

СОДЕРЖАНИЕ

ГЛАВНЫЙ РЕДАКТОР

С.К. Крикалёв

РЕДАКЦИОННАЯ КОЛЛЕГИЯ

Б.И. Крючков –
заместитель
главного редактора,

А.В. Кальмин –
ответственный секретарь,

Ю.М. Батурин,
М.Н. Бурдаев,
Л.К. Васильева,
С.П. Власенков,
Н.В. Волкова,
О.С. Гордиенко,

П.П. Долгов,
В.М. Жуков,
С.А. Жуков,
С.В. Игнатъев,

О.В. Котов,
А.А. Курицын,
Г.Д. Орешкин,

В.И. Почуев,
В.Н. Саев,
И.Г. Сохин,

М.В. Тюрин,
М.М. Харламов,
В.М. Усов,
В.И. Ярополов.

ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС 4

Основные результаты подготовки
и деятельности экипажа МКС-33/34
при выполнении программы космического
полета. *О.В. Новицкий, Е.И. Тарелкин*..... 4

Медицинское обеспечение полета экипажа
МКС-33/34 (экспресс-анализ).
В.В. Богомолов, В.И. Почуев..... 13

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ В КОСМОС 23

Возможности применения многомодальных
интерфейсов на пилотируемом космическом
комплексе для поддержания коммуникации
космонавтов с мобильным роботом –
помощником экипажа. *Р.М. Юсупов,
Б.И. Крючков, А.А. Карпов, А.Л. Ронжин,
В.М. Усов*..... 23

Экспериментальные исследования
по определению параметров колебаний
спускаемого аппарата на морской
поверхности. *В.А. Рень* 35

Моделирование перемещения и навигация
космонавтов по внешней поверхности МКС.
А.В. Мальцев, М.В. Михайлюк, А.И. Лапта..... 44

Базовые подходы к подготовке экипажей
лунных экспедиций. *Ю.Б. Сосюрка,
П.П. Долгов, Р.Р. Каспранский*..... 51

Выбор и состояние разработки
электрореактивных двигателей мегаваттного
класса для межпланетных полетов
(окончание. Начало в № 1(6)/2013).
Ю.В. Кубарев, К.П. Кирдяшев, В.А. Смирнов 61

Система генерации кислорода «Электрон-ВМ» на борту Международной космической станции. <i>В.Ю. Прошкин, Э.А. Курмазенко</i>	84
Возможность использования двумерных кодов в пилотируемой космонавтике. <i>В.Г. Корзун, В.Н. Прудков, Д.А. Темарцев, Е.А. Черняк</i>	100
Анализ результатов первого открытого конкурса по отбору кандидатов в космонавты в части соответствия требованиям по физической подготовленности. <i>В.Ю. Самарцев, Е.П. Шемчук, В.Г. Назин</i>	111
ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ	116
Чем мне запомнился Сергей Павлович Королёв. <i>В.И. Ярополов</i>	116
50 лет групповому полету «Ястреба» и «Чайки»	123
70 лет Б.И. Крючкову.....	128
75 лет А.Н. Евгущенко.....	129
НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ	131
Молодежная конференция «Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике».....	131
VIII Международная конференция «Психология и эргономика: единство теории и практики»	132
10 Международная научно-практическая конференция «Пилотируемые полеты в космос»	133
Информация для авторов и читателей	135

На снимках (стр. 42–43) – специальная летная подготовка космонавтов. Полеты на невесомость

CONTENTS

RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS	4
Main Results of the ISS-33/34 Crew's Training and Activity During the Space Flight Program Implementation. <i>O.V. Novitskiy, E.I. Tarelkin</i>	4
Express Analysis of Medical Support of the ISS-33/34 Crew Members. <i>V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev</i>	13
THEORY AND PRACTICE OF HUMAN SPACE FLIGHTS	23
Possibility of Application of Multimodal Interfaces on a Manned Space Complex to Maintain Communication Between Cosmonauts and a Mobile Robotic Assistant. <i>R.M. Yusupov, B.I. Kryuchkov, A.A. Karpov, A.L. Ronjin, V.M. Usov</i>	23
Experimental Studying the Parameters of Rocking of a Descent Module on the Sea Surface. <i>V.A. Ren</i>	35
Simulation of Cosmonaut Movement and Navigation Over the External Surface of the ISS. <i>A.V. Maltsev, M.V. Mikhaylyuk, A.I. Lapta</i>	44
Basic Approaches to the Training of the Lunar Expedition Crews. <i>Yu.B. Sosyurka, P.P. Dolgov, R.R. Kaspransky</i>	51
Selection and Status of the Development of Megawatt-Class Electrojet Engines for Future Interplanetary Missions (<i>Ending. The Beginning in № 1(6)/2013</i>). <i>Yu.V. Kubarev, K.P. Kirdyashev, V.A. Smirnov</i>	61
Oxygen Generation System "Electron-VM" Aboard the International Space Station. <i>V.Ju. Proshkin, E.A. Kurmazenko</i>	84
Applicability of 2D Codes in Manned Cosmonautics. <i>V.G. Korzun, V.N. Prudkov, D.A. Temartsev, E.A. Chernyak</i>	100
Analysis of the Results of the First Open Campaign of Cosmonaut Candidate Selection in Terms of the Conformity With Physical Fitness Requirements. <i>V.Yu. Samartsev, Ye.P. Shemchuk, V.G. Nazin</i>	111
HISTORY. EVENTS. PEOPLE	116
Why I Remember Sergey Pavlovich Korolev <i>V.I. Yaropolov</i>	116
50 Years of the Group Spaceflight of "Yastreb" and "Chayka"	123
B.I. Kryuchkov 70-Year Annivesary	128
A.N. Evgushchenko 75-Year Annivesary.....	129
SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION.....	131
Youth Conference "New Materials and Technologies in Rocket-and-Space and Aviation Industry"	131
VIII International Conference "Psychology and Ergonomics: the Unity of Theory and Practice"	132
10th International Scientific and Practical Conference "Manned Space Missions"	133
Information for Authors and Readers	135

Photos on pp. 42–43 – Special Flying Training. Parabolic Flights

ИТОГИ ПОЛЕТОВ ЭКИПАЖЕЙ МКС

RESULTS OF THE ISS CREW MISSIONS

ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПОДГОТОВКИ И ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ЭКИПАЖА МКС-33/34 ПРИ ВЫПОЛНЕНИИ ПРОГРАММЫ КОСМИЧЕСКОГО ПОЛЕТА О.В. Новицкий, Е.И. Тарелкин

Космонавт-испытатель О.В. Новицкий; космонавт-испытатель Е.И. Тарелкин
(ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Рассматриваются результаты деятельности экипажа МКС-33/34 на борту транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз ТМА-06М» и Международной космической станции (МКС). Дается сравнительный анализ и оценивается вклад экипажа в общую программу космических полетов на МКС. Особое внимание уделяется проведению научно-прикладных исследований и экспериментов на борту станции. Даются замечания и предложения по совершенствованию российского сегмента (РС) Международной космической станции.

Ключевые слова: задачи подготовки экипажа, космический полет, Международная космическая станция, научно-прикладные исследования и эксперименты.

Main Results of the ISS-33/34 Crew's Training and Activity During the Space Flight Program Implementation. O.V. Novitskiy, E.I. Tarelkin

The paper deals with the results of the ISS-33/34 crew's activity aboard the ISS and the "Soyuz-TMA-06M" transport vehicle. The author provides a comparative analysis and evaluates the crew's contribution to the common ISS flight program. Particular attention is paid to implementation of science-applied research and experiments aboard the station. Comments and suggestions for the development of the ISS Russian Segment are also given.

Keywords: tasks of crew training, spaceflight, International Space Station, science-applied research and experiments.

Состав экипажа и основные результаты полета

Основной экипаж длительных экспедиций МКС-33/34 в составе (рис. 1):

Новицкий Олег Викторович	командир ТПК «Союз ТМА-06М» бортинженер МКС-33/34 (Роскосмос, Россия)
Тарелкин Евгений Игоревич	бортинженер ТПК «Союз ТМА-06М» бортинженер МКС-33/34 (Роскосмос, Россия)
Форд Кевин Энтони	бортинженер-2 ТПК «Союз ТМА-06М» бортинженер МКС-33 командир МКС-34 (НАСА, США)

выполнил космический полет длительностью 143 суток с 23 октября 2012 года по 16 марта 2013 года. Позывной экипажа ТПК «Союз ТМА-06М» – «Казбек».



Рис. 1. Экипаж экспедиций МКС-33/34

Опыт полетов членов экипажа

Новицкий Олег Викторович в отряде космонавтов с 2007 года. До назначения в экипаж опыта космических полетов не имел.

Тарелкин Евгений Игоревич в отряде космонавтов с 2003 года. До назначения в экипаж опыта космических полетов не имел.

