який відбувається за рахунок видовження і поділів апікальної клітини. На світлі протонема росте плагіотропно, формуючи радіально симетричні дернинки, а у темряві утворює пучок паралельних, негативно гравітропних столонів. Цитохімічні дослідження свідчать, що апекс верхівкових клітин є локальним місцем входу іонів кальцію, і звідси формується його апікально-базальний градієнт. У апексі підтримується висока концентрація Ca^{2+} , яка збільшується з перших годин гравістимуляції. Цитохімічна активність Ca^{2+} -АТФази була найнижчою у верхівці апікальної клітини, а найвищою — у базальному кінці, на межі між апікальною і субапікальною клітинами. Розподіл цитохімічної реакції Ca^{2+} -АТФази істотно не відрізняється в умовах кліностатування у порівнянні з гравістимулюваною протонемою. Отже, можна вважати, що в апікальній клітині функціонує полярний (базипетальний) транспорт Ca^{2+} , енергетично забезпечений Ca^{2+} -АТФазою. Верапаміл і ортovanадат натрію пригнічували гравітропізм і порушували зональний розподіл пластид, що підтверджує участь кальцію у гравітропізмі.

Згідно із сучасними уявленнями універсальним регулятором внутрішньоклітинних процесів є кальцій, який виконує функції «вторинного месенджера» у поляризації і у просторовій організації росту. Протягом останніх десяти років доведена участь кальцію у реалізації гравітропізму [10]. Апікально-базальний градієнт іонів Ca^{2+} є основовою біоелектричної полярності клітин з верхівковим ростом [3, 13, 21]. Допускають також, що мембрano-зв'язаний Ca^{2+} може регулювати ріст клітин розтяганням і разом з вільним кальцієм бути посередником у передачі сигналу у статоцитах [24]. Сучасні технології дозволяють спрієжено поєднати дослідження вільного і мембрano-зв'язаного кальцію, оскільки маломовірним є те, що обидва види кальцію діють незалежно.

Переконливою моделлю градієнтного переміщення Ca^{2+} є гравітропна реакція. Вже через 10 хв після гравістимуляції колеоптилів кукурудзи спостерігали латеральний потік Ca^{2+} , і лише через 60 хв вдалося виявити латеральний перерозподіл ауксину [10]. Блокування роботи Ca^{2+} -каналів і Ca^{2+} -АТФаз інгібує полярний потік іонів Ca^{2+} і гравітропний ріст. Локальне підвищення концентрації цитозольного кальцію за рахунок вільного

притоку із зовнішнього середовища, як правило, є сигналом, який запускає активне його видалення з клітини. Це досягається складною взаємодією регуляторних систем Ca^{2+} , включаючи роботу Ca^{2+} -АТФазних помп [8]. Тому для гравітропізму важливий не тільки певний рівень Ca^{2+} , але й процес його активного полярного транспорту.

Для дослідження вмісту і трансмембранного перенесення Ca^{2+} використовують різні методи, серед яких і Ca^{2+} -зв'язуючі люмінесцентні індикатори [1]. Цитохімічне визначення АТФаз дозволяє виявити їх локалізацію і оцінити рівень внутрішньоклітинної активності Ca^{2+} -АТФаз.

Ми ставили за мету дослідити розподіл Ca^{2+} і Ca^{2+} -АТФаз в апікальних клітинах протонеми *Pohlia nutans* (Hedw.) Lindb. під час граві- та фототропізму і кліностатування.

МАТЕРІАЛ І МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

У роботі використали протонему моху *P. nutans*, яку вирощували стерильно зі спор у люмінестаті з 16 год фотoperіодом, у чашках Петрі, що знаходилися у горизонтальному положенні. Гравітропні

протонему одержували через 5—7 днів після того, як чашки з 5-денною протонемою зі світла перенесли у темряву і гравістимулювали, ставлячи їх під кутом 90° [6]. Іншу групу чашок, у яких протонема росла 5 днів на світлі, обгортали чорним папером і поміщали на горизонтальний кліностат так, щоб напрям росту протонеми був перпендикулярний до осі обертання кліностату. На кліностаті протонема росла ще 5—7 днів, так само як під час гравістимуляції. Кліностат обертався за допомогою синхронного електродвигуна з частотою 2 об/хв протягом 5—7 діб. Відцентрова сила, яка при цьому виникала, не перевищувала 10^{-5} g, тобто була нижчою від порога чутливості. Вважається, що така величина близька до мікрогравітації в космічному польоті на навколоземній орбіті [9].

Для визначення мембрano-зв'язаного Ca^{2+} застосовували флуоресцентний барвник хлоротетрацилін (ХТЦ). У 0.5 mM водний розчин ХТЦ на 20 хв переносили протонемні дернинки, відмивали їх тричі по 5 хв водою та аналізували на цитофлуориметрі ЛЮМАМ-РЗ. Вміст кальцію оцінювали за інтенсивністю його флуоресценції в апікальній клітині на різній відстані від апекса: у верхівці, в апікальній частині клітини перед ядром, після ядра і в основі.

Для визначення Ca^{2+} -АТФази використали модифікований метод з фосфатами азотолів [1, 2, 7]. Протонему фіксували 4 %-м розчином параформальдегіду на 0.1 M трис-малеатному буфері pH 7.2 протягом 40 хв при кімнатній температурі. Препарати промивали протягом 1.5 год цим же буфером, а тоді переносили у профільтровану інкубаційну суміш такого складу: 2 mM АТФ, 2 mM CaCl_2 , 0.4 mM фосфату нафтолу AS-TR, 0.4 mM тривого синього RR, 10 % MnCl_2 , 0.1 M трис-малеатного буфера pH 7.2. Інкубували матеріал 2 год при 37 °C. Після інкубації протонему відмивали у бу-

фері протягом 60 хв і реєстрували спектри поглинання Ca^{2+} -АТФази на спектрофотометрі ($\lambda = 550$ нм) відразу, або на наступний день. Вимірювання робили в апікальній клітині, аналогічно як для Ca^{2+} , і в бокових одноклітинних відгуженнях у двох місцях: в апексі і біля клітинної перетинки (місце відділення від материнської клітини). Контролем була інкубаційна суміш без АТФ. Для блокування роботи Ca^{2+} -помп застосовували ортованадат натрію (ванадат).

Ванадат і верапаміл використовували для дослідження впливу блокаторів кальцієвого транспорту під час граві- та фототропної реакції. Готовували концентровані розчини реактивів, які розводили у дистильованій воді до робочих концентрацій 0.01—1.0 mM, і по 0.02 мл наносили на одну дернинку гравітропної протонеми. Через 6 год розчини зливали, а чашки ставили вертикально на 8 год для гравістимуляції. Для фотоактивації протонему освітлювали 8 год червоним світлом інтенсивністю $11 \text{ мкм}^2 \cdot \text{моль} \cdot \text{м}^{-2} \cdot \text{s}^{-1}$, яке подавали збоку. Міряли кути загинів та визначали приріст довжини апікальної клітини від того місця, де вона зігнулася, і до апексу. Вимірювання робили на мікроскопі МБІ-6 у зеленому світлі.

Всі досліди повторювали тричі, а у кожному варіанті аналізували не менше ніж 50 клітин. Дані опрацьовували статистично.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ ОБГОВОРЕННЯ

Протонема *P. nutans* є зручною модельною системою для досліджень гравітропного росту. Протонема, як і інші організми з верхівковим ростом, росте за рахунок видовження і поділів апікальної клітини. На світлі протонема утворює радіально симетричні дернинки, а у темряві орієнтується па-

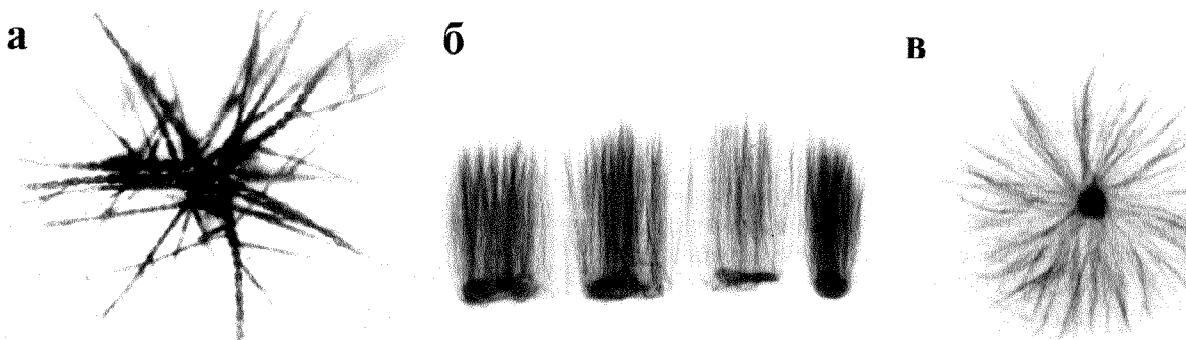


Рис. 1. Загальний вигляд дернинок протонеми *Pohlia nutans*, які виростили у різних умовах: а — 5-денної протонеми, яка росла на світлі, зб.: 16x; б — гравітропна 10-денної протонеми з темряви, зб.: 10x; в — 10-денної протонеми, яка утворилася у темряві на кліностаті, зб.: 10x

лельно до вектора гравітації і має вигляд густого пучка вертикальних столонів. На кліностаті і на світлі форма дернинок подібна, з тою різницею, що у темряві протонема не галузиться (рис. 1). Темрява є необхідною умовою для виявлення гравітропізму протонеми мохів.

Іншим важливим посередником для гравітропного росту є кальцій і його транспорт у клітині. Під час гравістимуляції як стебел, так і коренів було показано, що для забезпечення полярного росту має значення не так рівень кальцію, як процес його активного полярного переміщення у клітині [10]. Верхівкові клітини нитчастих систем, наприклад протонема мохів, пилкові трубки *Lilium*, кореневі волоски *Zea*, звичайно виявляють апікально-базальний градієнт мембрano-зв'язаного кальцію [5, 17].

Апікальні клітини гравітропної протонеми *P. nutans* мали найвищу флуоресценцію мембрano-зв'язаного кальцію в апексі, на досить високому рівні флуоресценція кальцію зберігалася в апікальній частині клітини і різко знижувалася до основи (рис. 2, 3). Апекс клітин є центром ростової активності і локальним місцем входу іонів Ca^{2+} , звідки і формується його апікально-базальний гра-

дієнт [3]. Через це тут постійно підтримується висока концентрація Ca^{2+} . Ми не знайшли, однак, значних відмінностей у характері розподілу мембрano-зв'язаного Ca^{2+} у гравітропній протонемі і у протонемі, яка формувалася в умовах кліностатування (рис. 2, а, б).

Зберігався той же апікально-базальний градієнт Ca^{2+} : високий рівень флуоресценції у ростучій верхівці клітини і низький в основі. Тобто, градієнтний розподіл Ca^{2+} підтримується за різних умов вирощування протонеми. Незважаючи на те що наші результати одержані для мембрano-зв'язаного Ca^{2+} , показано, що цитозольний Ca^{2+} у клітинах з апікальним типом росту також розподіляється нерівномірно, з максимумом у верхівці клітини [13]. І це, очевидно, є основною особливістю апікального росту. Якщо порушити градієнтний розподіл Ca^{2+} у апікальних клітинах протонеми червоним світлом [6], то клітини стають нечутливими до сприйняття гравістимулу.

Ріст апікальних клітин протонеми обмежений лише верхівкою, і згин формується внаслідок зміщення ростового центра [4]. Наочним прикладом такого зміщення є індуковане червоним світлом випинання бокової стінки перпендикулярно до росту головного столону [6], якому передує локальне переміщення Ca^{2+} . З цієї зони найвищого вмісту Ca^{2+} починає формуватися нова полярність і новий напрям росту. Якщо застосувати кальцієві блокатори (хлорпромазин, ВАРТА), то ріст припиняється [11, 19].

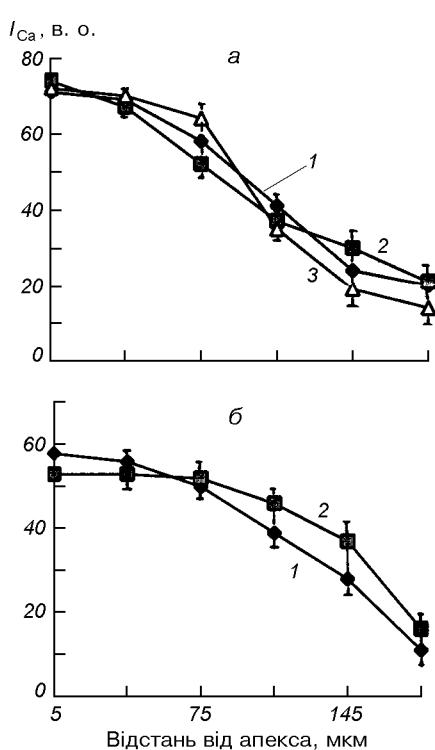


Рис. 2. Інтенсивність флуоресценції кальцію у апікальній клітині протонеми *Pohlia nutans*: а — через різний час після гравістимуляції (1—0 год, 2—0.5 год, 3—1 год); б — гравітропна протонема (1) і після 14 днів кліностатування (2)

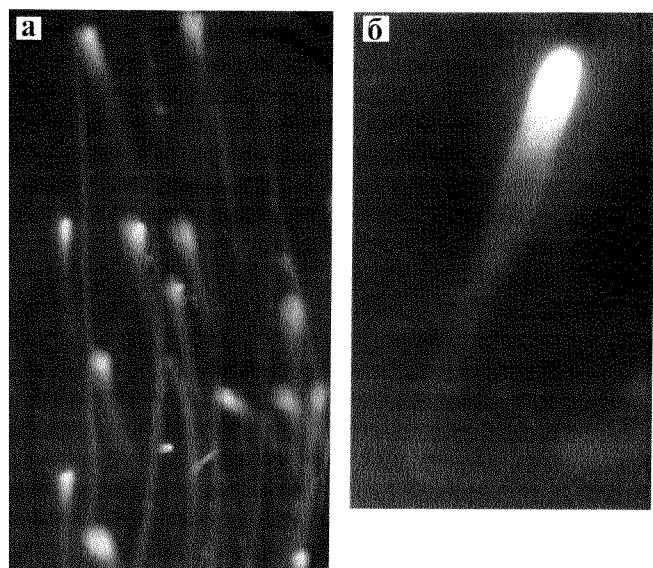


Рис. 3. Флуоресценція Ca^{2+} в апікальних клітинах протонеми *Pohlia nutans*: а — зб.: 100×; б — зб.: 300×



Рис. 4. Цитохімічна активність Ca^{2+} -АТФази у клітинах протонеми *Pohlia nutans*. Зб.: 200 \times

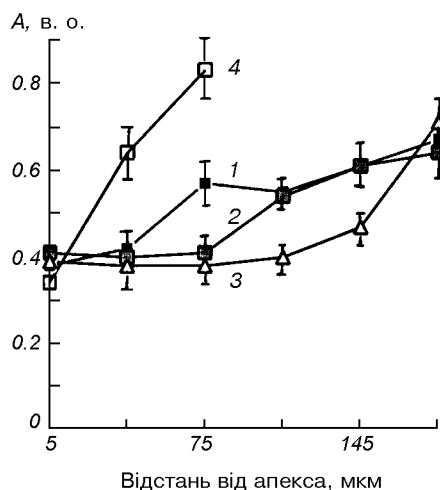


Рис. 5. Розподіл цитохімічної активності Ca^{2+} -АТФази (відн. од.) в апікальних клітинах протонеми і в ростку *Pohlia nutans*, довжина апікальної клітини 200 мкм, довжина ростка 40—60 мкм: 1 — гравітропна протонема; 2 — 2 год гравістимуляції; 3 — 14 днів кліностатування; 4 — новоутворений росток

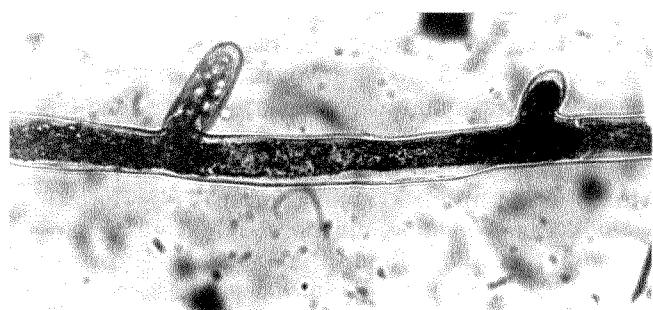


Рис. 6. Локалізація Ca^{2+} -АТФазної активності у місцях закладання бокових ростків на протонемі *Pohlia nutans*. Зб.: 300 \times

тинки між апікальною і субапікальною клітинами (рис. 4). Скупчення продукту реакції у вигляді чорних цяточок спостерігалося також у навколоядерній ділянці апікальної клітини і в зоні локалізації пластид (амілохлоропластів), причому інтенсивніше фарбувалася цитоплазма клітини нижче від ядра. Це дозволило припустити, що в апікальній клітині функціонує активний базипетальний транспорт Ca^{2+} з участю Ca^{2+} -АТФази.

Характер реакції Ca^{2+} -АТФази в гравістимулюваній протонемі і після кліностатування порівняно з гравітропною (контрольною) протонемою суттєво не відрізнявся (рис. 5). Низька відносна активність Ca^{2+} -АТФази була в апікальній частині верхівки. Після гравістимуляції, як і після кліностатування, різниця у Ca^{2+} -АТФазній активності між апексом і базальною частиною клітини збільшувалася. Отже, кальціеві потоки за цих умов не припиняються і забезпечують градієнтний розподіл катіона по всьому столону. Однак, незважаючи на участь Ca^{2+} в реалізації гравітропного стимулу, латеральний перерозподіл Ca^{2+} в клітинах протонеми виявити не вдалося.

Градієнт Ca^{2+} -АТФази встановлювався не лише у довгих апікальних клітинах, але й у коротких клітинах нових відгалужень (рис. 5). Бокові відгалуження, які тільки що відділилися від материнської клітини, мали значно інтенсивнішу

За допомогою вібруючих мікроелектродів В. Сінклер і Д. Тревавас [24] визначили кальцій вздовж гравізгину та поперек купола пилкових трубок і знайшли, що з обох боків куполу вміст кальцію різний. Ріст пилкової трубки здійснювався у тому місці купола, який характеризувався вищим вмістом Ca^{2+} . Співвідношення між двома боками куполу продовжувало зростати протягом всього періоду переорієнтації, доки перевагу не одержав новий напрям росту. Тільки тоді відновилася вихідна норма Ca^{2+} .

Не маючи таких можливостей, ми, проте, цитохімічно змогли показати локальну активацію Ca^{2+} -АТФази, і зокрема базипетальне зростання цитохімічної активності ферменту. Проведений цитохімічний аналіз локалізації Ca^{2+} -АТФази виявив певну закономірність у розподілі продукту реакції. Найбільша кількість з'язаного барвника, яка відображає активність Ca^{2+} -АТФази, була у зоні пере-

Ca^{2+} -АТФазну реакцію біля клітинної перетинки, ніж у апексі (рис. 6). Це означає, що направлений потік кальцію відбувається постійно, незалежно від довжини клітини, чи органу. Тобто кальцій не лише тригер, а більше — постійний регулятор функціональної активності клітини. Видалення Ca^{2+} з клітини і робота Ca^{2+} -транспортних систем відіграють основну роль у регуляції метаболізму клітин. Системи транспорту кальцію через плазматичну мембрани пов'язані із затратами енергії. Для дослідження АТФ-залежного транспорту використовують блокатори кальцієвих каналів і мембрано-зв'язаних Ca^{2+} -АТФаз. Ми застосували верапаміл, блокатор потенціал-залежних Ca^{2+} -каналів і ванадат, інгібітор мембрано-зв'язаних Ca^{2+} -АТФаз і проаналізували їхню дію на граві- і фототропізм (табл. 1).

Вплив інгібіторів на гравітропну реакцію залежав від концентрації розчину, який наносили на протонемні дернинки. Верапаміл у концентрації 0.01–0.1 мМ знижував величину кута згину, а ванадат таку дію викликав, коли його концентрація була значно вищою — 0.1–0.5 мМ. Вищі, ніж для гравітропізму, потрібні були концентрації блокаторів, щоб загальмувати фототропізм. Проте, як і при гравітропізмі, верапаміл виявляв сильнішу дію, ніж ванадат. Тільки 0.5–1.0 мМ концентрації ванадату істотно знижували фототропну реакцію. Однак активність Ca^{2+} -АТФазної реакції більше залежала

Таблиця 1. Вплив інгібіторів мембранного транспорту Ca^{2+} на граві- і фототропізм та ріст апікальних клітин протонеми *Pohlia nutans*; тривалість експозиції у розчинах блокаторів 6 год, час граві- та фотостимуляції 8 год

Концентрація блокаторів, мМ	Гравітропний згин, град/год	Швидкість росту, мкм/год	Фототропний згин, град/год	Швидкість росту, мкм/год
0	2.9±0.3	22.5±0.3	7.4±0.4	30.1±0.3
0.01	2.1±0.3	20.4±0.2	7.0±0.3	30.2±0.3
0.1	1.0±0.2	15.1±0.2	5.9±0.4	20.4±0.3
	Ванадат:			
0.1	2.4±0.2	22.7±0.3	7.1±0.1	30.6±0.3
0.5	1.7±0.2	22.4±0.2	6.3±0.1	24.5±0.3
1.0	0.6±0.01	16.4±0.1	6.0±0.1	21.4±0.3

Таблиця 2. Вплив 0.1 мМ ванадату і верапамілу на гравітропний згин і відносну активність Ca^{2+} -АТФази, тривалість гравістимуляції 8 год

Варіанти досліду	Гравітропний згин, град/год	Активність Ca^{2+} -АТФази, відн. од.
Контроль (0)	3.3±0.2	0.57±0.4
Ванадат	2.2±0.2	0.27±0.3
Верапаміл	1.1±0.1	—

від ванадату і знижувалася у два рази у порівнянні з контролем (табл. 2). Як під час граві-, так і фототропізму високі концентрації обох сполук пригнічували ріст та руйнували градієнтний характер активності Ca^{2+} -АТФази.

Кальцій є вторинним посередником в індукції гравітропізму. У роботі [23] висловлено припущення про те, що посередником між гравітропним стимулом і статоцитами є іони Ca^{2+} , оскільки вони відіграють ключову роль у встановленні клітинної поляризації. Проте, якщо в коренях чи стеблах така поляризація створюється за рахунок міжклітинних переміщень іонів Ca^{2+} , то для клітин з верхівковим ростом внутрішньоклітинний транспорт кальцію від апекса до базальної частини забезпечує полярність в межах однієї клітини, яка сприймає гравістимул і відповідає на нього. Дослідження гравічутливості органів з верхівковим ростом, в яких ланцюг подій не ускладнений мембранним транспортом сигналу, і які витримують широкий діапазон експериментальних маніпуляцій, дозволило зробити ряд конкретних узагальнень про перетворення гравісигналу у фізіологічну і морфологічну реакцію [6, 12, 14, 18, 20, 23]. Звичайно, хід процесу відрізняється у різних системах, тому й обговорюються найкраще досліджені об'єкти, найчастіше протонема і корені. Спільною думкою дослідників є те, що кальцієвий сигнал це перша, але короткотривала реакція клітини на гравізбудження. Кальцієвий сигнал міг сформуватися як відповідь на напруження на мембрани типу механічної енергії від цитоскелету, або внаслідок відкривання Ca^{2+} -каналів, тобто входу іонів Ca^{2+} і підвищення його концентрації в цитозолі [22, 23]. Це негайно активує регуляторні системи Ca^{2+} -помп і транспортерів, робота котрих направлена на видalenня надлишкового кальцію. Підтвердженням цьому є активація Ca^{2+} -АТФаз в базальній частині апікальної клітини і примордіях. Отже, у ростучій апікальній клітині постійно функціонує апікально-базальний потік Ca^{2+} . Чітко виражена біполярна система Ca^{2+} -каналів— Ca^{2+} -АТФаз зберігається в клітинах гравістимульзованих столонів. Те, що верапаміл і ортованадат натрію пригнічували гравітропну реакцію, впливали на локалізацію пластид є підтвердженням участі Ca^{2+} у гравітропізмі. Так само незначне підвищення Ca^{2+} під час гравістимуляції ще до видимого морфологічного ефекту свідчить про участь кальцію у гравітропізмі. За нормальног росту протонеми під час кліностатування ми, проте, не виявили істотних відмінностей у розподілі ні кальцію, ні Ca^{2+} -АТФаз. Отже, кліностатування не було тією стресовою ситуацією, яка порушила кальцієвий градієнт. В

іншому випадку це неминуче вплинуло б на ріст.

Ca^{2+} -блокатори пригнічували також фототропний ріст, однак для цього потрібні були їхвиці концентрації. Очевидно, світло активувало багато інших систем регуляції Ca^{2+} -статування в цитозолі, які, мабуть, під час росту у темряві залишалися незадіяними, і у цьому випадку селективна дія інгібіторів могла бути ефективнішою. Для обох тропізмів більший інгібууючий вплив виявляв верапаміл, ніж ванадат. Відмінності у дії обох блокаторів свідчать насамперед про роботу різних транспортерів Ca^{2+} і тонку зміну в їхній регуляції залежно від стану клітини. Д. Еванс зі співробітниками [16] на мікросомальних препаратах колеоптилів кукурудзи показали, що кальмодулін по-різному впливає на кальцієвий транспорт культур з темряви і зі світла, і на світлі можуть функціонувати інші, не кальмодулін-залежні кальцієві помпи. Очевидно, що поляризований транспорт Ca^{2+} спряжено підтримують потенціал-залежні канали і Ca^{2+} -АТФазні помпи, однак, очевидно, доля перших вища, через що інгібууючий вплив верапамілу сильніший. Проте висока Ca^{2+} -АТФазна активність дає нам підстави вважати, що активний транспорт Ca^{2+} у наших дослідженнях був зумовлений саме роботою Ca^{2+} -АТФазних помп плазмалеми внаслідок асиметричного розподілу їх у апікально-базальному напрямку клітини. Високу інтенсивність цитохімічної Ca^{2+} -АТФазної реакції, очевидно, можна пояснити також великою кількістю Ca^{2+} -каналів на плазмалемі [10]. А те, що низькі концентрації блокаторів Ca^{2+} -каналів інгібували гравітропну реакцію, підтверджує значення двох систем у регуляції входу і виходу кальцію. Не є несподіваною підвищена активність Ca^{2+} -АТФаз у зоні ядра, яке функціонує з великими енергетичними витратами. А підвищена активність Ca^{2+} -АТФазної активності в зоні зосередження амілохлоропластів в апікальній частині клітини, очевидно, свідчить лише про структурну, а не функціональну роль Ca^{2+} на мембронах пластид.

Таким чином, дослідження різних нитчастих систем (протонема, ризоїди *Chara*, пилкові трубки) підтверджують пріоритет Ca^{2+} в індукції гравітропізму. Важливо те, що ми знаємо, як формується градієнт Ca^{2+} . І хоч механізм передачі інформації у вигляді внутрішньоклітинних хвиль ще не зовсім зрозумілий [10, 15], розподіл мембрано-зв'язаного Ca^{2+} міг би відображати характер сигналізації всередині клітин.

1. Белявская Н. А. Роль ионов кальция в механизме гравицации у растений и в эффектах микрографитации на клеточном уровне: Дис. ... докт. биол. наук. — Киев, 1998.—367 с.—Машинопись.