Форд Кевин Энтони в отряде астронавтов НАСА с 2000 года. До назначения в экипаж имел опыт одного космического полета длительностью 13 суток в качестве пилота шаттла «Discovery» STS-128.

Основные итоги полета

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-06М» был произведен 23 октября 2012 года; $T_{КП} = 13:51:11$; $T_{КО} = 13:59:59$ декретного московского времени (ДМВ) с космодрома Байконур (Казахстан).

Параметры орбиты выведения: период $T = 88,68$ мин, наклонение $i = 51,66$ град., высота $h \times H = 198,47$ км \times 244,16 км.

В космическом полете выполнены следующие работы:

- доставка экипажа экспедиции МКС-33/34 на борт МКС, завершившаяся стыковкой 25 октября 2012 года ТПК «Союз ТМА-06М» в автоматическом режиме с МКС к стыковочному узлу (+Y) модуля МИМ2 ($T_{КАСАНИЯ} = 15:29:34$ ДМВ);
- научные исследования и эксперименты в соответствии с программой НПИ;

- техническое обслуживание бортовых систем, дооснащение, ремонтно-восстановительные работы, проведение телевизионных репортажей, видео- и фотосъемок;
- расстыковка американского корабля SpaceX-1 «Dragon» от МКС выполнена 28 октября 2012 года (время расстыковки – 14:17 ДМВ);
- стыковка ТК «Прогресс М-17М» к АО СМ осуществлена 31 октября 2012 года (ТМ.З. = 16:33 ДМВ). Сближение грузового корабля выполнялось по четырехвитковой схеме, в результате которой продолжительность автономного полета корабля до стыковки с МКС составила около 6 часов;
- расстыковка ТПК «Союз ТМА-05М» от стыковочного узла МИМ1 выполнена 19 ноября 2012 года. Время расстыковки – 01:26:06 ДМВ, время посадки – 04:53:30 ДМВ;
- стыковка ТПК «Союз ТМА-07М» с МКС к стыковочному узлу модуля МИМ1 осуществлена 21 декабря 2012 года (ТМ.З. = 17:08:46 ДМВ);
- расстыковка ТК «Прогресс М-16М» от стыковочного узла СО1 произведена 9 февраля 2013 года (время расстыковки – 16:15 ДМВ);
- стыковка ТК «Прогресс М-18М» к СО1 осуществлена 11 февраля 2013 года (Т_{КАСАНИЯ} = 23:35 ДМВ). Сближение грузового корабля выполнялось с использованием четырехвитковой схемы полета;
- сближение американского грузового корабля SpaceX-2 «Dragon» с МКС, зависание, захват манипулятором станции, перемещение и установка корабля к надирному порту модуля Node2 АС МКС выполнены 3 марта 2013 года (ТМ.З. = 16:35 ДМВ);
- возвращение экипажа экспедиций МКС-33 и МКС-34 на Землю, расстыковка ТПК «Союз ТМА-06М» от стыковочного узла МИМ2 и спуск выполнены 16 марта 2013 года. Время расстыковки – 02:42:53 ДМВ, время посадки – 06:03:00 ДМВ.

Основные задачи подготовки экипажа к полету

Подготовка к полету экипажа МКС-33/34 в составе командира ТПК «Союз ТМА-06М» Новицкого Олега Викторовича, бортинженера Тарелкина Евгения Игоревича и бортинженера-2 Форда Кевина проводилась с января 2011 года. Программа подготовки была разработана с учетом задач полета, уровня подготовленности и функциональных обязанностей членов экипажа.

Основными задачами подготовки по МКС и ТПК «Союз ТМА-06М» являлись:

- подготовка, направленная на формирование у членов экипажа знаний и умений, необходимых для выполнения ими функциональных обязанностей в составе экипажа ТПК «Союз ТМА-06М»;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при управлении бортовыми системами и агрегатами ТПК на всех этапах полета (в штатных и нештатных ситуациях);
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при выполнении сближения, причаливания, стыковки ТПК «Союз ТМА-06М» на все стыковочные узлы РС МКС;
- отработка навыков выполнения ручного управляемого спуска (РУС);
- отработка навыков построения ориентации в различных режимах;

- подготовка членов экипажа к действиям в случае срочного покидания МКС при разгерметизации и пожаре;
- отработка действий по выполнению срочного спуска с орбиты в случае покидания МКС;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа при выполнении расстыковки ТПК с неориентированной и нестабилизированной МКС;
- подготовка экипажа к выполнению сближения и причаливания ТПК «Прогресс М» на стыковочные узлы РС МКС в телеоператорном режиме управления (ТОРУ);
- подготовка экипажа к приему, передаче смены и совместной работе в полете с экипажами МКС-32/33 и МКС-34/35;
- подготовка экипажа к выполнению операций по консервации и расконсервации ТПК, операциям по обеспечению готовности ТПК к спуску в случае срочного покидания МКС;
- подготовка членов экипажа к эксплуатации бортовых систем РС МКС (модули ФГБ, СМ, СО1, МИМ1, МИМ2);
- ознакомление с выполнением разгрузочно-погрузочных работ;
- подготовка экипажа к выполнению программы научных экспериментов на российском сегменте МКС;
- подготовка членов экипажа в объеме их функциональных обязанностей к выполнению технического обслуживания, ремонта и дооснащения систем РС МКС;
- отработка навыков, умений и взаимодействия членов экипажа в случае нештатной посадки в различных климатогеографических зонах;
- подготовка к адаптации к факторам космического полета, отработка навыков оказания само- и взаимопомощи и эксплуатации бортовых медицинских средств.

Полет на борту транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-06М»

Старт транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА-06М» был произведен 23 октября 2012 года с космодрома Байконур (рис. 2).

Выведение, отделение корабля от ракеты-носителя прошло штатно, $T_{КП} = 13:51:11$; $T_{КО} = 13:59:59$ ДМВ. 25 октября 2012 года выполнен режим автоматического сближения и стыковки со станцией к модулю МИМ2. После стыковки экипаж выполнил контроль герметичности отсеков корабля, контроль герметичности стыка, ускоренное выравнивание давления между отсеками ТПК и МКС и открытие переходных люков. Выполнив консервацию транспортного корабля, экипаж завершил первый этап программы автономного полета ТПК.

В связи с неблагоприятными погодными условиями на месте посадки (туман) спуск экипажа ТПК «Союз ТМА-06М» был перенесен с 15 марта на 16 марта 2013 года.

15 марта 2013 года, завершив программу полета на борту МКС, экипаж экспедиции приступил к подготовке к возвращению на Землю. Расстыковка проводилась в автоматическом режиме. Спуск выполнялся по штатной программе в автоматическом режиме. Посадка осуществлена в 06:03:00 ДМВ в расчетной точке с координатами $50^{\circ}44'$ с.ш. $67^{\circ}21'$ в.д.



Рис. 2. Старт корабля «Союз ТМА-06М»

Полет на борту МКС

Экипаж МКС-33/34 работал на борту МКС 141 сутки с 25 октября 2012 года по 16 марта 2013 года. Экипаж на российском сегменте МКС выполнил обширный объем работ по техническому обслуживанию и дооснащению бортовых систем МКС, программу научных исследований и экспериментов, выполнил ремонтно-восстановительные работы, провел большое число телевизионных репортажей, видео- и фотосъемок.

В период работы экипажа на борту станции конфигурация МКС включала следующие состыкованные объекты:

- ТПК «Союз ТМА-05М»;
- ТПК «Союз ТМА-06М»;
- ТПК «Союз ТМА-07М»;
- ТКК «Прогресс М-16М»;
- SpaceX-1 «Dragon»;
- ТКК «Прогресс М-17М»;
- ТКК «Прогресс М-18М»;
- SpaceX-2 «Dragon».

В процессе экспедиции экипажем выполнены работы по стыковке, разгрузке, укладке удаляемого оборудования и расстыковке кораблей «Союз ТМА-06М», «Союз ТМА-07М», SpaceX-1 «Dragon», «Прогресс М-17М», «Союз ТМА-05М», «Прогресс М-16М», «Прогресс М-18М», SpaceX-2 «Dragon».

Совместный полет с другими экипажами МКС

Во время полета проводились совместные работы с экипажами МКС-32/33, МКС-34/35.

С 25 октября 2012 года по 19 ноября 2012 года – совместный полет с экипажем МКС-32/33 в составе:

- Маленченко Юрий Иванович (бортинженер МКС-32/33, Роскосмос, Россия);
- Уилльямс Санита Лин (бортинженер экспедиции МКС-32, командир экспедиции МКС-33, НАСА, США);
- Хошиде Акихико (бортинженер МКС-32/33, ДжАКСА, Япония).

С 21 декабря 2012 года по 16 марта 2013 года – совместный полет с экипажем МКС-34/35 в составе:

- Романенко Роман Юрьевич (бортинженер МКС-34/35, Роскосмос, Россия);
- Хадфилд Крис Остин (бортинженер МКС-34, командир экспедиции МКС-35, ККА, Канада);
- Машбёрн Томас Хенри (бортинженер МКС-34/35, НАСА, США).

Основные задачи экипажа при выполнении научной программы

В процессе полета экипажем на борту российского сегмента МКС выполнялись исследования и эксперименты на основании «Программы реализации научно-прикладных исследований, планируемых в период тридцать третьей и тридцать четвертой пилотируемых экспедиций МКС-33 и МКС-34».

В ходе полета экипаж выполнял 40 из 47 экспериментов, проводимых в это время на МКС. Остальные эксперименты выполнялись в автоматическом режиме. Структура российской научной программы МКС-33/34 представлена в таблице.

Таблица

Структура российской научной программы МКС-33/34

№ п/п	Направления исследований	Сокр.	Всего	С участием экипажа
1	Физико-химические процессы и материалы в условиях космоса	ФХП	1	1
2	Геофизические исследования	ГФИ	5	3
3	Медико-биологические исследования	МБИ	8	8
4	Дистанционное зондирование Земли	ДЗЗ	3	3
5	Исследование Солнечной системы	ИСС	1	0
6	Космическая биотехнология	БТХ	15	15
7	Технические исследования и эксперименты	ТЕХ	10	6
8	Астрофизика и фундаментальные физические проблемы	АФ	0	0
9	Исследование физических условий в космическом пространстве на орбите МКС	ФИЗ	1	1
10	Образование и популяризация космических исследований	ОБР	3	3
Всего:			47	40

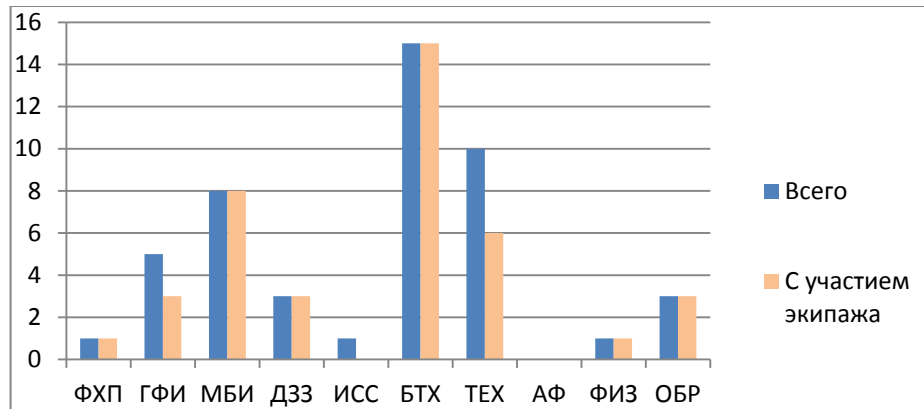


Диаграмма 1. Распределение космических экспериментов в полете МКС-33/34 по направлениям исследований

Распределение выполненных научно-прикладных исследований и экспериментов на борту МКС-33/34 по направлениям представлено на диаграмме 1.

Наибольшее количество экспериментов было проведено по направлениям «Космическая биотехнология», «Медико-биологические исследования», «Геофизика» и «Технические исследования и эксперименты» (рис. 4, 5).

Большое внимание при выполнении полета уделялось отработке наземно-космической системы прогнозирования, снижения ущерба и ликвидации последствий природных и техногенных катастроф. В процессе полета экипаж проводил многократную детальную съемку различных характерных объектов геосферы, что позволит ученым прогнозировать аномальные природные и техногенные ситуации в других районах земной поверхности, а также на территории нашей страны. Полученные в полете фотоснимки переданы для дешифрирования и обработки на Землю.



Рис. 4. Олег Новицкий в ходе выполнения эксперимента «Кулоновский кристалл»



Рис. 5. Евгений Тарелкин в ходе выполнения эксперимента «Спрут-2»

Сравнительный анализ деятельности экипажей МКС по научной программе

Начиная с 7-й экспедиции количество экспериментов, выполняемых на борту МКС, не снижалось ниже 40. Однако, начиная с 17-й экспедиции, стала проследиваться тенденция к уменьшению общего количества экспериментов. Это происходило на фоне постоянного расширения российской долгосрочной научной программы. В свете этого, увеличение объема выполненных экспериментов во время работы экипажа МКС-33/34 может оказаться отправной точкой для улучшения ситуации и выхода на достигнутый ранее уровень (диаграмма 2).

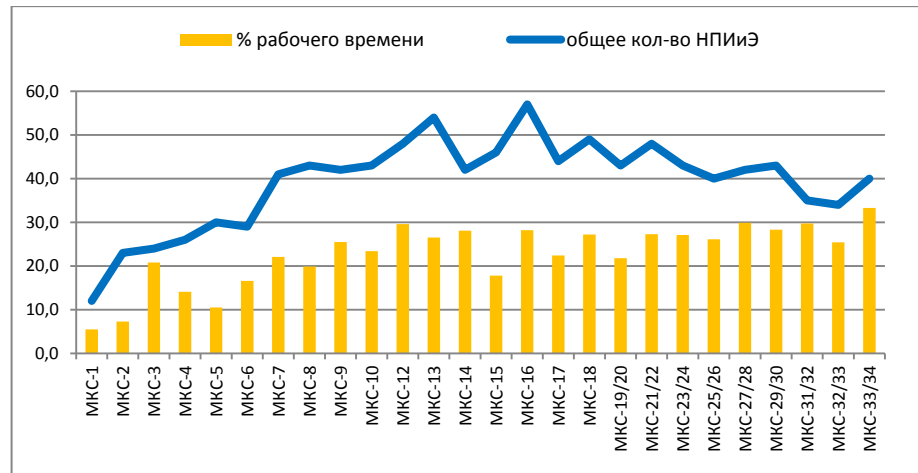


Диаграмма 2. Изменение количества проводимых экспериментов на МКС по российской научной программе

Заключение

Подводя итоги результатов подготовки и выполнения программы полета экипажа длительной экспедиции МКС-33/34, можно сформулировать следующие основные выводы:

1. Уровень подготовленности экипажа МКС-33/34 по транспортному кораблю «Союз ТМА-06М» и российскому сегменту МКС позволил экипажу успешно выполнить запланированную программу космического полета.
2. Полет экипажа МКС-33/34 продолжил этап эксплуатации МКС международными экипажами из шести человек, в числе которых 3 космонавта Роскосмоса, и впервые за время эксплуатации МКС российские члены экипажа затратили на выполнение научной программы треть фактического рабочего времени.
3. Высказанные экипажем в ходе полета и послеполетного разбора замечания и предложения целесообразно использовать заинтересованным организациям для совершенствования космической техники, повышения качества подготовки космонавтов и деятельности экипажа в ходе выполнения программы полета, организации работы персонала ГОГУ и др.

**МЕДИЦИНСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ПОЛЕТА ЭКИПАЖА МКС-33/34
(ЭКСПРЕСС-АНАЛИЗ)**

В.В. Богомолов, В.И. Почуев

Докт. мед. наук, профессор В.В. Богомолов (ГНЦ РФ–ИМБП РАН)
Канд. мед. наук В.И. Почуев (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье представлены результаты медицинского обеспечения полета экипажа МКС-33/34. Дается краткая характеристика функционирования систем медицинского обеспечения полета и поддержания стабильности среды обитания космонавтов на РС МКС. Подведены итоги выполнения рекомендаций медицинских специалистов, программы медицинского контроля и использования бортовых средств профилактики нарушения состояния здоровья космонавтов в полете.

Ключевые слова: медицинское обеспечение, медицинский контроль, система профилактики, среда обитания, режим труда и отдыха.

Express Analysis of Medical Support of the ISS-33/34 Crew Members.**V.V. Bogomolov, V.I. Pochuev**

The paper presents the results of medical maintenance of the ISS-33/34 expedition members. It also gives a brief description of operation of the system of mission medical support and maintaining the stability of human environment aboard the ISS RS. Besides, the paper sums up the results of implementation of medical recommendations, the program of medical monitoring and the use of the onboard means to prevent the alteration of cosmonauts' health status in spaceflight.

Keywords: medical support, medical monitoring, preventive system, human environment, work-rest schedule.

Выполнение программы полета

23 октября 2012 года с космодрома Байконур состоялся старт транспортного пилотируемого космического корабля «Союз ТМА-06М» с экипажем 33/34-й длительной экспедиции МКС в составе: космонавт-испытатель Роскосмоса О.В. Новицкий, космонавт-испытатель Роскосмоса Е.И. Тарелкин и астронавт НАСА Кевин Энтони Форд.

Первые двое суток полет проходил в автономном режиме. Космонавты занимались выполнением маневра сближения, ведением связи и подготовкой к стыковке. Продолжительность работ в эти дни у космонавтов была в пределах 6 ч 40 мин–6 ч 50 мин. На сон планировалось по 10–12 часов.