2. Берстон М. Гистохимия ферментов. — М.: Мир, 1965.—464 с.
3. Демків О. Т., Сытник К. М. Морфогенез архегоніат. — Київ: Наук. думка, 1985.—204 с.
4. Демків О. Т., Кардаш А. Д., Хоркавців Я. Д. Полярность растительных клеток, ее становление и переориентация // Рост и устойчивость растений. — Новосибирск: Наука, 1988.—С. 29—45.
5. Демків О. Т., Хоркавців Я. Д., Кардаш А. Р. Полярность и клеточная дифференцировка в процессе развития архегониальных растений // Аналитические аспекты дифференцировки. — М.: Наука, 1991.—С. 121—132.
6. Демків О. Т., Хоркавців Я. Д., Кардаш А. Р. и др. Взаимодействие света и гравитации в ростовых движениях мхов // Физиол. раст.—1997.—44, № 2.—С. 205—211.
7. Дженсен У. Ботаническая гистохимия. — М.: Мир, 1965.—374 с.
8. Каримова Ф. Г., Тарчевская О. И. Регуляция концентрации Ca^{2+} в цитозоле растительных клеток // Физиол. и биохим. культ. раст.—1990.—22, № 2.—С. 107—118.
9. Машинский А. Л., Митичкин О. В., Гречко Г. М. К вопросу об оценке весомости при проведении биологических исследований // Организмы и сила тяжести. — Вильнюс, 1976.—С. 228—237.
10. Медведев С. С. Физиологические основы полярности растений. — С.-П.: Колына, 1996.—159 с.
11. Хоркавців Я. Д., Демків О. Т. Регуляция ростовых процессов в изолированных клеточных системах мхов // Физиол. и биохим. культ. раст.—1993.—25, № 3.—С. 284—295.
12. Чабан Х. І. Сучасні уявлення про гравітропічну реакцію рослин // Укр. ботан. журн.—1998.—55, № 4.—С. 369—376.
13. Шевченко Г. В. Вплив зміненої сили тяжіння на цитоскелет рослинних клітин з верхівковим ростом: Автореф. дис. ... канд. біол. наук. — К., 2000.—142 с.
14. Braun M. Gravitropism in tip-growing cells // Planta.—1997.—203.—Р. 11—19.
15. Bush D. S. Regulation of cytosolic calcium in plants // Plant Physiol.—1993.—103, N 3.—Р. 170—173.
16. Evans D. E., Briars S.-A., Williams L. E. Active calcium transport by plant cell membranes // J. Experimental Botany.—1991.—42, N 236.—Р. 285—303.
17. Hartmann E., Weber M. Storale of the phytochrome-mediated phototropic stimulus of moss protonemal tip cell // Planta.—1988.—175, N 1.—Р. 39—49.
18. Kern V. D., Sack F. D. Irradiance-dependent regulation of gravitropism by red light in protonemata of the moss *Ceratodon purpureus* // Planta.—1999.—209.—Р. 299—307.
19. Pierson E. S., Millet D. D., Callaham D. A., et al. Pollen tube growth is coupled to the extracellular calcium ion flux and the intracellular calcium gradient: Effect of BAPTA-type buffers and hypertonic media // Plant Cell.—1994.—6, N 12.—Р. 1815—1828.
20. Sack F. D. Plant gravity sensing // Int. Rev. Cytol.—1991.—127.—Р. 193—252.
21. Saunders M. J. Calcium and plant hormone action // Hormone perception and signal transduction in animals and plants: Proc. of Symposia of the Society for Experimental Biology. / Eds J. Roberts, C. Kirk, M. Venis. — The Company of Biol. Limited. Univ. of Cambridge.—1990.—N 44.—Р. 217—283.
22. Sievers A., Behrens H. M., Buckhout T. J., et al. Can a Ca^{2+} pump in the endoplasmic reticulum of the *Lepidium*{ }root be the trigger for rapid changes in membrane potential after gravistimulation? // Z. Pflanzenphysiol. A.—1984.—114, N 3.—Р. 195—200.
23. Sievers A., Buchen B., Hodick D. Gravity sensing in tip-growing cells // Plant Cell.—1996.—1, N 8.—Р. 273—279.

24. Sinclair W., Trewavas J. A. Calcium in gravitropism. A re-examination // *Planta*.—1997.—203.—P. 85—90.

CALCIUM IN GRAVITROPISM OF THE MOSS POHLIA NUTANS (HEDW.) LINDB. PROTONEMATA

O. Ya. Khorkavtsiv, O. T. Demkiv, Ya. D. Khorkavtsiv

Protonemata of mosses both of *Pohlia nutans* grow by extension and division of single apical cells which are negatively gravitropic in

darkness. The fluorescence of Ca^{2+} increased in the tip of apical cells from the first hours of gravitropism stimulation. Cytochemical investigations confirmed the existence of a well pronounced tip-to-base Ca^{2+} -gradient, its formation being favoured by localization of calcium influx in the tip of the apical cell. Measurement of the cytochemical reaction intensity showed that the level of Ca^{2+} -ATFase activity is low in apex and increases towards the base of the apical cell. The gravitropic protonemata and filaments which grew on the clinostat showed similar distributions of the Ca^{2+} and Ca^{2+} -ATFase activity along the apical cell axis. Thus, these data demonstrate that growing apical cells of gravitropic protonemata have a high tip-to-base Ca^{2+} gradient, the Ca^{2+} transport being afforded by Ca^{2+} -ATFase.

УДК 581.18+582.34

О. І. Пундяк, О. Т. Демків, Я. Д. Хоркавців, Б. Б. Багрій

Інститут екології Карпат НАН України, Львів

Показано, що в темряві спори моху *Funaria hygrometrica* Hedw. проростали полярно під впливом гравітації. Спочатку утворювалися ризоїdalні паростки, які росли донизу. Потім з'являлися паростки майбутньої хлоронеми. Більшість з них росла доверху. У горизонтальному положенні чашок Петрі та в умовах кліностатування спори проростали стохастично у різних напрямках.

Одним з визначальних факторів розвитку рослинного організму є його орієнтація у просторі, або поляризація. Поляризація може бути індукована як зовнішніми асиметричними чинниками, так і внутрішніми, які виникають у самому організмі. Найдієвішим поляризуючим чинником є гравітація, тому що напрям та величина гравітаційного стимулу у кожній конкретній точці простору практично не змінюється впродовж розвитку рослинного організму [2]. Рослини сприймають найменші відхилення (5—10°) від вектора сили тяжіння і дуже швидко (за 1-2 хв) реагують на нього гравітропним згином [3]. Індукцію поляризації найпростіше досліджувати на поодиноких клітинах, які початково аполярні, наприклад зиготи водоростей *Fucus* і *Pelvetia* [5, 10], пилкових зернах [11], а також спорах мохів [1]. Негативний гравітропізм протонеми мохів вважають адаптивною функцією виду, яка сприяє найшвидшому виходу ростучих апікальних клітин на світло [6—8]. Одним із найчутливіших до гравітації серед мохів на стадії протонем вважається широко розповсюджений вид *Ceratodon purpureus* (Hedw.) Brid. Загальноприйнято, що гравісенсорною системою протонеми мохів є аміlopласти — від округлих до еліпсоїдних, діаметром 2-3 мкм, які переважно зосереджені в субапікальній зоні апікальної клітини [15]. Показано, що під час гравістимуляції відбувається седиментація аміlopластів на нижню стінку клітини, що корелює з поступовим негативним гравітропним згином [16, 17]. Особливістю протонеми є те, що на світлі вона росте по субстрату і не реагує ні на світло, ні на

гравітацію, хоча обидва фактори орієнтовані перпендикулярно до площини росту. Лише в темряві апікальні клітини піднімаються над агаром, виявляючи негативний гравітропізм. Понижена чутливість протонеми до дії гравітації, властива розповсюдженному світлолюбивому виду *Funaria hygrometrica* Hedw., робить проблематичним його виживання в екстремальних умовах часткового або повного затінення. На даний час в літературі немає даних щодо гравітропізму перших проростків споромохів, у тому числі й фунарії вологомірної. Адже відомо, що спори мохів містять у великій кількості крохмаль і здатні полярно проростати у поляризованому білому свіtlі, а також під впливом електричного поля та латерального освітлення [1, 2]. Метою нашої роботи було дослідити гравічутливість ювенільної стадії гаметофіту моху *Funaria hygrometrica* Hedw., починаючи із перших кроків розвитку організму — проростків спор.

МАТЕРІАЛ І МЕТОДИКА ДОСЛІДЖЕНЬ

Спори *Funaria hygrometrica* Hedw. висівали стерильно у 4-см чашки Петрі на 0.75 %-й бакто-агар, приготовлений на поживному середовищі Кнопа II з 0.2 %-ю глукозою. Чашки встановлювали під різними кутами до горизонталі — від 90° до 0° і вирошували протонему у темряві при температурі 20—22 °C і відносній вологості 85—90 %.

Через добу спори утворювали перший росток. Ще через добу можна було спостерігати появу другого

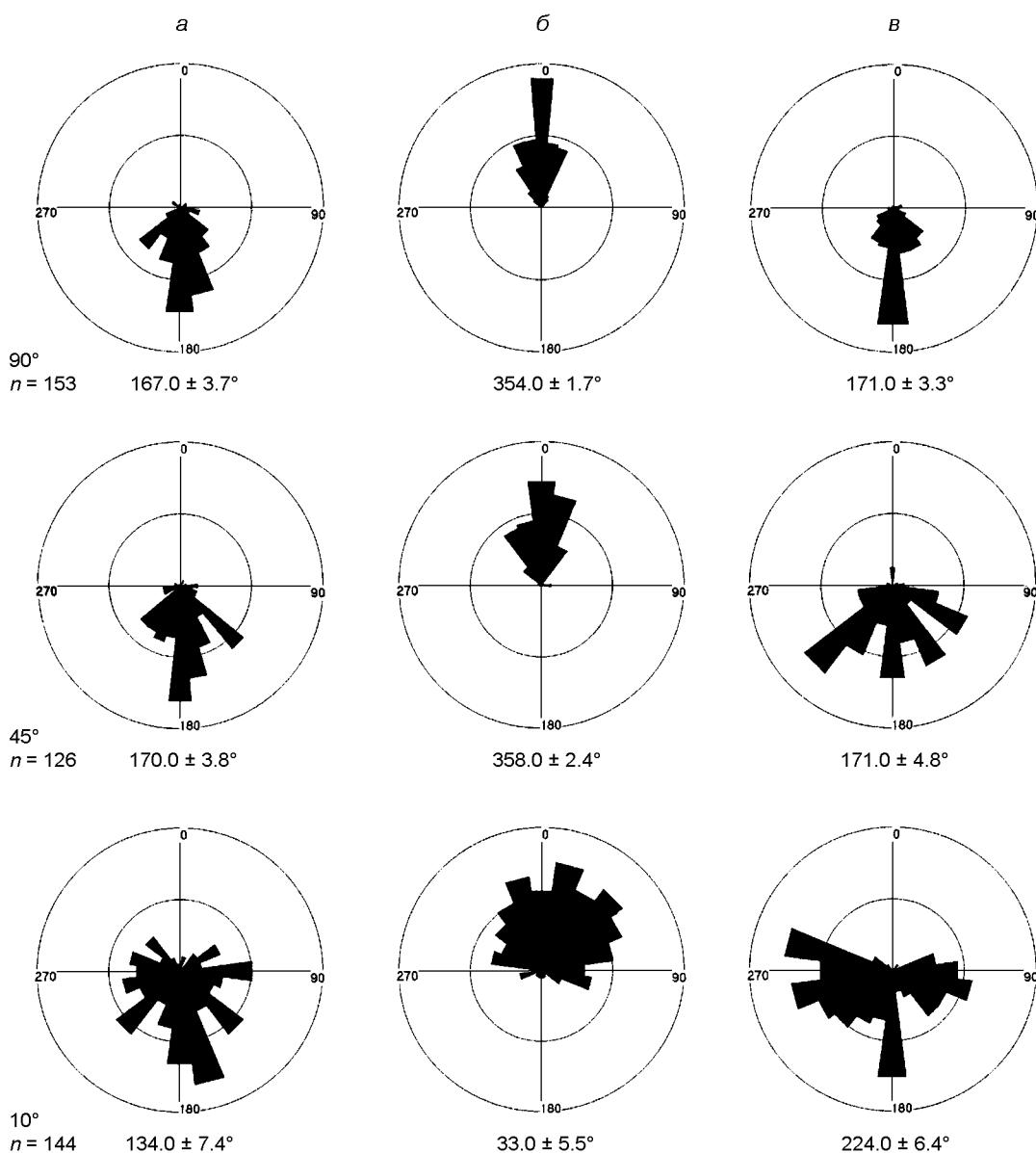


Рис. 1. Гістограма кутів початкових напрямків росту першого (а) і другого (б) проростків спор *Funaria hygrometrica* та кутів між ними (в) в чашках Петрі під різними кутами до горизонталі (зверху донизу 90° , 45° , 10°). Величина n — об'єм вибірки

ростка. Під світловим мікроскопом вимірювали кут між віссю в площині чашки та напрямком росту першого ростка. Потім це саме проводили стосовно другого ростка. Обчислювали кут між ростками.

Дослідження проводили у кількох варіантах:

1) при постійному положенні чашки під 90° , 45° , 10° та 0° до горизонталі протягом всього експерименту;

2) пророщування спор у кліностаті в темряві;

3) в умовах, коли спори проростали у темряві в чашках Петрі, які стояли вертикально протягом доби, а тоді їх повернули на 90° .

Для дослідження амілопластів спори зафарбовували розчином I_2KI [11].

Дані опрацювали та будували діаграми за допомогою програми, спеціально створеної в об'єктно-орієнтованому середовищі Delphi 5 з використанням баз даних Paradox 7, запитів SQL form

2 і дозволяє легко здійснювати обмін даними з різноманітними програмами. Програма опрацьована Б. Багрієм.

РЕЗУЛЬТАТИ ДОСЛІДЖЕНЬ ТА ЇХ ОБГОВОРЕННЯ

Спори фунарії, висіяні на агаризоване середовище у чашках Петрі, розміщених горизонтально у тем-

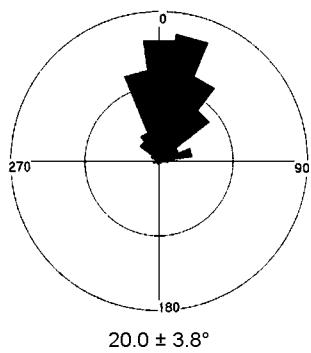


Рис. 2. Гістограма кутів початкових напрямків росту другого ростка спор *Funaria hygrometrica*, коли відразу ж після утворення першого ростка чашку Петрі повернули на 90° у вертикальній площині. Об'єм вибірки — $n = 214$

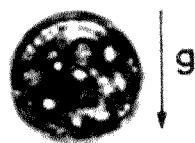


Рис. 3. Спора *Funaria hygrometrica* перед проростанням. Видно седиментацію аміlopластів, зб: 250 \times

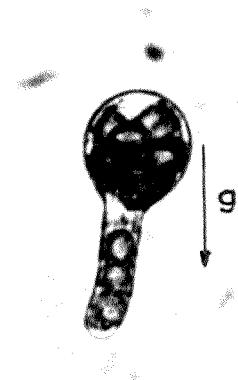


Рис. 4. Спора *Funaria hygrometrica* із щойно сформованим першим ростком, направленим донизу, зб: 250 \times

ряві, проростали із різною швидкістю і в різних напрямках, тобто часово й просторово гетерогенно. У процесі проростання спочатку закладався, як правило, ризоїdalний проросток, а вслід за ним, приблизно через добу, другий — хлоронематичний. Проростки орієнтувалися під різними кутами один відносно одного, частіше під кутом 90° .