25.10.12 г. в 15:29 ДМВ была осуществлена стыковка ТПК № 707 с МКС в автоматическом режиме. День стыковки ТПК с МКС для экипажа, в плане РТО, был напряженным в связи с выполнением сложной и ответственной операции по стыковке и выполнением большого объема обязательных работ на станции после перехода на МКС. Общее время работы в этот день, с учетом времени работ в ТПК и на станции, составило у командира корабля (КК) 12 часов, у БИ-1 и БИ-2 по 10–11 часов.

Согласно требованиям «Основных правил и ограничений», космонавтам, прибывшим на станцию, с 26.10.12 г. стали ежедневно планировать время по 1 часу на адаптацию и ознакомление со станцией за счет сокращения рабочей зоны.

В последующие дни пребывания на станции БИ-1 и БИ-2 активно включились в процесс выполнения программы полета: принимали участие в операциях по техническому обслуживанию систем станции, в тренировке по телеоператор-

ному режиму управления (ТОРУ), а также самостоятельно выполняли отдельные рабочие операции. С 30.10.12 г. космонавты приступили к занятиям на физических тренажерах.

Период острой адаптации к невесомости у БИ-1 и БИ-2 протекал вполне благоприятно, проблем не отмечалось.

В последующий период полета (10–15-я недели) РТО экипажа, в основном, оценивался как штатный, планировались по 5 рабочих дней и 2 дня отдыха. Космонавты занимались ремонтными работами, обслуживанием систем СОЖ, выполнением научных экспериментов и другими работами.

На 16-й неделе (06.02–12.02.12 г.) после завершения укладки удаляемых грузов в ТГК № 416 9.02.13 г. была проведена расстыковка «грузовика» от МКС. Согласно плану 11.02.13 г. была осуществлена стыковка ТГК № 418 с МКС штатно, в автоматическом режиме. Для обеспечения проведения операции по стыковке ТГК № 418 РТО экипажа был изменен. Перед стыковкой сон планировался продолжительностью 10,5 часов (сон с 21:30 до 08:00 GMT 11.02.13 г.). После стыковки ТГК сон был запланирован с 23:30 (11.02.13 г.) до 08:00 GMT (12.02.13 г.) с последующим переходом на штатный режим сна–бодрствования.

В последующие недели полета космонавты приступили к разгрузке пришедшего «грузовика». Кроме того, занимались укладкой удаляемых грузов в ТГК № 417, ремонтом тренажера TVIS, работоспособность которого была восстановлена 23.02.13 г., и другими работами. В связи с завершением полета, с 01.03.13 г. (19-я неделя) рабочая нагрузка у БИ-1 и БИ-2 была сокращена на 1 час с целью предоставления им времени (по 1 часу) для подготовки к возвращению на Землю. На этой же неделе, начиная с 04.03.13 г., БИ-1 и БИ-2 приступили к подготовке и укладке возвращаемого оборудования на ТПК № 707.

13.03.13 г. после завершения передачи передатки дел был подписан акт о передаче смены по РС МКС (БИ-1–БИ-4), а также проведена церемония передачи командования. Функции КЭ МКС были возложены на астронавта ККА К. Хадфилда. Перед расстыковкой ТПК «Союз» сон экипажам МКС планировался с 23:30 (13.03.13 г.) до 13:00 GMT (14.03.13 г.), продолжительностью 13,5 часа. После подъема в 13:00 космонавты занимались укладкой возвращаемых грузов в ТПК № 707. В связи с неблагоприятными метеоусловиями в зоне посадки СА решением руководства КА расстыковка ТПК «Союз» была перенесена на сутки позже, т.е. на утро 16.03.13 г. Поэтому 14.03.13 г. экипаж после 23:00 часов был отпущен на отдых до 13:00 GMT. На следующие сутки 15.03–16.03.13 г. космонавты продолжили работы на станции в режиме РТО, который ранее планировался им на 13.03–14.03.13 г.

15.03.13 г. после подъема в 13:00 GMT и завершении укладки возвращаемых срочных грузов космонавты (БИ-1, БИ-2 и БИ-3) перешли в ТПК «Союз» с последующим выполнением операций по подготовке к расстыковке.

Расстыковка ТПК «Союз» проведена 16.03.13 г. в 02:43 ДМВ, посадка СА осуществлена в 06:06 ДМВ 16.03.13 г. в заданном районе.

Характеристика состояния здоровья членов экипажа

Самочувствие по ежедневным докладам экипажа на всех этапах полета оставалось хорошим.

По данным радиопереговоров и медконтроля состояние здоровья членов экипажа транспортного корабля «Союз ТМА-06М» № 707 во время выведения и орбитального полета было «хорошее, нормальное».

По данным российского врача экипажа БИ-1 и БИ-2 жалоб на состояние здоровья не предъявляли, самочувствие было хорошее. Настроение веселое, бодрое. Процесс адаптации к невесомости происходил без явных осложнений.

Во время автономного полета была получена следующая информация. При выведении перегрузки по докладу космонавтов ощущались «мягко, как на тренажере». После выведения, в основном после снятия скафандров, у БИ-1 и БИ-2 отмечались симптомы космической болезни движения в слабо выраженной форме. Симптомы космической болезни движения практически полностью купировались последующим сном, продолжительностью до 12 часов, тем не менее, после сна сохранялась тяжесть в голове, одутловатость лица и заложенность носа. Изделие «Браслет-М» не использовали.

На станции космонавты жалоб не предъявляли, самочувствие было хорошим. Сон полноценный, продолжительностью примерно 7 часов, приносил чувство полноценного отдыха. Медикаменты не применяли.

Медицинское обеспечение (общая характеристика)

В целом полетное медицинское обеспечение экипажей МКС-33/34 осуществлялось в соответствии с требованиями по медицинским операциям на Международной космической станции (ISS MORD). Многосторонние медицинские комиссии и полетные врачи контролировали планирование и реализацию медицинских операций. Очень важно отметить хорошее взаимодействие группы медицинского обеспечения Главной оперативной группы управления (ГМО ГОГУ) с полетными врачами экипажа. Программа медицинского контроля, медицинских операций и научных медико-биологических исследований выполнена в запланированном объеме.

Уровень физической тренированности членов экипажа МКС-33/34 в ходе полета оценивался специалистами как «достаточный» для выполнения полетной программы. Заключение комиссии свидетельствует о высоких функциональных резервах организма космонавтов как в ходе полета, так и на завершающем его этапе.

В послеполетном периоде космонавты были дееспособны, активны при умеренных реадaptационных сдвигах состояния организма.

Психологический климат в экипаже и взаимодействие с наземными медицинскими службами и полетным врачом получили высокие оценки. Экипаж отличался четкостью в работе и строго следовал всем медицинским рекомендациям.

После приземления самочувствие экипажа было расценено как «соответствующее длительности космического полета». После проведения штатных мероприятий на месте посадки экипаж был доставлен в Звездный городок для проведения послеполетной реабилитации.

В ходе длительной экспедиции члены экипажа МКС-33/34 совместно с другими российскими космонавтами участвовали в выполнении восьми экспериментов по российской программе научно-прикладных исследований и экспериментов.

С точки зрения полноты и качества выполнения медицинских операций полет был успешным. Медицинское обеспечение полета планировалось в соответствии с требованиями, вытекающими из состояния здоровья экипажа. Состав планируемых и выполненных мероприятий постоянно рассматривался на еженедельных конференциях в группе медицинского обеспечения полета (ГМО ГОГУ). Здесь необходимо отметить значимую роль полетных врачей в осуществлении

координации работы медицинской группы с экипажем. Программа медицинского контроля и медицинских операций была выполнена полностью.

Системы жизнеобеспечения в целом функционировали штатно, сохраняя в нормальных пределах показатели микроклимата в РС МКС. Однако имелись недостатки, которые отмечались и ранее. В частности, сохраняется неблагоприятная акустическая обстановка на РС МКС.

Параметры микроклимата МКС

Параметры микроклимата колебались в нормальных пределах за исключением температуры воздуха (эпизодически, в некоторых местах на станции, на нескольких витках температура воздуха превышала нормальные величины) и пониженной относительной влажности воздуха.

Повышение температуры воздуха в основном отмечалось в периоды «солнечной» орбиты станции. Для снижения температуры воздуха в служебном модуле (СМ) система обеспечения теплого режима (СОТР) переводилась в максимальный режим работы: включались в параллельную работу контур охлаждения 1 (КОХ1) и контур охлаждения 2 (КОХ2); регулятор расхода жидкости 1 (РРЖ1) и регулятор расхода жидкости 2 (РРЖ2) перенастраивались с 14 °С на 10 °С.

Для оптимизации влажностного режима временно отключалась система кондиционирования воздуха (СКВ) в РС и перенастраивалась ССАА (Common Cabin Air Assembly) в АС.

30.12.12 г. отмечалось понижение температуры, о чем экипаж сообщил, что в СМ «температура 22 °С не очень комфортная, довольно прохладно, мы все здесь оделись». 31.12.12 г. во время утренней конференции по планированию, экипаж высказал пожелание повысить температуру воздуха в СМ МКС. По словам БИ-1: «температура 21 °С, некомфортно, одели носки, свитера». После перехода на солнечную орбиту в СМ стало немного комфортнее.

Тем не менее, экипаж выразил пожелание повысить температуру в СМ РС МКС до 25–26 °С, так как температуру 22 °С оценивали как «прохладно». По рекомендации специалистов СОТР включен КОХ1 и перенастроен РРЖ1 с 10 °С на 14 °С.

В последнем месяце полета отмечалась пониженная влажность, которая была на 10, иногда, на 12 % ниже требуемого уровня. Это касалось вопросов медицинских рисков, потому что экипаж жаловался на сухость в верхних дыхательных путях. Мероприятия, которые предпринимались, например, отключение СКВ, не приводили к должному эффекту. Здесь необходимо отметить, что низкое содержание атмосферной влаги привело к снижению производительности средств регенерации воды из конденсата атмосферной влаги. Эту влагу в основном забирали средства конденсирования на американском сегменте (АС) МКС. Это связано как с разницей в температурном режиме, так и с активностью средств систем водообеспечения. Проблем с водообеспечением экипажа как для питьевых, так и для санитарных нужд не отмечалось.

Функционировали постоянно действующие системы российского сегмента: блок очистки от микропримесей (БМП), система регенерации воды из конденсата модифицированная (СРВ-К2М), система кондиционирования воздуха (СКВ-1/СКВ-2), система очистки атмосферы (СОА «Воздух»), средства кислородообеспечения (СКО) «Электрон-ВМ»; устройство очистки воздуха (УОВ) «Поток 150 МК» в СМ и ФГБ включались ежедневно на 6 часов.

Периодически проводились наддувы станции кислородом, азотом и воздухом из транспортного грузового корабля (ТГК).

Санитарно-гигиеническое состояние МКС

При ежемесячных отборах проб воздуха пробоотборником ИПД-СО в СМ монооксида углерода не определялось; при отборе проб воздуха 15.11.12 г. и 13.03.13 г. пробоотборником ИПД-NH₃ в СМ аммиака не обнаружено.

Во время автономного полета БИ-1 спал в СА, где было прохладно, БИ-2 – в БО, комфортно. На станции БИ-1 разместился на РС (в правой каюте), БИ-2 – на АС (каюта в NODE2). Санитарно-гигиенические условия на станции оценивали как достаточно комфортные. беруши не использовали, так как по их впечатлениям шум не раздражал.

БИ-2 отмечал, что в каюте на АС тихо, а БИ-1 закрывал на ночь дверь в своей каюте.

Еженедельно экипаж проводил плановую уборку станции.

Питание и водопотребление

По данным медицинских конференций на всем протяжении полета у БИ-1 и БИ-2 аппетит был хороший, замечаний по питанию и водопотреблению не было.

Использовали наборы продуктов из бонусных контейнеров для разнообразия меню. БИ-1 и БИ-2 отмечали, что бонусные продукты значительно разнообразят праздничное меню; в основном использовали продукты из дополнительных рационов питания и бонусных контейнеров.

12.02.13 г. на борт были доставлены свежие фрукты и овощи.

Результаты акустических измерений

Исследование проводилось в модулях: СМ, МИМ1, Node2, Node3, Lab, и JEM PM с использованием аппаратуры SLM.

Акустические замеры проводились по общему уровню и уровням звукового давления в октавных полосах со среднегеометрическими значениями частот 63–8000 Гц в указанных модулях и в местах сна членов экипажа.

Места сна членов экипажа МКС-34:

БИ-1 (Новицкий О.В.) – левая каюта СМ,

БИ-2 (Тарелкин Е.И.) – верхняя каюта NODE2.

Необходимо отметить, что в СМ и МИМ1 проводились работы по замене вентиляторов на малошумящие, что позволило снизить уровень шума.

Космонавтам давались рекомендации:

– использовать средства индивидуальной защиты от шума в период работы, особенно в МИМ1, а также в местах расположения шумящего оборудования и при снятых панелях;

– на период сна в каютах необходимо закрывать двери, а также использовать средства индивидуальной защиты от шума (беруши и/или наушники с активным шумоподавлением).

Анализ данных шумовой нагрузки на членов экипажей показал, что она превышала предельно допустимый уровень (ПДУ) за дневной период у российских космонавтов на 3,5–14,9 дБА. Уровень шума в отдельные периоды был намного выше и превышал норму на 16 дБ. Шум на станции, хотя и имеет слабую тенден-

цию к снижению по сравнению с предыдущими экспедициями, он остается достаточно высок. Это требует использования средств индивидуальной защиты слуха.

Радиационная обстановка в РС МКС

За время полета радиационная обстановка внутри станции оставалась спокойной. Накопленная поглощенная доза за полет у членов экипажа не превышала допустимых значений.

Во время ВКД отмечались расхождения в показаниях детекторов ПИЛЛЕ-МКС. По этому поводу был проведен анализ показаний аппаратуры ПИЛЛЕ-МКС и технический эксперимент с целью оценки работоспособности детекторов аппаратуры ПИЛЛЕ-МКС. В ходе этого эксперимента датчики были размещены на панели 327 и проведены измерения доз, накопленных детекторами.

Результаты измерений показали, что данные, полученные в близких условиях, отличаются от среднего значения не более, чем на 25 %.

Таким образом, результаты технического эксперимента подтвердили работоспособность аппаратуры ПИЛЛЕ-МКС и отсутствие значительного разброса результатов измерений.

Система профилактики

На начальном этапе полета БИ-1 и БИ-2 с 27.10.12 г. по 29.10.12 г. планировалось ознакомление с оборудованием и процедурами выполнения физических тренировок (ФТ) на бортовых тренажерах. Начиная с 30.10.12 г., физические тренировки планировались по российской программе два раза в день общей продолжительностью 2,5 часа на TVIS и ВБ-3М/ARED с чередованием.

С 13 января до 25 февраля 2013 года TVIS не функционировал. Поэтому все члены экипажа (6 человек) локомоторные тренировки выполняли только на Т-2. В связи с этим была скорректирована программа физических тренировок для российских членов экипажа, которые выполняли рекомендации специалистов по физическим тренировкам очень тщательно и ответственно. Экипаж мог контролировать уровень своей тренированности и правильность выполнения физических тренировок.

Локомоторные тренировки выполнялись в соответствии с рекомендациями бортовой документации и специалистов. Важным является то, что на завершающем этапе полета отмечено повышение физической тренированности. Это указывало на то, что экипаж готовился к возвращению на Землю (рис. 1).

Резистивные тренировки проводились на ARED. Рекомендации исходили как от американских, так и российских специалистов. На рис. 2 представлены результаты тренировки на ARED. Принятые обозначения: рекомендованные величины – «синим» цветом и «красным» цветом – реализованные объемы тренировок в полете. Они имеют отличия в зависимости от индивидуальных пожеланий и с учетом данных предполетного тестирования. С 24.02.13 г. в соответствии с требованиями на заключительном этапе полета и рекомендациями специалистов, космонавтам планировались двухразовые тренировки на бегущей дорожке (TVIS/T2) с заменой через день одного занятия тренировкой на ARED и ОДНТ-тренировки (с 25.02.13 г.).

По ежедневным докладам экипажа ФТ выполнялись в полном объеме.