Якщо перед проростанням спор чашки поставити на ребро, щоб вектор гравітації знаходився у площині агару, то під час проростання спор перший ризоїdalний росток орієнтувався, як правило, позитивно гравітропно, у середньому під кутом $167.5^{\circ} \pm 3.7^{\circ}$ до вертикалі із середньою дисперсією кутів $\sigma = 34.3^{\circ}$. Наступний, хлоронематичний росток орієнтувався, як правило, по осі росту першого ростка, але у протилежному напрямку, тобто нега-

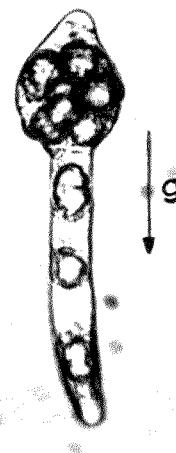


Рис. 5. Спора *Funaria hygrometrica* з ризоїdalним ростком і випуклістю, з якої розвинеться хлоронемний росток, зб: 250 \times

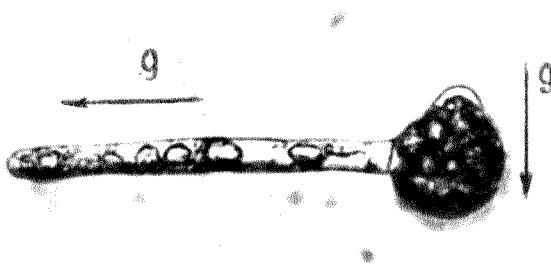


Рис. 6. Спора *Funaria hygrometrica* з двома проростками, орієнтованими під кутом 90° . Позитивно гравітропний ризоїdalний росток утворився у вертикально орієнтованій чашці. Ініціація другого хлоронемного ростка відбулася після повертання чашки на 90° у вертикальній площині. Випуклість, з якої розвивається росток, орієнтується вверх, зб: 250 \times

тивно гравітропно під кутом $354.1^\circ \pm 1.7^\circ$ із середньою дисперсією кутів $\sigma = 18.1^\circ$ (рис. 1, 4, 5).

В умовах, коли чашки Петрі нахиляли під кутом 45° до горизонталі, напрям росту проростків істотно не змінювався: кут становив $170.0^\circ \pm 3.6^\circ$ для першого ростка і $358.3^\circ \pm 2.4^\circ$ для другого ростка. У всіх випадках збільшилась дисперсія кутів, особливо між обома ростками.

В умовах, коли спори проростали у нахилених чашках Петрі під кутом 10° до горизонталі, переважна більшість перших проростків орієнтувалися по поверхні агару донизу під кутом $134.0^\circ \pm 7.4^\circ$, а більшість других хлоронематичних ростків — вверх під кутом $331^\circ \pm 5.5^\circ$. Різко збільшувалась варіальність кутів між проростками, середній кут між якими становив $224.0^\circ \pm 6.4^\circ$ (рис. 1).

Мінімальне значення середнього модуля кута між обома ростками спори досягалося при горизонтальному положенні чашки Петрі, або під час кліностатування.

Коли на другу добу після висіву спор чашку повертали на 90° вертикально, другий росток у новому положенні виростав догори під кутом $20.0^\circ \pm 3.8^\circ$ відносно нової вертикалі та приблизно під прямим кутом до першого ростка ($\sigma = 35.6^\circ$), який вже видимо диференціювався в ризоїд: його верхівка витягнулася й відповідно потоншувалася (рис. 2, 6).

Менший розкид кутів росту хлоронематичного ростка порівняно із ризоїдальним в усіх випадках може свідчити про те, що автономна гравічутливість ризоїдального ростка є меншою за гравічутливість хлоронематичного ростка, який має найважливіше завдання — якомога швидше вирости до поверхні ґрунту й дати початок брунькам гаметофору.

У набухлих спорах фунарії вологомірної перед проростанням добре проглядаються великі кулясті пластиди, які фарбувалися I_2KI , і тому ми їх вважаємо амілопластами. У випадку вертикального положення чашок Петрі можна спостерігати седиментацію амілопластів перед проростанням спори і в період, коли перший росток щойно сформувався (рис. 3, 4). Перед проростанням у спорі було в

Таблиця 1. Розподіл амілопластів у спорах і ростках *Funaria hygrometrica*

Етапи проростання	Кількість амілопластів	
	у спорі	у ростках
Непророслі спори	6.6 ± 0.2	—
Спори з одним ростком	7.2 ± 0.3	3.1 ± 0.2
Спори з двома ростками	8.2 ± 0.2	9.4 ± 0.9

середньому, сім амілопластів. Розподіл амілопластів у таких спорах представлений в табл. 1.

Візуально це найкраще спостерігати, коли чашки Петрі із висіяними спорами розміщували під кутом 90° до горизонталі. У горизонтальному положенні, як і при кліностатуванні, асиметрія простежується в мінімальній кількості випадків і її напрямок випадковий. У процесі формування ростків загальна кількість амілопластів збільшується (табл. 1). Асиметрію розподілу амілопластів у спорах видно з табл. 2 і 3.

Наши дані стосовно спор моху *Funaria hygrometrica* підтверджують гіпотезу, що амілопласти функціонують як статоліти в рослинних організмах [14]. Вважають, що амілопласти можуть бути не тільки пасивною масою статолітів. Є. Л. Кордюм та Дж. Гюкам [13] запропонували гіпотезу, згідно з якою амілопласти виконують більш складну роль, взаємодіючи з клітинним ядром, передаючи йому гравітропний сигнал. При проростанні спор *Funaria hygrometrica* видно, що ядро знаходитьться всередині маси амілопластів та у градієнті їхнього внутрішньоклітинного просторового розподілу, що може передавати ядру не тільки функціональну, але й просторову інформацію.

Очевидно, що полярність спор фунарії у темряві залежить від просторового розміщення амілопластів у спорі. Тому у темряві, в залежності від орієнтації чашки Петрі, можливі якісно різні варіанти розподілу кутів між ростками:

- якщо орієнтація чашки Петрі близька до вертикалі, кут між ростками в середньому становить 180° ;

Таблиця 2. Ступінь вираження седиментації амілопластів непророслих спор *Funaria hygrometrica* через 20 год після їхнього висіву

Кут нахилу чашок відносно горизонталі, град	Частка спор, у яких седиментація амілопластів:	
	наявна	відсутня
90	$55 \pm 5\%$	$45 \pm 5\%$
10	38 ± 4.9	62 ± 4.9
0	26 ± 4.4	74 ± 4.4

Таблиця 3. Характер асиметрії амілопластів у спорах *Funaria hygrometrica* на другу добу після проростання

Кут нахилу чашок відносно горизонталі, град	Переміщення амілопластів вздовж осі першого ростка, %	Переміщення амілопластів перпендикулярно до осі першого ростка, %	Асиметрія відсутня, %
			90
90	57 ± 5	33 ± 5	10 ± 3
10	33 ± 5	47 ± 5	20 ± 4
0	33 ± 4.7	42 ± 5	25 ± 4.3

2) якщо чашки повернути на 90° у вертикальній площині через добу після висіву, або розмістити горизонтально, чи на кліностаті, кут між ростками становить в середньому 90° .

Проведені дослідження можуть свідчити про те, що гравітропізм властивий різним видам рослин. Як вважають Дж. Дженкіс зі співробітниками [11], протонема *Funaria hygrometrica* набуває чутливості до гравітації тільки після диференціації каулонеми. Однак одержані нами результати свідчать про те, що у темряві відбувається залежна від вектора гравітації поляризація, яка детермінує просторову орієнтацію спочатку ризоїdalного, а пізніше хлоронематичного ростків. Взаємно перпендикулярна орієнтація ризоїdalного та хлоронематичного ростків після повороту чашки на 90° у вертикальній площині вказує на те, що встановлену для ризоїда вісь просторової орієнтації можна змінити відповідно до вектора гравітації. Таким чином, наші результати підтверджують думку С. С. Медведєва [2], що гравітація є потужним фактором не тільки поляризації клітин, але й переорієнтації відповідно до зміни гравітаційного вектора.

Як і в багатьох інших гравічутливих клітинах [3], гравісенсорною системою протонеми є аміlopости. Під впливом гравітації відбувається їхня седиментація, що призводить до анізотропії, яка й визначає вісь поляризації. Набухлі спори фунарії вологомірної містять великі 8–10 мкм в діаметрі аміlopости, які майже повністю заповнюють спору. Під впливом гравітації аміlopости осідають на нижню частину спори, в результаті чого верхня частина спори залишається без аміlopастів. Візуально седиментація виявляється не у всіх спорах, готових до проростання, однак перша ростова трубка ініціюється на стороні з максимальним вмістом аміlopастів.

В ініціації хлоронемної ростової трубки бере участь той самий механізм седиментації аміlopастів, що й в ризоїdalних клітинах. Незважаючи на це, седиментацію пластид важко пояснити формування ризоїdalних і хлоронематичних ростків, зокрема їхній протилежно направлений ріст. Отримані результати можуть свідчити про те, що напрям росту тісно корелює із компетенцією клітин реагувати на зміни, викликані гравістимулом адекватно до програми формотворчих процесів, а седиментація аміlopастів задіяна на проміжних ланках реалізації цієї програми. Не виключено, що нездатність першого проростка спор фунарії вологомірної впливати на просторову орієнтацію наступного може бути зв'язана з тим, що ризоїди

фунарії, як і інших досліджених видів, не реагують на гравістимул [6].

1. Демків О. Т., Сытник К. М. Морфогенез архегоніат. — Київ: Наук. думка, 1985.—203 с.
2. Медведев С. С. Физиологические основы полярности растений. — Санкт-Петербург: Колына, 1996.—160 с.
3. Меркис А. И. Сила тяжести в процессах роста растений // Проблемы космической биологии. — М.: Наука, 1990.— Т. 68.—185 с.
4. Barlow P. W. Gravity perception in plants: a multiplicity of systems derived by evolution? // Plant Cell Environ.—1995.—18 (951).—P. 951—962.
5. Bentrup F. W. Cellular Polarity // Encycl. Plant Physiol.—1984.—17.—P. 472—490.
6. Chaban C. I., Kern V. D., Ripetskyj R. T., et al. Gravitropism in caulonemata of the moss *Pottia intermedia* // J. of Bryology.—1998.—20.—P. 287—299.
7. Chaban C. I., Kordyum E. L., Demkiv O. T., et al. The gravireaction of *Ceratodon protonemata* treated with gibberellic acid // Adv. Space Res.—1999.—24, N 6.—P. 717—721.
8. Demkiv O. T., Kordyum E. L., Khorkavtsiv Ya. D., et al. Behavior of amyloplasts in photo- and gravitropism of the moss protonema // J. of Gravitational Physiology.—1997.—4, N 2.—P. 75—76.
9. Demkiv, O. T., Kordyum E. L., Kardash O. R., Khorkavtsiv O. Ya. Gravitropism and phototropism in protonemata of the moss *Pohlia nutans* (Hedw.) Lindb. // Adv. Space Res.—1999.—22, N 12.—P. 1999—2004.
10. Goodner B., Quatrano R.S. Fucus embryogenesis: a model to study the establishment of polarity // The plant Cell.—1993.—5, N 10.—P. 1471—1481.
11. Hepler P. K. Tip growth in pollen tubes: calcium leads the way // Trends in Plant Science.—1997.—2.—P. 79—80.
12. Jenkins G., Courtice G., Cove D. Gravitropic responses of wild-type and mutant strains of the moss *Physcomitrella patens* // Plant Cell and Environment.—1986.—9.—P. 637—644.
13. Kordyum E., Guikema J. An active role of the amyloplasts and nuclei of root statocytes in graviperception // Adv. Space Res.—2001.—27, N 5.—P. 951—956.
14. Moor R., Evans M. L. How roots perceive and respond to gravity // Am. J. Bot.—1986.—73.—P. 574—587.
15. Sack F. D. Gravitropism in protonemata of the moss *Ceratodon* // Mem. Torrey Bot. Club.—1993.—25, N 1.—P. 36—44.
16. Walker L. M., Sack F. D. Amyloplasts as possible statoliths in gravitropic protonemata of the moss *Ceratodon purpureus* // Planta.—1990.—181.—P. 71—77.
17. Young J. C., Sack F. D. Time-lapse analysis of gravitropism in *Ceratodon* protonemata // Amer. J. Bot.—1992.—79.—P. 1348—1358.

POLARITY OF SPORE GERMINATION IN FUNARIA HYGROMETRICA HEDW.

O. I. Pundyak, O. T. Demkiv, O. Ya. Khorkavtsiv, B. B. Bagrii

It is shown that in darkness the spores of moss *Funaria hygrometrica* Hedw. germinated polarly under the influence of gravity. At the beginning the rhizoids appeared. They grew downwards. Then future chloronematic stolons started to form a germinating spore. Usually, they grew upwards. Clinorotation or horizontal placing of Petry dishes could discoordinate such a gravisensitivity.

УДК 57.045:576.33

Т. А. Борисова, Н. В. Крысанова, Н. Г. Гиммельрейх

Інститут біохімії ім. А. В. Палладіна НАН України, Київ

**Изменение накопления L-[¹⁴C]-глутамата
нервными окончаниями мозжечка
и больших головного мозга крыс
в условиях моделированной гипергравитации**

Найшла до редакції 18.12.01

Вивчено вплив гіпергравітаційного стресу на процес високоафінного Na^+ -залежного поглинання L-[¹⁴C]-глутамату синаптосомами мозочку та великих півкуль головного мозку щурів. Проаналізовані кінетичні параметри (K_m і V_{max}) процесу для тварин, що утримувалися в звичайних земних умовах і тварин після гіпергравітаційного навантаження. Показано, що для синаптосом обох відділів головного мозку величини позірної K_m майже однакові в обох групах дослідних тварин і дорівнюють в мозочку 18.2 ± 7.6 мкМ та 23.3 ± 6.9 мкМ, а у великих півкулях 10.7 ± 2.5 мкМ та 6.7 ± 1.5 мкМ у контролі та після впливу гіпергравітації відповідно, що свідчить про відсутність впливу стресу гравітаційної природи на спорідненість мембраних транспортерів до глутамату. Максимальна швидкість накопичення глутамату синаптосомами (V_{max}) знижуvalася після гіпергравітаційного навантаження з 9.6 ± 3.9 нмоль/хв/мг білка до 7.4 ± 2.0 нмоль/хв/мг білка в синаптосомах мозочку, і з 12.5 ± 3.2 нмоль/хв/мг білка до 5.6 ± 0.9 нмоль/хв/мг білка в синаптосомах півкуль головного мозку. Під впливом гіпергравітаційного навантаження рівень накопичення синаптосомами L-[¹⁴C]-глутамату значно знижується в мозочку, але не в півкулях головного мозку. Обговорюються можливі механізми впливу гіпергравітації на процес накопичення глутамату.

Изучение особенностей и динамики адаптации живых систем к условиям измененной силы тяжести, наряду с выявлением эволюционной роли гравитации в развитии и функционировании организмов на Земле, создает возможность более полно исследовать основные биологические механизмы [8], преследует ряд конкретных практических задач нормализации процессов жизнедеятельности, оптимизации биологических систем во время длительного космического полета.

К настоящему времени изучение природы и закономерностей структурно-функциональных перестроек, происходящих в условиях измененной силы тяжести, проведено на большом количестве разнообразных объектов от микроорганизмов до млекопитающих. Изменения, появляющиеся на уровне организма в длительном космическом полете, очевидно, связаны с нарушением регуляторных ме-

ханизмов, контролируемых на клеточном уровне.

Установлено достоверное снижение содержания белка в цитоплазме мотонейронов спинного мозга крыс, в крупных нервных клетках спинномозговых узлов, а также уменьшение содержания водорасторимых белков в структурах серого и белого вещества спинного мозга и межпозвоночных узлов в условиях измененной гравитации [1].

В работе [13] была проведена сравнительная оценка некоторых морфологических показателей функционального состояния нейрогипофиза у крыс, подвергшихся воздействию микрогравитации и искусственной гравитации в течение 18.5 дней на борту биоспутника «Космос-936». Как показал анализ морфологических данных, результатом продолжительного воздействия микрогравитации является значительное уменьшение числа нейросекреторных частич, уменьшение объема ядра. Было сделано

предположение о снижении уровня функциональной активности гипоталамо-гипофизарной нейро-секреторной системы в условиях невесомости.

Получены результаты, что микрогравитация индуцирует структурные изменения в нервной ткани млекопитающих, развитие гипоактивности нейронов. Гипергравитация также оказывает значительное влияние на нервные клетки. Выдвинута гипотеза, что длительное пребывание в условиях искусственной гравитации приводит к изменениям, результатом которых является потеря химической активности нейронов [6]. Морфологические исследования, проведенные на аксонах, выявили изменение количества синаптических везикул в нервных окончаниях и дегенеративные изменения в цитоскелете [4, 5]. В работе [11] показано, что при хронических гравитационных нагрузках происходят значительные изменения в цитоплазматических органеллах нейронов, нарушается секреторный процесс, наблюдается отмирание части нейронов.

Как видно из вышеизложенного, немногочисленные литературные источники содержат результаты исследований (в основном морфологического характера) влияния микро- и гипергравитации на процесс передачи нервного импульса, от которого в значительной мере зависит нормальное функционирование организма. В настоящее время вопрос о влиянии гравитации непосредственно на механизм нейросекреции совершенно не исследован.

Известно, что одним из основных возбуждающих нейромедиаторов в организме животных является L-глутаминовая кислота. Ткань мозга обладает значительной способностью аккумулировать глутамат, однако лишь незначительная часть этого глутамата в норме находится во внеклеточном пространстве. За счет работы глутаматных транспортеров, локализованных в плазматической мемbrane нейронов и глиальных клеток, происходит удаление глутамата из внеклеточного пространства, и осуществляется длительное поддержание низкой нетоксичной концентрации глутамата. Движущей силой процесса активного накопления глутамата являются трансмембранные градиенты концентраций ионов в клетке.

Клонировано пять подтипов натрий-зависимых высокоаффинных транспортеров: GLAST (EAAT1), GLT (EAAT2), EAAC (EAAT3), EAAT4 и EAAT5 [7]; 50–60 % аминокислотных последовательностей этих белков идентичны.

Изменения в процессе функционирования глутаматных транспортеров могут привести к модуляции нейротрансмиссии. Известно, что при нарушениях регуляции концентрации глутамата в синаптиче-

ской щели возникает хроническое возбуждение нейрона [15], что приводит к «глутаматной нейротоксичности». Нарушения, возникающие в процессе активного поглощения возбуждающих нейромедиаторов, могут быть вовлечены в патогенез нейродегенеративных болезней, таких как болезнь Паркинсона и болезнь Алзгеймера, шизофрения, эпилепсия и др. [10]. При мозговых травмах и ишемии также наблюдаются нарушения процесса поглощения глутамата [14].

Как уже было отмечено, изменение гравитационных условий индуцирует структурные изменения в нервной ткани млекопитающих. Однако имеющиеся сведения не дают возможности определить, какие отделы головного мозга в большей степени подвергаются изменениям при воздействии стресса гравитационной природы, а также модуляция каких этапов передачи нервного импульса приводит к нарушению процесса в целом. Изучение этих вопросов ведет к определению роли отделов головного мозга и вклада различных этапов процесса нейросекреции в функциональную пластичность нервной системы.

Наше исследование посвящено анализу влияния стресса гравитационной природы на процесс активного накопления L-глутамата синаптосомами мозжечка и больших полушарий головного мозга крыс.

МАТЕРИАЛЫ И МЕТОДЫ

Гипергравитационный стресс у половозрелых самцов крыс Wistar, весом 100–120 г, моделировали центрифугированием (диаметр центрифуги 50 см) в специальных контейнерах в течение 1 ч при 10g. Синаптосомы из головного мозга крыс выделяли сразу после окончания гравитационной нагрузки. В качестве контроля использовали животных, содержащихся в обычных земных условиях.

Получение синаптосом. В опытах использовали синаптосомы, выделенные из больших полушарий (одно животное на опыт) и мозжечка (четыре животных на опыт) декапитированных крыс дифференциальным центрифугированием и центрифугированием в градиенте плотности фиколла-400, применяя метод Котмана [3] с небольшими модификациями: раствор сахарозы для приготовления градиента фиколла содержал 5 mM Нерес-НаОН и 0.2 mM ЭДТА, pH 7.4. Синаптосомальную фракцию, полученную при фракционировании в градиенте фиколла, разводили 10 объемами 0.32 M сахарозы, 5 mM Нерес-НаОН, pH 7.4 и центрифугировали при 20000g в течение 20 мин. Осадок ресуспендировали на льду в стандартном солевом

растворе следующего состава: 126 мМ NaCl, 5 мМ KCl, 2мМ MgCl₂, 1.0 мМ NaH₂PO₄, 20мМ Hepes, pH 7.4, 10мМ d-глюкоза. Полученную супензию синаптосом (концентрация белка 4 мг/мл) использовали в экспериментах в течение 2—4 ч после получения. Ca²⁺-содержащая среда состояла из стандартного солевого раствора и 2 мМ CaCl₂. Все процедуры проводили при 0 °C. Концентрацию белка определяли согласно работе [9].

Накопление L-глутамата. При определении активного накопления L-глутамата супензию синаптосом (из расчета 250 мкл супензии на каждое измерение, концентрация белка 250 мкг/мл) преинкубировали 8 мин при 37 °C в стандартном Ca²⁺-содержащем буфере. Затем добавляли смесь немеченного L-глутамата и меченного радиоактивной меткой L-[¹⁴C]-глутамата (251 мКи/ммоль) в разных соотношениях от 10:1 до 50:1 соответственно. Аликвоты супензии синаптосом (250 мкл, 63 мкг белка) отбирали через 15 и 45 с и фильтровали на фильтрах «Whatman GF/C» (Англия). Фильтры быстро промывали охлажденным солевым раствором, помещали на 1 ч во флаконы со 100 мкл 10 % SDS и измеряли радиоактивность в сцинтилляционной жидкости ЖС-103 на счетчике радиоактивности «Tracor Analytic Delta 300». Количество поглощенного глутамата определяли, используя данные по активности меченого препарата (251 мКи/ммоль). Неспецифическое связывание глутамата измеряли путем инкубирования с синаптосомами [¹⁴C]-глутамата при 0 °C. Для расчета уровня активного накопления глутамата значение неспецифического связывания вычиталось из полученных данных. Анализ частей равнобочной гиперболы проводили с помощью программы Microcal Origin.

Выход L-глутамата. Для определения уровня спонтанного выхода L-[¹⁴C]-глутамата из синаптосом, супензию (концентрация белка 4 мг/мл) в стандартном Ca²⁺-содержащем буфере преинкубировали 10 мин при 37 °C, затем добавляли 500 нМ L-[¹⁴C]-глутамата и инкубировали еще 10 мин при 37 °C. После инкубирования с L-[¹⁴C]-глутаматом супензию разводили 10 объемами охлажденного стандартного солевого Ca²⁺-содержащего раствора, центрифугировали 10 мин при 4000g, затем осадок ресуспендировали в том же буфере при 0 °C и использовали в эксперименте (концентрация белка 4 мг/мл). Супензию синаптосом разводили стандартным Ca²⁺-содержащим буфером из расчета 250 мкг белка синаптосом в 250 мкл супензии на каждое измерение, преинкубировали 10 мин при 37 °C. Для определения уровня накопления L-[¹⁴C]-глутамата отбирали аликвоты супензии си-

наптосом (250 мкл, 250 мкг белка синаптосом) и фильтровали. Эксперименты по базальному выходу L-[¹⁴C]-глутамата проводили следующим образом: супензию синаптосом инкубировали 6 мин при той же температуре. Аликвоты супензии синаптосом (250 мкл, 250 мкг белка синаптосом) отбирали и фильтровали на фильтрах «Whatman GF/C». Фильтры быстро промывали охлажденным солевым раствором, помещали на 1 ч во флаконы со 100 мкл 10 % SDS и измеряли радиоактивность в сцинтилляционной жидкости ЖС-103 на счетчике радиоактивности «Tracor Analytic Delta 300».

По результатам экспериментов вычислялись средние значения параметров K_m и V_{max} и их стандартные отклонения. Статистический анализ данных проводили с использованием *t*-критерия Стьюдента (уровень значимости 0.05).

В экспериментах были использованы фиколл-400 (Serva), Hepes (Sigma), ЭДТА (Calbiochem), d-глюкоза (Sigma), L-глутамат (Sigma), L-[¹⁴C]-глутамат (Amersham), SDS (Fluka), NaCl, KCl, MgCl₂, NaH₂PO₄, CaCl₂ (о. с. ч. Реахим), сцинтилляционная жидкость ЖС-103 (Реахим).

РЕЗУЛЬТАТЫ И ОБСУЖДЕНИЕ

Синаптосомы (отделенные от аксонов нервные окончания) обладают всеми характеристиками интактного нервного окончания: мембранным потенциалом, способностью к активному накоплению нейромедиаторов и освобождению нейромедиаторов при деполяризации мембранны. Основная задача исследования состояла в сравнительном анализе характеристик процесса высококоффинного активного Na⁺-зависимого поглощения глутамата, протекающего в обычных земных условиях (К — контроль) и в условиях моделированной гипергравитации (ГГ).

Для определения значений кинетических характеристик K_m и V_{max} (K_m — константа Михаэлиса, V_{max} — максимальная скорость) поглощения глутамата К- и ГГ-синаптосомы, полученные из мозжечка крыс, инкубировали с L-[¹⁴C]-глутаматом / L-глутаматом в различных концентрациях. Был выбран диапазон концентраций L-глутамата от 5 до 75 мкмоль.

На рис. 1, *a* показана зависимость количества поглощенного глутамата ГГ-синаптосомами от времени инкубации при разных концентрациях глутамата в среде. Неспецифическое связывание глутамата составляло не более 5 % от общего количества захваченной метки. Данные, полученные при инкубации синаптосом с возрастающими концентра-

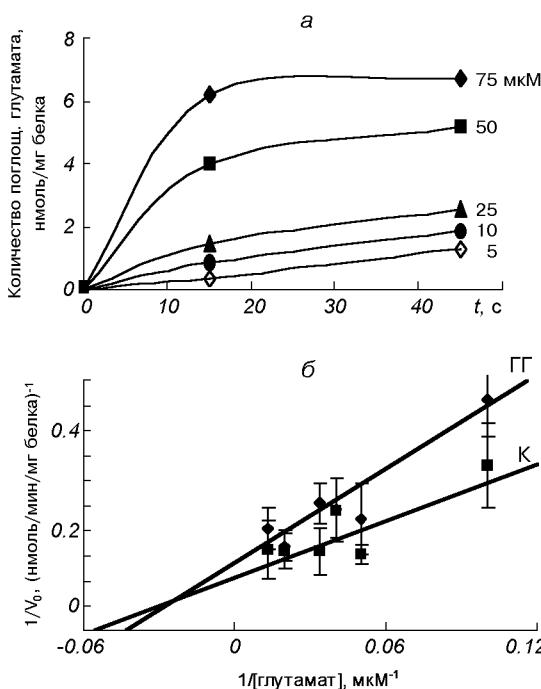


Рис. 1. Кинетический анализ активного накопления L-[¹⁴C]-глутамата K- и ГГ-синаптосомами мозжечка крыс: а — зависимость количества поглощенного L-[¹⁴C]-глутамата ГГ-синаптосомами от времени инкубации при разных концентрациях глутамата в среде; б — график двойных обратных величин Лайнувера—Бэрка зависимости начальной скорости накопления L-[¹⁴C]-глутамата от концентрации глутамата в среде инкубации

циями L-[¹⁴C]-глутамата / L-глутамата, позволили установить гиперболическую зависимость начальной скорости поглощения от концентрации глутамата для K- и ГГ-синаптосом. Определение значений кажущейся K_m по данным измерения начальной скорости процесса накопления при различных концентрациях глутамата проводили методом двойных обратных величин Лайнувера—Бэрка (рис. 1, б). Значения K_m составили 18.2 ± 7.6 мкМ для K-синаптосом и 23.3 ± 6.9 мкМ для ГГ-синаптосом; их разница статистически незначимая. Практически одинаковые величины кажущихся K_m свидетельствовали об отсутствии в предложенной модельной системе влияния стресса гравитационной природы на сродство мембранных транспортеров к глутамату в мозжечке крыс.

Значение кажущейся K_m в контрольных экспериментах не отличалось от литературных данных. Результаты исследования [12] свидетельствуют о том, что значение K_m процесса высокоаффинного Na^+ -зависимого поглощения L-глутамата для си-

наптосом, выделенных из мозжечка крыс, составляет 15 мкМ.

Аналогичные исследования, проведенные на больших полушариях мозга крыс, показали, что значения кажущихся K_m для синаптосом больших полушарий составили 10.7 ± 2.5 мкМ (K), 6.7 ± 1.5 мкМ (ГГ) и статистически не различаются. Следовательно, воздействие ГГ-стресса не приводит к изменению сродства транспортеров к глутамату как в мозжечке, так и в больших полушариях.