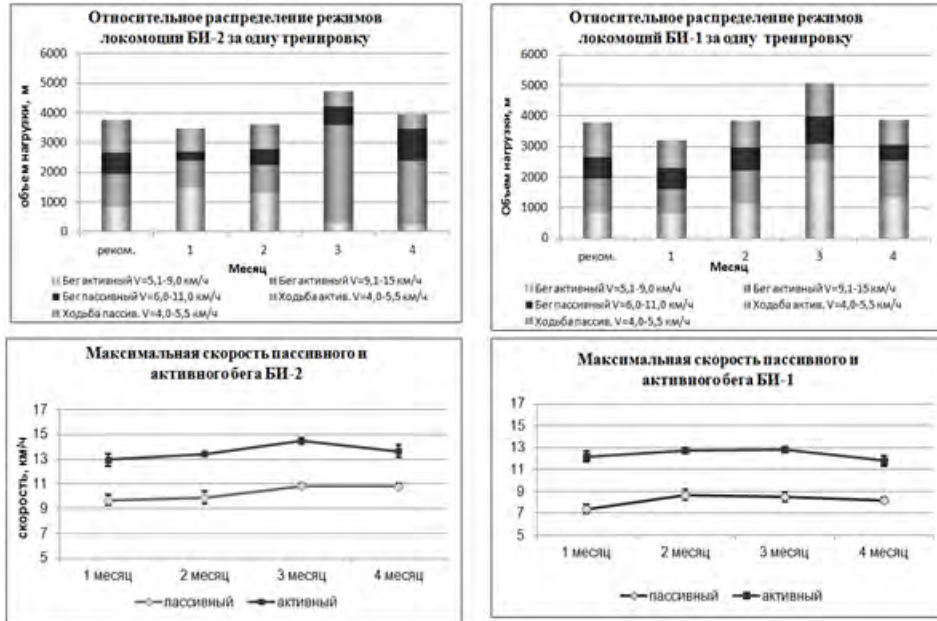


Рис. 1. Локомоторные тренировки БИ-1 и БИ-2 МКС-33/34

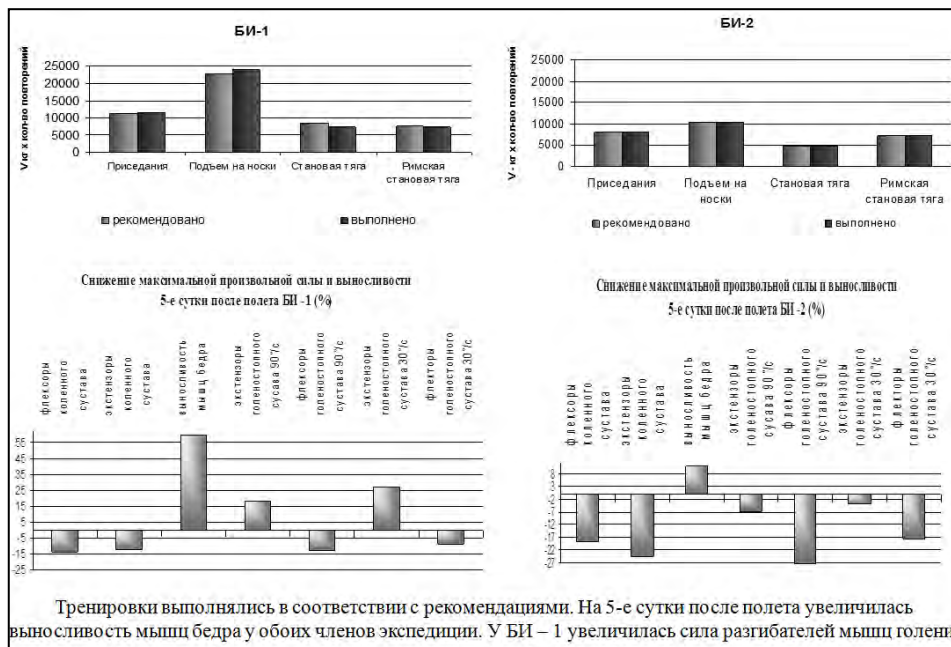


Рис. 2. Соотношение рекомендованного и выполненного объема нагрузки при занятиях на ARED в период стабилизации

Режим труда и отдыха (РТО)

Режим труда и отдыха (РТО) в сутки стыковки и первые сутки на станции специалисты ГМО ГОГУ оценивали как напряженный, но все работы были выполнены в полном объеме.

Общее полетное время экипажа МКС-33/34 (БИ-1, БИ-2) составило 144 суток. За время полета планировалось 99 рабочих и 44 дня отдыха, из них 1 день был неполным днем отдыха. Фактически, в связи с переносом даты расстыковки на одни сутки позже, количество рабочих дней у экипажа увеличилось и составило 100 дней. По сообщениям с борта и данным специалистов ГОГУ, у БИ-1 и БИ-2 было по 43 полноценных (полных) дня отдыха, когда время работы не превышало двух часов, и 1 день был неполным днем отдыха, когда фактическая продолжительность работ составила более двух часов.

За весь полет на выполнение дополнительных работ, включая Task List, по инициативе экипажа и сверх плана на плановые работы БИ-1 затратил 59 часов, что равноценно 9 рабочим дням при плановой рабочей нагрузке 6,5 часов. БИ-2 на эти дополнительные работы затратил 51 час, что равноценно 8 рабочим дням.

Во время рабочей встречи в ЦПК им. Ю.А. Гагарина 03.04.13 г. БИ-1 и БИ-2 отметили, что РТО во время полета их устраивал, никаких особых нареканий по этому направлению у экипажа не было.

Выделение космонавтам времени по 1 часу на начальном этапе полета для адаптации было полезным для экипажа. Это время использовали по назначению, смотрели за процессами обслуживания технических объектов, выполняемых космонавтом Ю. Маленченко, знакомились со станцией, набирались опыта.

По мнению космонавтов, чтобы полностью войти в рабочий режим на станции, им потребовалось порядка 5–7 дней (с учетом того, что они выполняли первый космический полет).

На заключительном этапе полета (21-я неделя) РТО экипажа был достаточно напряженным в связи с подготовкой к посадке, подготовкой и укладкой возвращаемых грузов в ТПК «Союз», переносом дня возвращения на Землю на одни сутки, выполнением операции по расстыковке ТПК № 707 и спуску в раннее утреннее время.

В течение всего полета БИ-1 и БИ-2 вполне успешно справились с полетным заданием, замечаний от наземных специалистов в их адрес не поступало. Успешному выполнению программы полета во многом способствовали оптимальная организация работ на станции, разумное взаимодействие и взаимопомощь российских космонавтов, работающих на станции, а также настрой на своевременное и в полном объеме выполнение профессиональных задач.

В связи с переносом приземления на сутки РТО заключительного этапа полета и медицинские мероприятия по подготовке к спуску дублировались. Это, конечно, нежелательный фактор в медицинском плане, потому что экипажу пришлось дважды принимать солевые нагрузки. Смещение режима сна также распространялось на следующие сутки. Но, тем не менее, это не привело к отрицательной оценке состояния здоровья.

РТО экипажа по своей структуре и рабочей нагрузке в целом соответствовал требованиям нормативных документов и оценивался как штатный, нормальный и способствовал выполнению программы полета в полном объеме (рис. 3). В отдельные дни полета, в силу ряда объективных причин, РТО был напряженным.

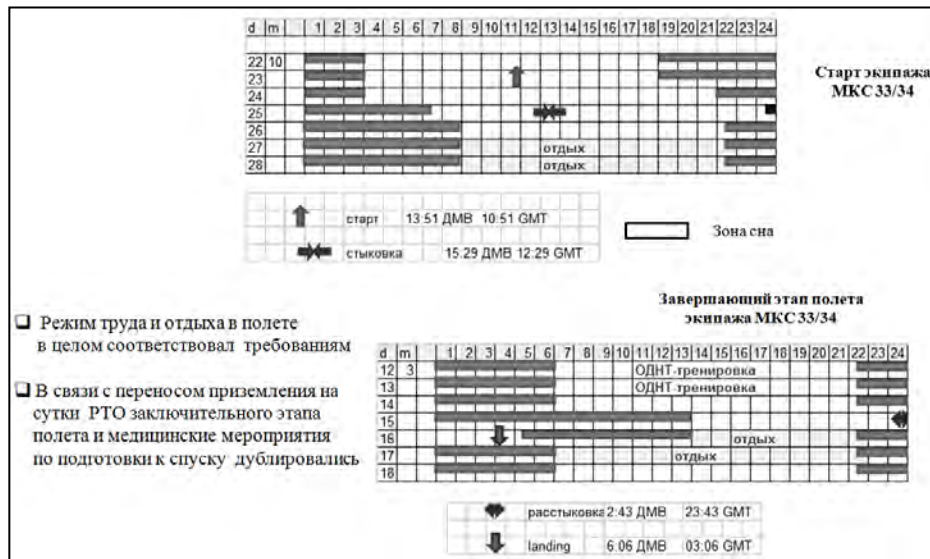


Рис. 3. Режим труда и отдыха экипажа MKS-33/34 на этапе старта и посадки

Выполнение программы медико-биологических экспериментов

В период полета экипажа MKS-33/34 программа научных медико-биологических экспериментов включала в себя 8 полетных и 12 пред- и послеполетных экспериментов. Медицинские операции и медико-биологические эксперименты выполнены экипажем MKS-33/34 в полном объеме в соответствии с программой полета, на высоком профессиональном уровне. Уровень предполетной подготовки достаточный. Возвращаемые срочные медико-биологические грузы доставлены в хорошем состоянии.

- Программа MKS-33/34 (Новицкий О., Таралкин Е.) включала 8 полетных экспериментов и 12 до и послеполетных экспериментов.
- Все эксперименты выполнены на высоком профессиональном уровне.

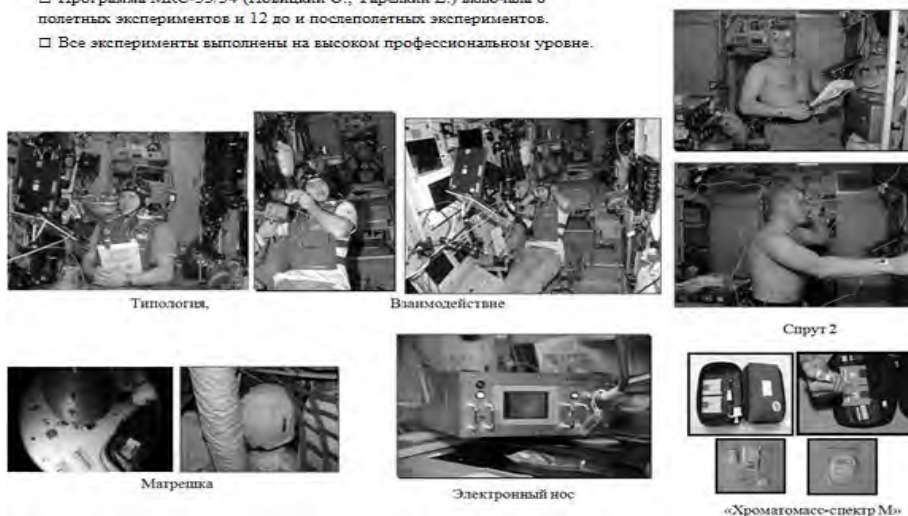


Рис. 4. Медико-биологические эксперименты в период MKS-33/34

Заключение

Медицинское обеспечение здоровья экипажей МКС-33/34 осуществлялось в соответствии с требованиями ISS MORD, SSP 50260.

Состояние здоровья членов экипажа в ходе полета оценивается как «хорошее» и «соответствующее длительности полета».

Программа медицинского контроля, медицинских операций и научных медико-биологических исследований выполнена в запланированном объеме.

Медицинские операции и медико-биологические эксперименты выполнены экипажем в полном объеме в соответствии с программой полета на высоком профессиональном уровне. Уровень предполетной подготовки – адекватный задачам полета.

Возвращаемые срочные медико-биологические грузы доставлены в хорошем состоянии.

ПЕРЕЧЕНЬ СОКРАЩЕНИЙ

NODE 2 – модуль станции

TVIS – американская беговая дорожка (тредмил виброизолирующая система)

АСУ – ассенизационно-санитарное устройство

ВБ-3М – велоэргометр бортовой

ИПД – индикаторный пробоотборник Дрейгера

ОДНТ – отрицательное давление на нижнюю часть тела

СОЖ – система обеспечения жизнедеятельности

СОГС – средства обеспечения газовой среды

СТР – система теплорегуляции

ФГБ – функциональный грузовой блок

ТЕОРИЯ И ПРАКТИКА ПИЛОТИРУЕМЫХ ПОЛЕТОВ В КОСМОС

THEORY AND PRACTICE OF HUMAN SPACE FLIGHTS

ВОЗМОЖНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ МНОГОМОДАЛЬНЫХ ИНТЕРФЕЙСОВ НА ПИЛОТИРУЕМОМ КОСМИЧЕСКОМ КОМПЛЕКСЕ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ КОММУНИКАЦИИ КОСМОНАВТОВ С МОБИЛЬНЫМ РОБОТОМ – ПОМОЩНИКОМ ЭКИПАЖА Р.М. Юсупов, Б.И. Крючков, А.А. Карпов, А.Л. Ронжин, В.М. Усов

Чл.-корр. РАН, докт. техн. наук, профессор, заслуженный деятель науки и техники РФ Р.М. Юсупов; канд. техн. наук, доцент А.А. Карпов; докт. техн. наук, доцент А.Л. Ронжин (СПИИРАН, г. Санкт-Петербург)

Докт. техн. наук Б.И. Крючков; докт. мед. наук, профессор В.М. Усов (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Применение робота-помощника экипажа (РПЭ) на перспективных пилотируемых (орбитальных, лунных, марсианских) космических комплексах (ПКК) подразумевает наличие развитых средств поддержания коммуникации в процессе выполнения экипажем совместной деятельности, составной частью которой является человеко-машинное взаимодействие. Актуально изучение вопроса применимости для этой цели многомодальных интерфейсов, которые способствуют достижению большего удобства пользователю в выборе средств построения диалога, повышению оперативности и, главное, «естественности» взаимодействия в привычных для человека формах. Перенос идей построения многомодального интерфейса в область робототехники представляется перспективным в интересах повышения мобильности и автономности РПЭ.

Ключевые слова: Пилотируемый космический комплекс, экипаж, мобильный робот-помощник экипажа, многомодальные интерфейсы.

Possibility of Application of Multimodal Interfaces on a Manned Space Complex to Maintain Communication Between Cosmonauts and a Mobile Robotic Assistant. R.M. Yusupov, B.I. Kryuchkov, A.A. Karpov, A.L. Ronjin, V.M. Usov

The use of a robotic assistant (RA) on the advanced manned (orbital, lunar, Martian) space complexes (MSC) implies existence of the developed means to maintain interactions with cosmonauts in the process of joint activity, the integral part of which is a "man-machine" dialog. Tackling the issue of applicability of multimodal interfaces for these purposes is actual because they greatly simplify the user's selection of means of dialoging, contribute to improving operational efficiency and, what is more important, they answer the purpose of "natural" forms of communication for a human. The idea to introduce multimodal interfaces in the field of robotics seems promising for increasing mobility and autonomy of RAs.

Keywords: a manned space complex, a crew, a mobile robotic assistant for crew support, multimodal interfaces

Введение

Долгое время пилотируемая космонавтика развивалась с опорой исключительно на интеллектуальные и исполнительные возможности человека на борту пилотируемого космического комплекса, что было обусловлено исключительной новизной и разнообразием вновь выявляемых многочисленных испытательных задач, необходимостью резервирования человеком функционирования автоматизированных бортовых систем (включая их техническое обслуживание и ремонт) и, главное, высокими требованиями к обеспечению безопасности космического полета. Только в последнее десятилетие в свете новых подходов к организации работы на ПКК в длительных полетах, перспектив выполнения межпланетных полетов и планов построения посещаемых, пригодных для обитания баз (на Луне и Марсе) – все большее практическое воплощение получает идея использования в подобных условиях РПЭ как интеллектуального мобильного агента, способного выполнить многие типовые, постоянно повторяющиеся и достаточно простые исполнительные операции при внекорабельной и внутрикорабельной деятельности экипажа. Эта идея требует тщательной проработки с самых разных точек зрения, особенно, если предполагается определенная степень автономности РПЭ при выполнении ряда полетных операций [11, 12].

Опыт внедрения робототехнических средств в различные сферы производства, военного дела, транспорта и обеспечения жизнедеятельности человека показывает значимый рост их практической полезности при использовании достижений смежных направлений науки и технологий, в частности, информационно-коммуникационных технологий (ИКТ). При этом одним из ключевых является рациональный выбор решений, позволяющих обеспечить высокое качество интерактивного взаимодействия с устройствами, предназначенными для передачи необходимой информации о состоянии мобильных роботов, о выполняемых видах работ и о текущих параметрах позиционирования, в том числе, внутри замкнутых помещений сложной многомодульной конфигурации.

Следует отметить, что сам термин «робот-помощник» предполагает повышенный интерес к так называемым «ассистивным» технологиям (ранее предложенным для повседневной поддержки лиц с различными ограничениями функций как из-за присущих им физиологических особенностей, так и возникающим «ситуативно» из-за повышенных требований окружающей среды, выходящих за рамки «привычного» диапазона условий обитания), а также к интеграции этих технологий в концепции «интеллектуального дома» или, в другой терминологии, – «интеллектуального окружения» (если рассматривать ассистивность в аспектах информационных услуг и информационной поддержки).

В работах [22, 26, 27] показано, что интеграция в интеллектуальном окружении компьютерных, коммуникационных и информационных технологий и устройств способствует значимому повышению качества коммуникативного взаимодействия участников мероприятий, где имеет место речевое общение, а в процессе коммуникации используются привлекающие внимание позы и жесты, что дает основание рассматривать с этих позиций коммуникации человека и робота. При этом важно, чтобы диалог обеспечивался естественным и интуитивно понятным для человека способом коммуникации.

Постановка эргономической задачи выбора средств и способов коммуникации космонавтов с интеллектуальным искусственным агентом при выполнении полетных задач представляется актуальной для пилотируемой космонавтики.

Обоснование выбора средств построения диалога с РПЭ с позиций ассистивного подхода и концепции интеллектуального окружения

Идеи построения ассистивных информационных технологий для лиц с недостаточностью физиологических функций могут быть полезны для развития космической робототехники, если встать на позицию рассмотрения мобильного робота как искусственного агента с существенными ограничениями сенсорных функций и интеллектуальных возможностей общения на «естественном языке».