Видно, что сродство транспортеров к глутамату в мозжечке несколько отличается от сродства в больших полушариях как в контроле, так и после воздействия ГГ-стресса. Это, по-видимому, связано с региональной гетерогенностью экспрессии различных типов транспортеров, имеющих различные кинетические характеристики. Мозжечок, например, специфически обогащен типом транспортера GLAST. Согласно работе [7] значение кажущейся K_m для этого типа транспортера варьирует от 62 до 77 мкМ. GLT 1 более характерен для полушарий, чем для мозжечка, а величина кажущейся K_m для GLT 1 колеблется от 2 до 10 мкМ. Вопрос о месте локализации различных типов транспортеров окончательно не выяснен и в настоящее время активно изучается.

При определении максимальной скорости V_{\max} накопления L-[¹⁴C]-глутамата / L-глутамата контрольными и ГГ-синаптосомами мозжечка (рис. 1, б) были получены следующие значения: $V_{\max} = 9.6 \pm 3.9$ для K-синаптосом нмоль/мин в расчете на мг белка синаптосом и 7.4 ± 2.0 нмоль/мин/мг белка для ГГ-синаптосом. Разница между ними статистически незначима. Наблюдалась значительная тенденция к уменьшению максимальной скорости накопления глутамата в препарате синаптосом мозжечка крыс после стресса гравитационной природы. Однако аналогичные исследования, проведенные на больших полушариях мозга крыс, показали, что для K- и ГГ-синаптосом больших полушарий разница между значениями V_{\max} являлась статистически значимой 12.5 ± 3.2 нмоль/мин в расчете на 1 мг белка (K), 5.6 ± 0.9 нмоль/мин/мг белка (ГГ) ($P \leq 0.05$, $n = 7$ и 9). Таким образом, ГГ-стресс вызывал уменьшение максимальной скорости накопления глутамата в больших полушариях.

Изменение максимальной скорости накопления глутамата может быть связано с нарушением энергетического баланса клетки, трансмембранных градиентов концентраций ионов в клетке, которые являются движущей силой процесса захвата. Активность Na^+ -зависимых транспортеров регулируется рядом факторов, а ее изменение отражает фун-

кциональные модуляции в системе вторичных мессенджеров, киназ, фосфатаз и т. д. Недостаток высокоэнергетических фосфатов, аккумуляция токсичных метаболитов или эффект эндогенных регуляторных факторов могут вызывать функциональные, но обратимые нарушения процесса активного накопления. Уменьшение скорости накопления L-[¹⁴C]-глутамата может привести к ограниченной глутаматной нейротоксичности, хроническому возбуждению нейрона.

Изучали накопление глутамата синаптосомами больших полушарий и мозжечка контрольных животных и животных после ГГ-стресса после 10 мин инкубации в присутствии 500 нМ L-[¹⁴C]-глутамата (рис. 2). В норме синаптосомы больших полушарий накапливали 6.40 ± 0.57 нмоль L-[¹⁴C]-глутамата в расчете на мг белка синаптосом, а ГГ-синаптосомы больших полушарий -5.20 ± 0.66 нмоль/мг белка. Разница не являлась статистически значимой. Наблюдалась тенденция к уменьшению уровня накопления L-[¹⁴C]-глутамата синаптосомами больших полушарий после стресса гравитационной природы. Контрольные синаптосомы мозжечка поглощали 4.45 ± 0.39 нмоль L-[¹⁴C]-глутамата в расчете на мг белка синаптосом, а синаптосомы, полученные из мозжечка животных после ГГ стресса — 3.10 ± 0.26 нмоль/мг белка. Разница являлась статистически значимой ($P \leq 0.05$, $n = 7$ и 15). Наблюдалось уменьшение накопления L-[¹⁴C]-глутамата синаптосомами мозжечка после гипергравитационного стресса.

Видно, что мозжечок в значительно большей степени, чем большие полушария, подвержен действию стресса гравитационной природы. Это может быть связано с особой ролью мозжечка в координации движений, ориентации в пространстве. В условиях модельной системы, именно мозжечок подвергался значительным нагрузкам. Возможно также, что мозжечок менее устойчив к воздействию исследуемого стрессового фактора, и гипоксическое состояние, которое, по-видимому, развивалось у экспериментальных животных [2, 11], приводило к более значительным нарушениям процесса транспорта глутамата в мозжечке, чем в больших полушариях.

Из рис. 2 видно, что уровень накопления L-[¹⁴C]-глутамата контрольными синаптосомами больших полушарий и мозжечка отличался, и эта разница статистически значима ($P \leq 0.05$, $n = 12$ и 7). В норме уровень накопления глутамата синаптосомами больших полушарий почти в полтора раза выше, чем синаптосомами мозжечка. После ГГ-стресса уровень накопления L-[¹⁴C]-глутамата синаптосомами больших полушарий в 1.7 раза вы-

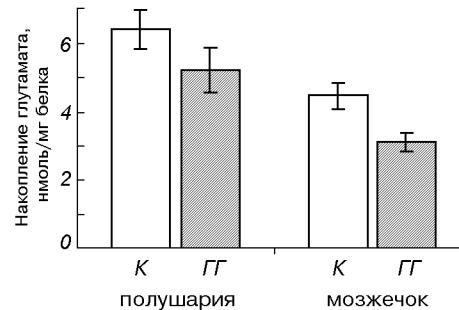


Рис. 2. Накопление L-[¹⁴C]-глутамата синаптосомами из больших полушарий головного мозга и мозжечка животных (К — контрольные животные, ГГ — после стресса). Использованы данные по 17 препаратам синаптических везикул

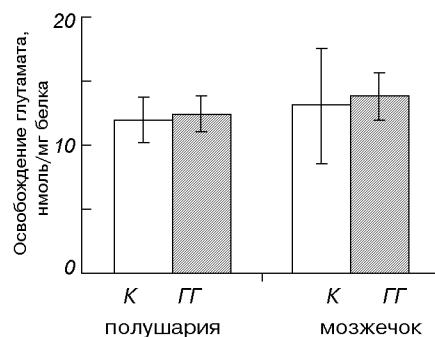


Рис. 3. Нестимулированное освобождение L-[¹⁴C]-глутамата из K- и ГГ-синаптосом больших полушарий и мозжечка крыс. Использованы данные по 17 препаратам синаптических везикул

ше, чем синаптосомами мозжечка. Разница статистически значима ($P \leq 0.05$, $n = 12$ и 7). Низкий уровень накопления глутамата мозжечком по сравнению с большими полушариями, по-видимому, связан с различием кинетических характеристик транспортеров этих отделов мозга (рис. 1, б).

Необходимо отметить, что при этом уровень спонтанного выхода L-[¹⁴C]-глутамата из синаптосом, характеризующий состояние их плазматической мембрany, не изменялся. На рис. 3 представлен уровень нестимулированного освобождения L-[¹⁴C]-глутамата из K- и ГГ-синаптических везикул больших полушарий и мозжечка. Суспензия синаптосом оставалась стабильна в течение исследуемого временного интервала как в случае контрольных, так и ГГ-синаптосом. За 6 мин наблюдалось нестимулированное освобождение 12.0 ± 2.3 % (К) и 12.5 ± 2.7 % (ГГ) захваченного L-[¹⁴C]-глутамата синаптосомами больших полушарий, и 13.0 ± 4.5 % (К) и 13.7 ± 1.8 % (ГГ) синаптосомами

мозжечка. ГГ-стресс не приводил к изменению уровня базального вытекания L-[¹⁴C]-глутамата из синаптосом как больших полушарий, так и мозжечка.

Результаты наших исследований свидетельствуют о том, что гипергравитационная нагрузка влияет на процесс накопления нейромедиатора нервными окончаниями головного мозга животных. Возникают изменения в процессе функционирования глутаматных транспортеров. Можно предположить, что после воздействия гипергравитационного стресса возникают нарушения и на другом этапе передачи нервного импульса, т. е. при освобождении нейромедиаторов в синаптическую щель. Несомненный интерес представляет исследование распределения нейромедиатора между везикулированным и цитоплазматическим пулами после ГГ-стресса. Эти исследования позволяют оценить вклад этого этапа нейросекреции в функциональную пластичность синапса.

Работа выполнена при поддержке НТЦУ (NN-06, NASA, НКАУ).

1. Газенко О. Г., Генин А. М., Ильин Е. А. и др. Адаптация к невесомости и ее физиологические механизмы // Изв. АН СССР.—1980.—1.—Р. 5—18.
2. Черниговский В. Н. Проблемы космической биологии. — М.: Наука, 1971.—15.—355 с.
3. Cotman C. W. Isolation of synaptosomal and synaptic plasma membrane fractions // Methods Enzymol.—1974.—31.—Р. 445—452.
4. D'Amelio F., Fox R. A., Wu L. C., Daunton N. G. Quantitative changes of GABA-immunoreactive cells in the hindlimb representation of the rat somatosensory cortex after 14-day hindlimb unloading by tail suspension // J. Neurosci Res.—1996.—44, N 6.—Р. 532—539.
5. D'Amelio F., Wu L. C., Fox R. A., et al. Hypergravity exposure decreases gamma-aminobutyric acid immunoreactivity in axon terminals contacting pyramidal cells in the rat somatosensory cortex: a quantitative immunocytochemical image analysis // J. Neurosci Res.—1998.—15, N 53.—Р. 135—142.
6. Fox R. A. Effects of Artificial Gravity: Central Nervous System Neurochemical Studies // NASA Taskbook.—1997.—Р. 619—620.
7. Gegelashvili G., Schousboe A. Cellular Distribution and Kinetic Properties of Affinity Glutamate Transporters // Brain Res. Bull.—1998.—45, N 3.—Р. 233—238.
8. Hughes-Fulford M. Altered cell function in microgravity // Exp. Gerontol.—1991.—26, N 2-3.—Р. 247—256.
9. Larson E., Howlett B., Jagendorf A. Artificial reductant

enhancement of the Lowry method for protein determination // Anal. Biochem.—1986.—155.—Р. 243—248.

10. Lipton S. A., Rosenberg P. A. Excitatory amino acids as a final common pathway for neurologic disorders // New Engl. J. Med.—1994.—330.—Р. 613—662.
11. Paschenko P. S., Sukhoterin A. F. The structural organization of the normal rat area postrema and under conditions of chronic exposure to gravitational loads // Morfologia.—2000.—117.—Р. 36—41.
12. Rao V. L., Murthy C. R. K. Uptake, release and metabolism of glutamate and aspartate by rat cerebellar subcellular preparations // Biochem. Mol. Biol. Int.—1993.—29.—Р. 711—717.
13. Savina E. A., Alekseev E. I. Functional state of the posterior lobe of rats exposed aboard the biosatellite «Cosmos-936» // Arch. Anat. Gistol. Embriol.—1980.—78, N 1.—Р. 62—68.
14. Siesjo B. K. Basic mechanisms of traumatic brain damage // Ann. Emergency Med.—1993.—22.—Р. 959—969.
15. Vatassery G. T., Lai J. C. K., Smith W. E., Quach H. T. Aging is associated with a decrease in synaptosomal glutamate uptake and an increase in the susceptibility of synaptosomal vitamine E to oxidative stress // Neurochemical Res.—1998.—23.—Р. 121—125.

L-[¹⁴C]-GLUTAMATE UPTAKE BY NERVE TERMINALS FROM RAT CEREBELLUM AND CEREBRAL HEMISPHERES UNDER ARTIFICIAL HYPERGRAVITY

T. A. Borisova, N. V. Krisanova, N. H. Himmelreich

Using synaptosomes from rat cerebellum and cerebral hemispheres, we investigated the effect of hypergravity on the kinetic parameters K_m and V_{max} of the Na^+ -dependent, high-affinity L-[¹⁴C]-glutamate transport activity. The hypergravity stress was created by centrifugation of rats for 1 hour at 10g. We observed no differences in K_m values for cerebellum and cerebral hemisphere synaptosomes between the control rats — $18.2 \pm 7.6 \mu\text{M}$ (cerebellum), $10.7 \pm 2.5 \mu\text{M}$ (cerebral hemispheres) and the animals exposed to hypergravity — $23.3 \pm 6.9 \mu\text{M}$ (cerebellum), $6.7 \pm 1.5 \mu\text{M}$ (cerebral hemispheres). The similarity of this parameter for the two groups of animals showed that the affinity of glutamate transporter to substrate in cerebellum and cerebral hemispheres was not sensitive to hypergravity stress. The maximal velocity of L-[¹⁴C]-glutamate uptake (V_{max}) diminished for cerebellum synaptosomes from $9.6 \pm 3.9 \text{ nmol/min/mg}$ of protein in the control group to $7.4 \pm 2.0 \text{ nmol/min/mg}$ of protein in the animals exposed to hypergravity stress and for cerebral hemisphere synaptosomes from $12.5 \pm 3.2 \text{ nmol/min/mg}$ of protein to $5.6 \pm 0.9 \text{ nmol/min/mg}$ of protein, respectively. It was also shown that the hypergravity effect on the level of L-[¹⁴C]-glutamate uptake was different for cerebellum and cerebral hemisphere synaptosomes. Only for cerebellum synaptosomes, a significant decrease in the level of L-[¹⁴C]-glutamate uptake was observed. Possible mechanisms of the attenuation of glutamate transporter activity are discussed.

УДК 537.591:612.014.482.5:577.462

Х. К. Мурадян

Інститут геронтології Академії медичинських наук України, Київ

Космическая ионизирующая радиация: природа, биологические эффекты и защита

Надійшла до редакції 26.07.01

Робиться огляд публікацій останніх років, присвячених медико-біологічним ефектам космічного іонізуючого випромінювання (КІР). Наголошується, що реалізація штучного тяжіння на КА в основному зніме проблему невагомості як основного негативного фактора космічних польотів. При цьому найгострішою нерозв'язаною проблемою космічної біології та медицини залишиться КІР, яке лімітуватиме термін перебування людини в космосі та дальність космічних експедицій. Протони, електрони та іони металів високих енергій характеризуються високою щільністю іонізації та руйнуючим ефектом, які суттєво переважають аналогічні показники для рентгенівських або γ -променів. Критичною мішенню дії КІР, очевидно, є геном і мембрани клітин в органах, розміщених близьче до поверхні тіла. Коротко обговорено останні публікації з панспермії, згідно з якою КІР та інші надзвичайно жорсткі умови відкритого космосу не виключають можливості існування своєрідного пулу живих систем у Всесвіті та іхне природне перенесення з планети на планету.

ВВЕДЕНИЕ

Космическое ионизирующее излучение (КИР) еще до начала освоения космоса считалось фактором, способным существенно осложнить пребывание человека вне пределов земной атмосферы. После десятилетий исследований на орбите и Земле опасения только возросли. Стало очевидным, что КИР может иметь серьезные последствия для здоровья человека как при полете, так и во время восстановительного периода после возвращения на Землю [3, 27—29].

Невесомость и КИР всегда считались самыми опасными факторами при длительном пребывании человека в космосе. Причем борьба с невесомостью представлялась более трудной задачей, так как полагали, что от КИР можно защититься с помощью экранов, в то время как гравитация не поддается экранировке. Однако в действительности все оказалось не так. Экранировка с помощью традиционных материалов (алюминий, свинец и др.) осложнена из-за легкости возбуждения вторичной радиации. Вместе с тем ожидаемая в скором будущем реализация идеи искусственной гравитации путем создания космических аппаратов большого диаметра, медленно вращающихся вокруг соб-

ственной оси, может разрешить или значительно снизить остроту проблемы невесомости [22, 39]. Более того, согласно нашей концепции об оптимальной гипогравитации искусственная гравитация может не только устраниить экстремальные последствия невесомости, но в определенном диапазоне (0.2—0.5 g) ожидаются положительные эффекты, обусловленные, например, снижением «антигравитационных» затрат организма [34].

И хотя на этом пути предстоит преодолеть немало технических и прикладных проблем, тем не менее с научной точки зрения проблему невесомости, вероятно, можно считать решенной. Очевидно, в скором будущем КИР станут наиболее острой проблемой космической биологии, существенно ограничивающей продолжительность и дальность полетов человека в космосе.

ПРИРОДА КОСМИЧЕСКОЙ ИОНИЗИРУЮЩЕЙ РАДИАЦИИ

Считается, что КИР состоит из различных видов излучений, включая фоновые галактические космические лучи и излучения, испускаемые в ходе солнечных вспышек. Немаловажное значение мо-

жет иметь также радиоактивность, обусловленная атомными движителями или другими бортовыми приспособлениями. Угроза от столь разнообразных по происхождению и проникающему эффекту лучей, естественно, требует адекватных контрмер, включая постоянный телеметрический мониторинг за радиационной обстановкой и состоянием экипажа [25].

Радиация нашей Солнечной системы определяется потоком частиц галактического и солнечного происхождения. Галактическая радиация, входящая в Солнечную систему, состоит в основном из протонов (85 %), электронов (14 %) и около 1 % легких (Н, He) или тяжелых (Fe, C, Si) ионов. Другая часть ионизирующих частиц, состоящая на 90–95 % из протонов и 5–10 % α -частиц, имеет солнечное происхождение. Эти частицы в основном испускаются при солнечных вспышках и разносятся солнечным «ветром». Энергия космических электронов обычно составляет тысячи — миллионы электрон-вольт; энергия протонов находится в диапазоне сотен МэВ, а энергия космических ионов обычно измеряется в единицах ГэВ. Даже в пределах низких земных орбит (до 500 км) есть немало зон с высоким уровнем КИР, в частности пояса Ван Аллена, Северный и Южный полюса, Южно-атлантический район аномалий и др. В результате получаемая экипажем доза находится в широком диапазоне в зависимости от параметров орбиты, солнечного цикла, длительности пребывания на орбите, конфигурации защитной экранировки и др. [3, 24, 27, 33, 38].

Радиационная обстановка вне земной атмосферы может быть намного сложнее, чем на Земле, так как земная магнитосфера существенно экранирует КИР. Тем не менее, защитное действие атмосферы не может быть абсолютным, и некоторые эффекты КИР, как полагают, можно наблюдать и на Земле. Хотя подобные результаты нуждаются в дополнительной проверке, можно отметить данные о повышении смертности от сердечных заболеваний или самоубийств в периоды усиленного космического протонного потока [30]. Заслуживают также внимания данные о корреляции между уровнем общей смертности и изменениями различных геомагнитных параметров Земли. Например, анализ смертности в Москве за более чем столетний период (между 1867—1996 гг.) обнаружил увеличение смертности примерно на 30 % в период геомагнитных бурь. Для сравнения, влияние атмосферных осадков было несущественным; повышение температуры в зимне-летний период и ее понижение в осенний период сопровождалось пограничным для статистической достоверности 10 % увеличением смертности [2].

Примечательно, что КИР признана фактором риска не только для участников космического полета, но и для некоторых категорий служащих авиационных компаний. Например, годовая доза в регионах Земли с нормальным уровнем естественной радиации обычно составляет около 2.4 мЗв, из которых на долю КИР приходится 0.3 мЗв. Годовая же доза летчиков, например, Конкорда Британских Авиалиний в несколько раз выше (более 6 мЗв). В будущем, в связи с созданием гиперзвуковых самолетов с более высоким потолком полета доза радиации, получаемая экипажами и часто летающими пассажирами, может увеличиться, так как интенсивность КИР заметно увеличивается с высотой [4].

УРОВЕНЬ И ЭКРАНИРОВКА КОСМИЧЕСКОЙ ИОНИЗИРУЮЩЕЙ РАДИАЦИИ

Уровень радиации в космосе существенно превосходит аналогичные показатели на Земле, что, впрочем, может стать нарушением радиационных норм для наземного обслуживающего персонала, но не для участников космического полета. Допустимые дозы для последних значительно выше [1]. Например, комбинация термолюминесцентной дозиметрии с пластиковыми детекторами треков ядер показала, что при 10-сут полете по низкой орбите поглощенная доза в разных органах колеблется в пределах 1.7—2.7 мГр при средней эффективной дозе 4 мЗв [38]. Наибольшая поглощенная доза составляла 3.2 мЗв при полете на американском челноке STS-82, в то время как на станции «Мир» где продолжительность полетов обычно значительно больше, максимальная доза доходила до 8.7 мЗв. Уровень радиации мог отличаться в несколько раз в разных отсеках одного и того же модуля и примерно в столько же раз при сравнении разных модулей [3].

Эффект КИР все же в большей степени определяется не параметрами орбиты, а конфигурацией защитной экранировки. При этом следует учесть, что радиация внутри корабля принципиально отличается от внешнего потока в силу того, что космические частицы имеют слишком высокую плотность ионизации, чтобы проникнуть сквозь материал сколько-нибудь существенной толщины. Однако поражающий их эффект остается достаточно высоким, так как их соударение с ядрами экранирующего материала приводит к возникновению вторичной радиации. Наиболее эффективный защитный материал, очевидно, должен содержать как можно больше атомов водорода, так как последние не

способны генерировать вторичное излучение [27].

Большая часть вторичной радиации является следствием попадания в обшивку космических протонов. Доля таких лучей особенно велика (до 80—90 %) при плотности обшивки более 1 г/см², что эквивалентно слою алюминия толщиной примерно 4 мм. Защитная обшивка космических кораблей обычно имеет плотность выше 1 г/см², тогда как костюмы для работы в открытом космосе отличаются меньшей плотностью. Например, плотность обшивки станции «Мир» составляла 8—15 г/см², в то время как костюмы для работы в открытом космосе, предназначенные для лиц, обитающих в американском отсеке Международной космической станции, имеют плотность 0.2—0.9 г/см² [33].

Поглощенная доза КИР в значительной степени зависит от длительности экспозиции и степени защищенности экипажа. Например, среднесуточная доза составляла 0.3 мЗв для участников полета на борту станции «Мир», 1 мЗв — для американских членов многоразового использования и 5 мЗв при работе в открытом космосе. Для сравнения облучение человека на Земле в среднем составляет 2—3 мЗв в год, тогда как предельные профессиональные ограничения для астронавтов США составляют 250 мЗв за месяц, 500 мЗв за год и 1.5—4 Зв за всю карьеру. Нетрудно убедиться, что эти предельно допустимые величины могут быть превышены при частых выходах в открытый космос или, например, участием в шести экспедициях на борту Международной космической станции, каждая длительностью до шести месяцев. Примечательно, что Национальный совет по радиационной безопасности и Научный комитет по радиационным измерениям США рекомендуют предельные дозы радиации в зависимости от возраста. Такой лимит соответствует 5 % увеличению заболевания раком и составляет 1.5, 2.5, 3.25 и 4 Зв для мужчин и 1, 1.75, 2.5 и 3 Зв для женщин возраста 25, 35, 45 и 55 лет [33]. Это, очевидно, может быть определенной профессиональной «компенсацией» для лиц с поздним началом карьеры астронавта. В самом деле, следуя этой рекомендации, участниками будущих космических экспедиций должны быть люди преимущественно «геронтологического» возраста, так как практически все сколько-нибудь длительные полеты будут связаны с риском получения достаточно больших доз, допустимых только для участников полета старших возрастов. Впрочем, в настоящее время эти дозы пересматриваются из-за тенденции снижения допустимых доз практически на всех наземных и орбитальных службах НАСА [29].

Хотя за основу многих ограничений принятого возможное влияние КИР на развитие рака, анализ

существующего материала не дает оснований полагать, что астронавты находятся под более высоким риском развития этого заболевания. Оказалось, что астронавты и космонавты отличаются высоким уровнем смертности, обусловленной профессиональными травмами и катастрофами, но не развитием рака. Оценки показали, что уровень смертности из-за рака у астронавтов несколько ниже, чем у остального населения США [5, 14]. Впрочем, сравнение элитарной во многих отношениях и немногочисленной группы астронавтов с общим населением не совсем корректно и нуждается в большей осторожности при подборе контрольной группы. Действительно, результаты последних лонгитудинальных исследований НАСА показали, что смертность астронавтов выше среднестатистического уровня только для профессиональных травм и катастроф ($P < 0.0001$), но не для рака ($P > 0.2$), сердечно-сосудистых заболеваний ($P > 0.8$) или иных причин ($P > 0.5$) при сравнении с более адекватной контрольной группой, которая состояла из наземных служащих Космического центра имени Джонсона [15].

Космонавты и астронавты имеют статус лиц, работающих в условиях повышенной радиации, поэтому их постоянная дозиметрия, особенно во время полетов, обязательна. Тем не менее различия уровня радиации и особенно биологической эффективности поглощенной дозы и другие малоизученные пока факторы вносят недопустимо высокую неопределенность в проблему. Для того чтобы устранить хотя бы часть таких помех, было предложено использовать периферические лимфоциты и другие клетки крови в качестве биологического дозиметра, который нельзя потерять и который всегда вместе с испытуемым. Выяснилось, что подсчет хромосомных aberrаций может быть достаточно чувствительным и точным способом оценки влияния КИР на организм человека. Этот способ имеет порог чувствительности около 0.1 Гр, выше которого точность определений существенно увеличивается. Сравнение пре- и постполетных образцов крови позволило заключить, что поглощенная доза, например, при 115-суточной миссии на борту «Мир-18» составляла 14.8 сЗв, тогда как физическая дозиметрия указывала только на 5.2 сЗв, т. е. согласно этому методу относительная биологическая эффективность КИР была близка к 2.8 [12, 37].

В любом случае следует иметь в виду, что радиация проникает в каждый отсек космического корабля, и при продолжительных полетах КИР может стать угрозой номер один для работоспособности и здоровья членов экипажа. Более того, не

исключено, что повреждения, индуцированные КИР, окажутся устойчивыми во времени и способными вызвать ускоренное старение по мере их суммирования с возрастными нарушениями. Все эти соображения об отдаленных последствиях КИР, безусловно, должны быть заблаговременно учтены.

В определенной степени влияние КИР как лимитирующего космического фактора просматривается уже в наши дни. Согласно Медицинским стандартам НАСА любая беременная участница отстраняется от полетов, несмотря на понимание необходимости изучения репродукции человека за пределами Земли. Хотя при разработке такого запрета стрессовые влияния гипер- и микрогравитации или искусственной атмосферы летательного аппарата не должны быть недооценены, все же основной причиной запрета были опасения влияния КИР на развитие плода [31].

МЕДИКО-БИОЛОГИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ КОСМИЧЕСКОЙ ИОНИЗИРУЮЩЕЙ РАДИАЦИИ

Подобные опасения влияния КИР отнюдь не безосновательны, особенно если учесть, что биологическая эффективность КИР, отличающейся высокой степенью плотности ионизации, заметно выше, чем у обычных рентгеновских или γ -лучей. Как выяснилось, тяжелые ионы с высокой энергией более эффективны при индукции разрывов, делеций и транслокаций хромосом или при образовании дикентриков и других aberrантных генетических структур [9, 36]. Сравнение показало, что частота хромосомных aberrаций, индуцированных γ -лучами или ядрами Fe энергией 1 ГэВ в костном мозге, фибробластах и эпителиальных клетках легких, была примерно втрое выше в опытах с облучением ионами железа. С помощью микродозиметрии было показано, что на каждую клетку, пораженную ионами железа, приходились примерно 30 клеток, пораженных вторичной радиацией [6].

По оценке количества фрагментированных ядер культуры клеток китайского хомячка, митотическая катастрофа, индуцированная протонными пучками (1, 3 и 5 МэВ), также была выше у протонов, чем у γ -лучей [13]. Облучение фибробластов человека ядрами, обладающими высокой плотностью ионизации, а именно ядрами углерода (13 и 80 КэВ/мкм), кремния (55 КэВ/мкм) и железа (140, 185 и 440 КэВ/мкм), обнаружило, что тяжелые ионы имеют большую эффективность в образовании изохроматидных разрывов [21]. Облучение крови человека частицами железа (1 ГэВ), неона (400 МэВ) или γ -лучами вызывало сложные

хромосомные повреждения, также более выраженные при работе с частицами с высокой плотностью ионизации [13].

Трансгенные животные с интегрированными мишневыми генами представляют уникальные возможности для изучения интенсивности и распределения мутаций под влиянием неблагоприятных воздействий. В последние годы особое внимание привлекли исследования, в которых анализировалась роль гена супрессора опухолей p53, который принимает активное участие в регуляции клеточного цикла, пролиферации, дифференцировке, старении и апоптозе клетки. Облучение ядрами железа (1 ГэВ в дозе 1 Гр) показало, что по сравнению со спонтанным уровнем в мозге мышей с диким типом гена p53 ($p53^{+/+}$) частота мутаций увеличивалась в 1.7 раз через 8 недель после облучения. У животных, в геноме которых не было генов p53 ($p53^{-/-}$), частота мутаций увеличивалась в 2.2 раза уже через неделю. В клетках селезенки облучение ядрами железа привело к увеличению частоты мутаций в 2.6 раза [7].

Обобщая результаты представленных работ, можно заключить, что КИР обладает широким диапазоном мишней и значительно большей эффективностью поражения генома и клетки в целом, чем рентгеновские или γ -лучи. Более того, влияние КИР может быть значительно усилено из-за взаимодействия с другими негативными факторами полета, например микрогравитацией [16, 26, 32, 35]. Показательной является оценка, согласно которой при средних характеристиках длительности космического полета и защиты от КИР (три года за алюминиевой обшивкой 4 г/см²) ядро клетки должно быть пробиваю 400 протонов, 0.6 космических частиц углерода и 0.03 — железа. Для клетки эти оценки должны быть в сотни раз выше [27].

Для КИР должны быть характерными стимуляция образования свободных радикалов, развитие окислительного стресса и усиление перекисного окисления липидов (ПОЛ). Сравнение крыс, находившихся в течение 8 сут на борту космического челнока «Shuttle STS-63», с наземной контрольной группой, находящейся в аналогичных с полетными условиях вибрации и температуры, или с полностью интактными наземными животными показало, что антиоксидантная система претерпевает изменения, которые свидетельствуют о существенном снижении защитного потенциала при полете. В печени крыс, находившихся на орбите, происходило снижение активностей каталазы, глутатион-редуктазы и глутатион-S-трансферазы; наблюдалось существенное снижение синтеза мРНК каталазы и супероксиддисмутазы, хотя активность и содержание

белка для последнего фермента существенно не изменялись. Нахождение в космосе вызвало резкое снижение содержания восстановленного и окисленного форм глутатиона и γ -глутамил транспептидазы. Снижение антиоксидантного потенциала сопровождалось усилением свободно-радикальных повреждений и ПОЛ, которые, судя по содержанию малонового диальдегида, увеличивались на 47 %. Все эти сдвиги свидетельствуют о том, что на орбите индуцированное КИР образование радикалов может иметь гораздо более тяжкие последствия. Впрочем, влияние снижения антиоксидантной защиты удавалось частично ослабить введением экзогенных антиоксидантов, например цистамина или пробукола [11, 17].

КИР и другие факторы космического полета могут вызывать снижение функциональных возможностей и других метаболических и защитных систем, включая иммуносупрессию. На фоне повышенной аутоиммунности продолжительное пребывание в космосе грозит высоким риском развития вирусных, бактериальных и грибковых заболеваний [23]. Положение может быть усложнено из-за микрогравитации или проникновения в кабину вредных химических продуктов сгорания ракетного топлива, которые, как известно, отличаются высокой канцерогенностью. Анализ образцов вдыхаемой смеси газов, взятых из кабин летательных аппаратов, указывает на наличие в них опасных соединений в количествах, которые можно обнаружить обычными методами химического анализа, в частности таких канцерогенов, как дихлорметан, формальдегид, ацетальдегид, изопрен, бензен, фуран и др. [20].

Тренировки и другие меры предупреждения стресса могут несколько замедлить развитие общего снижения физического и психологических тонуса организма. Все же основной защитой от нежелательного развития событий в космосе, как и на Земле, остаются традиционные фармакологические средства, несмотря на их нарушенные фармакокинетику и фармакодинамику [23]. В свете сказанного поиск эффективных радиопротекторов приобретает дополнительную приоритетность. Несмотря на большой спрос в различных отраслях медицины и военной или космической науки и практики, современные радиопротекторы остаются малоэффективными или эффективными только в определенных условиях, например, при одноразовом облучении или при токсических концентрациях. Между тем актуальность этой проблемы настолько велика, что невзирая на многочисленные неудачи, поиск радиопротекторов продолжается во многих исследовательских коллективах мира, в том числе в нашей лаборатории.

Влияние КИР и других отрицательных факторов открытого космоса, включая почти нулевую абсолютную температуру и вакуум, тем не менее могут не являться непреодолимой преградой для живых систем, в частности бактериальных спор. Такая возможность поддерживается сторонниками хорошо известной концепции панспермии, которая была впервые предложена Аррениусом еще в 1903 г. Согласно этой концепции способные к репродукции живые тела распространены по всей Вселенной, тем самым создавая своеобразный пул «спящих» живых систем, которые могут быть активированы и использованы для внедрения жизни на планетах с подходящим климатом и другими условиями для поддержания биологической жизни (цит. по [24]). Действительно, имеющиеся данные не исключают возможность выживания и переноса микроорганизмов и их спор в космосе. Расчеты показывают, что столкновение с крупными астероидами и кометами может привести к развитию ускорений сжатия и последующего разжатия, которые достаточны для выноса материальных частиц за пределы гравитационного поля планет. Достаточно убедительным доказательством таких расчетов является коллекция марсианских и лунных пород на Земле. Живые микроорганизмы и особенно их споры могут выжить в таких породах, и следовательно, могут быть перенесены с одной планеты на другую [10]. Было показано, что бактериальные споры могут выжить даже после прямого соударения с такими разрушительными радиоактивными космическими частицами, как ядра железа. Следует учесть, что такое столкновение тем не менее должно быть достаточно редким событием. Споры могут путешествовать во вселенной в течение нескольких сотен тысячелетий, прежде чем произойдет их соударение с космическими частицами, в то время как для переноса пород по наиболее короткой траектории, например с Марса на Землю, достаточно нескольких месяцев [24]. Нельзя, однако, не прислушаться к мнению наиболее осторожных специалистов в этой области, которые полагают, что наличие марсианских и лунных пород на Земле не может быть бесспорным доказательством возможности выживания и естественного межпланетарного переноса микроорганизмов или их спор, поэтому идея панспермии нуждается в более убедительных доказательствах [8].

Обобщая представленный материал, очевидно, следует еще раз подчеркнуть, что КИР представляет серьезную опасность для будущих космических путешественников. Более того, при условии успешного внедрения искусственной гравитации КИР может стать основным медико-биологическим фак-

тором, лимитирующим продолжительность и дальность таких экспедиций. Космические частицы, обладающие высокой энергией и плотностью ионизации, являются более эффективными для индукции различного рода повреждений генома и клетки. Такое утверждение особенно справедливо для клеток кожи и других органов, расположенных ближе к поверхности тела, включая органы чувств и репродукции. Защита от КИР с помощью щитов из обычных материалов (алюминий, свинец и др.) осложняется из-за генерации вторичной радиации. Вдобавок ко всему, отрицательное влияние КИР может быть усилено из-за взаимодействия с другими факторами космического полета. В то же время, хотя это трудно представить, нельзя исключить, что живые существа смогли бы выдержать разрушительное влияние КИР, выжить в суровых условиях открытого космоса и переноситься с планеты на планету.

1. Бондаренко В. А., Митрикас В. Г., Цейтлин В. В. Радиационная обстановка на орбитальном комплексе «Мир» во время минимум 22 солнечных циклов (1994–1996) // Авиакосмич. Экология и Мед.—2000.—34.—С. 21–24.
2. Гуляева Т. Л. Зависимость летальных исходов от метеорологических и космических факторов // Биофизика.—1998.—43.—С. 833–839.
3. Badhwar G. D. Radiation measurements in low Earth orbit: U. S. and Russian results // Health Phys.—2000.—79.—P. 507–514.
4. Bagshaw M., Irvine D., Davies D. M. Exposure to cosmic radiation of British Airways flying crew on ultralong haulroutes // Occup. Environ. Med.—1996.—53.—P. 495–498.
5. Brackley M. E., Curry J., Glickman B. W. A note on the relevance of human population genetic variation and molecular epidemiology to assessing radiation health risk for space travellers // Mutat. Res.—1999.—430.—P. 293–298.
6. Brooks A., Bao S., Rithidech K., et al. Relative effectiveness of HZE iron-56 particles for the induction of cytogenetic damage in vivo // Radiat. Res.—2001.—155.—P. 353–359.
7. Chang P. Y., Kanazawa N., Lutze-Mann L., Winegar R. HZE particle radiation induces tissue-specific and p53-dependent mutagenesis in transgenic animals // Phys. Medica.—2000.—17, Suppl.—P. 1–3.
8. Clark B. C. Planetary interchange of bioactive material: probability factors and implications // Orig. Life Evol. Biosph.—2001.—31.—P. 185–197.
9. Cucinotta F. A., Wilson J. W. Initiation-promotion model of tumor prevalence in mice from space radiation exposures // Radiat. and Environ. Biophys.—1995.—34.—P. 145–149.
10. Davies P. C. The transfer of viable microorganisms between planets // Ciba Found Symp.—1996.—202.—P. 304–311.
11. Douisset N., Moatti J. P., Moatti N., et al. Influence of the environment in space on the biochemical characteristics of human low density lipoproteins // Free Radic. Res.—1996.—24.—P. 69–74.
12. Edwards A. A. The use of chromosomal aberrations in human lymphocytes for biological dosimetry // Radiat. Res.—1997.—48, 5 Suppl.—S. 39–44.
13. George K., Wu H., Willingham V., et al. High- and low-LET induced chromosome damage in human lymphocytes: a time-course of aberrations in metaphase and interphase // Int. J.

- Radiat. Biol.—2001.—77.—P. 175–183.
14. Hamm P. B., Billica R. D., Johnson G. S., et al. Risk of cancer mortality among the Longitudinal Study of Astronaut Health (LSAH) participants // Aviat. Space Environ. Med.—1998.—69.—P. 142–144.
15. Hamm P. B., Nicogossian A. E., Pool S. L., et al. Design and current status of the longitudinal study of astronaut health // Aviat. Space Environ. Med.—2000.—71.—P. 564–70.
16. Hartman P. S., Hlavacek A., Wilde H., et al. A comparison of mutations induced by accelerated iron particles versus those induced by low earth orbit space radiation in the FEM-3 gene of *Caenorhabditis elegans* // Mutat. Res.—2001.—474.—P. 47–55.
17. Hollander J., Gore M., Fiebig R., et al. Spaceflight downregulates antioxidant defense system in rat liver // Free Radic. Biol. Med.—1998.—24.—P. 385–90.
18. Horneck G. Impact of microgravity on radiobiological processes and efficiency of DNA repair // Mutat. Res.—1999.—430.—P. 221–228.
19. Ianzini F., Cherubini R., Mackey M. A. Mitotic catastrophe induced by exposure of V79 Chinese hamster cells to low-energy protons // Int. J. Radiat. Biol.—1999.—75.—P. 717–723.
20. James J. T. Carcinogens in spacecraft air // Radiat. Res.—1997.—148, 5 Suppl.—S. 11–16.
21. Kawata T., Durante M., Furusawa Y., et al. Dose-response of initial G2-chromatid breaks induced in normal human fibroblasts by heavy ions // Int. J. Radiat. Biol.—2001.—77.—P. 165–174.
22. Lackner J. R., DiZio P. Artificial gravity as a countermeasure in long-duration space flight // J. Neurosci. Res.—2000.—62.—P. 169–176.
23. Levine D. D., Greenleaf J. E. Immunosuppression during spaceflight deconditioning // Aviat. Space Environ. Med.—1998.—69.—P. 172–177.
24. Nicholson W. L., Munakata N., Horneck G., et al. Resistance of *Bacillus* endospores to extreme terrestrial and extraterrestrial environment // Microbiol. Mol. Biol. Reviews.—2001.—64.—P. 548–572.
25. Nicogossian A. E., Poher D. F., Roy S. A. Evolution of telemedicine in the space program and earth applications // Telemed. J. E. Health.—2001.—7.—P. 1–15.
26. Pross H. D., Casares A., Kiefer J. Induction and repair of DNA double-strand breaks under irradiation and microgravity // Radiat. Res.—2000.—153.—P. 521–525.
27. Setlow R. B. The U. S. National Research Council's views of the radiation hazards in space // Mutat. Res.—1999.—430.—P. 169–175.
28. Simonsen L. C., Wilson J. W., Kim M. H., Cucinotta F. A. Radiation exposure for human Mars exploration // Health. Phys.—2000.—79.—P. 515–525.
29. Sinclair W. K. Dose limits for astronauts // Health Phys.—2000.—79.—P. 585–590.
30. Stoupel E., Israelevich P., Gabbay U., et al. Correlation of two levels of space proton flux with monthly distribution of deaths from cardiovascular disease and suicide // J. Basic Clin. Physiol. Pharmacol.—2000.—11.—P. 63–71.
31. Sullivan R. The hazards of reproduction in space // Acta Obstet. Gynecol. Scand.—1996.—75.—P. 372–377.
32. Takahashi A., Ohnishi K., Takahashi S., et al. The effects of microgravity on ligase activity in the repair of DNA double-strand breaks // Int. J. Radiat. Biol.—2000.—76.—P. 783–788.
33. Thomson I. EVA dosimetry in manned spacecraft // Mutation Res.—1999.—430.—P. 203–209.
34. Timchenko A. N., Muradian Kh. K. Optimal hypogravity: a panacea in manned space flights? // 17th Congress of the International Association of Gerontology. Vancouver, Canada.

- July 1—6, 2001. Abstracts. Gerontology, 47, Suppl. 1, P. 102.
35. Todd P., Pecaut M. J., Fleshner M. Combined effects of space flight factors and radiation on humans // Mutat. Res.—1999.—**430**.—P. 211—219.
36. Yang T. C., George K., Craise L. M., Durante M. Initiation of oncogenic transformation in mammary epithelial cells by charged particles // Radiat. Oncol. Investig.—1997.—**5**.—P. 134—138.
37. Yang T. C., George K., Johnson A. S., et al. Biodosimetry results from space flight Mir-18 // Radiat. Res.—1997.—**148**, 5 Suppl.—S. 17—23.
38. Yasuda H., Badhwar G. D., Komiyama T., Fujitaka K. Effective dose equivalent on the ninth Shuttle—Mir mission (STS-91) // Radiat. Res.—2000.—**154**.—P. 705—713.
39. Young L. R. Artificial gravity considerations for a Mars exploration mission // Annals N. Y. Acad. Sci.—1999.—**871**.—P. 367—378.

THE SPACE RADIATION: NATURE, BIOLOGICAL EFFECTS AND SHIELDING

Kh. Muradian

The latest findings in origin, biological effects and shielding of the space ionizing radiation (SIR) are reviewed. It is stressed that after the impending implementation of artificial gravity, SIR could become the most serious concern for deep space travelers. SIR is more effective in induction of the genome- and cell-associated damages, compared with the conventional radioactive sources. The shielding of SIR is augmented due to the secondary spallation δ -radiation and possible cooperation with weightlessness and other negative impacts of a space flight. The panspermia concept postulating the existence of living organisms, e. g. bacterial spores, in space and their natural interplanetary transportation is discussed.