Компенсация ограниченной функциональности искусственного интеллектуального агента (в данном случае – РПЭ) может быть достигнута как на этапе выработки стратегии и принятия решений человеком, который отвечает за двигательную и исполнительную активность мобильного робота на конкретном рабочем месте, так и непосредственно в ходе исполнительской деятельности и перемещения робота в рабочем помещении, в котором должны быть предусмотрены средства интеллектуального окружения для предоставления помощи в позиционировании мобильного робота и поддержки коммуникации человека с роботом в ходе совместной деятельности группы специалистов (в данном случае – экипажа).

Исходя из представленных методических посылок и рабочей гипотезы о возможности построения интеллектуального окружения, средствами которого можно осуществить поддержку человеко-машинной (в данном случае, робототехнической) системы для решения ряда сложных технических задач контроля исполнительской активности мобильного робота, его рабочего состояния и его позиционирования в рабочих зонах ППК, была предпринята попытка, с учетом наличия реальных прототипов, представить предложения и видение, какими могут быть средства и технологии построения коммуникации при поддержке совместной деятельности членов экипажа с РПЭ.

При разработке сценариев применения РПЭ на ППК и построения диалога при реализации сценариев в конкретных условиях ситуативной обстановки необходимо иметь в виду наличие огромного числа полетных операций, выполняемых экипажем на современном ППК, и большого набора разнообразных предметов, агрегатов, инструментов и аппаратуры на ППК, которые космонавтам необходимо уметь размещать, хранить, оперативно находить, идентифицировать, а также детально знать особенности их использования (этим во многом объясняется необходимость многогодичной профессиональной подготовки экипажей к длительным космическим экспедициям). Кроме того, фактор сложной топологии рабочих помещений в модулях ППК, во многих зонах загроможденность рабочего пространства (предметами и расходными материалами) и наличие протяженных зон для проведения контроля состояния среды обитания человека, в которой необходимо прокладывать маршруты движения мобильного робота, требует применения методов логистики перемещения грузов, технологий цифровых карт и баз данных о текущем местоположении как постоянно размещенных агрегатов, так и временно размещаемых экипажем предметов и инструментария. Планируя такие маршруты, важно не внести помехи в деятельность членов экипажа и не нарушить штатное функционирование бортовых систем и агрегатов модулей ППК, так как в зависимости от циклограммы работ экипаж может изменять свое пребывание и временно перемещать отдельные инструментальные системы, в частности, научное оборудование и расходные материалы. Можно и дальше перечислять реальные трудности и условия, которые необходимо учитывать при разработке той или иной технологии коммуникации для применения на ППК, но, в конечном итоге, надеж-

ные данные об особенностях применения мобильных роботов в условиях микрогравитации можно будет получить только средствами полунатурного и имитационного компьютерного моделирования с высокой реалистичностью воспроизведения массо-инерционных характеристик подвижных объектов. Сегодня тактически верным представляется решение, направленное на расширение возможностей взаимодействия человека и мобильного робота, повышение оперативности и надежности средств передачи коммуникационных сообщений и применение интеллектуальной поддержки ведения диалога посредством предоставления локально хранимой в различных программируемых метках (тегах) разнородной информации для идентификации состояния окружающей среды и расположенных в ней предметах, включая состояния мобильного робота и данные о его позиционировании и видах предписанной двигательной активности.

Современное видение потенциальных условий применения и тех функций, для которых полезно использовать РПЭ под контролем членов экипажа, представлено в ряде работ [3, 11, 12, 13, 24, 25].

Согласно этим публикациям, в числе предполагаемых для реализации с помощью РПЭ операций называются следующие:

- «прокладка» маршрутов движения робота, отвечающих критериям безопасности и особенностям режима труда членов экипажа, разметка маршрутов метками для чтения роботом и контроля человеком;
- «установка» меток на бортовые средства и агрегаты, подлежащие контролю роботом согласно рабочей документации, например, на научную аппаратуру и обеспечивающие ее вспомогательные системы;
- прохождение мобильного робота по проложенному (заданному) маршруту с учетом «контрольных точек» по точности и с допустимыми временными допусками;
- достижение роботом точки контроля состояния среды, агрегата, положения органов управления, состояния сигнализации и др. и выдача экипажу ПКК необходимой информации;
- исполнение РПЭ санкционированных человеком команд согласно предписаниям рабочей документации и запрограммированным исполнительным действиям РПЭ;
- исполнение РПЭ подаваемых человеком директив, в том числе «запретительного» характера;
- оповещение членов экипажа об отклонениях состояния среды обитания, агрегатов и приборов, которые «не укладываются в картину» обстановки по заранее составленным информативным признакам, оговоренным в протоколах мониторинга рабочей среды, и др.

Состав команд диалога с РПЭ будет определяться, по-видимому, заданием от человека и подтверждением от робота достижения им тех «опорных точек», которые определяют маршруты движения и заданные временные интервалы достижения промежуточных и конечной цели движения (с выбором варианта смены направления движения и нового маршрута, если направление задано не однозначно). На конечном этапе при достижении меток, связанных с конкретными агрегатами и аппаратурой, человек должен инициировать те или иные команды и предписания, получив от РПЭ требуемую информацию в виде фотоснимков, видеорядов, дополненной реальности, информации от специализированных сенсоров и пр. Этот класс задач требует детальной конкретизации после того, как окончательно будут определены объекты мониторинга и состояния среды обитания в

целом. Отдельный вопрос – построение диалога в случае возникновения на борту нерасчетной (нештатной) ситуации. Скорее всего, в первую очередь будет реализован тот или иной способ приведения мобильного робота в «нейтральное состояние» с прекращением всех видов активности.

При всех полетных операциях важнейшим условием эффективной совместной деятельности является наличие ассистивных средств поддержки коммуникации экипажа с РПЭ. Именно поэтому данные вопросы должны быть в центре анализа с учетом перспектив создания интеллектуального окружения на борту ПКК.

Многомодальное человеко-машинное взаимодействие как составная часть концепции интеллектуального окружения экипажа на ПКК

Современные исследования, посвященные человеко-машинному взаимодействию на сложных технических комплексах, направлены, в основном, на создание вычислительных машин, оборудованных большим количеством различных датчиков и сенсоров, а также комплексных средств управления ими. Существующие пользовательские интерфейсы ориентированы преимущественно на опытных (часто профессиональных) пользователей. В большинстве исследований почти не затрагиваются вопросы человеко-машинной коммуникации для лиц с ограниченными возможностями. В доступной литературе неоднократно поднимались вопросы, каким образом расширить поле интерфейсов, повысить их естественность для человека, оперативность и надежность, а также упростить их до такой степени, чтобы любой пользователь мог легко осваивать способ коммуникации и даже настраивать на себя (что особенно актуально для речевых форм общения) [4, 15, 18, 19, 22, 26, 27].

Отдельный круг составляют вопросы, какие из новых видов интерфейсов доступны и перспективны для диалога с роботом-помощником.

Для организации более эффективного человеко-машинного взаимодействия с недавнего времени исследуются модели, использующие несколько каналов передачи информации (речь, мимика лица и артикуляция губ, жесты рук, головы и тела, направление взгляда, и т.д.). В результате их развития сформировалось отдельное научное направление – многомодальные (multimodal) пользовательские интерфейсы [20, 22, 23].

Многомодальные пользовательские интерфейсы и системы одновременно обрабатывают и объединяют информацию, поступающую из нескольких естественных каналов (модальностей), а также предоставляют информацию пользователю в схожей манере, используя возможности мультимедийных интерфейсов. Достоинством многомодальных интерфейсов является то, что они предоставляют одновременно несколько способов человеко-машинного взаимодействия, а пользователь уже сам может выбирать, каким образом он хочет (или может) общаться с информационными системами. Отсутствующие у пользователя возможности по взаимодействию могут быть заменены альтернативными модальностями без ограничения функциональности приложений. Важно, что посредством использования нескольких каналов поступления информации повышается надежность распознавания сообщения коммуникантами (участниками диалога) и создаются условия поддержания коммуникации в оперативных режимах.

Успехи в обработке речи, компьютерном зрении и композиции сцен (регистрация виртуальных объектов, трехмерные образы, синтезированная речь и т.д.)

позволяют сделать прорыв в области взаимодействия человека с компьютером. Параллельно с цифровой обработкой сигналов активно ведутся работы по изучению процессов мышления и коммуникации как между людьми, так и с машиной. Моделирование задач, построение диалоговых систем осуществляется с учетом когнитивной психологии, эргономики. Это позволяет выбрать оптимальные каналы взаимодействия и способы синхронизации различных видов информации для ввода и вывода.

Многомодальное человеко-машинное взаимодействие опирается на ряд принципов:

- пользователь управляет компьютерной системой, используя несколько физических устройств (клавиатура, мышка, джойстик, микрофон, видеокамера и т.д.);
- для коммуникации с компьютерной системой пользователь активизирует движение ряда своих мышц (голосового тракта, рук, глаз и т.д.);
- информация, передаваемая компьютерными устройствами ввода, может быть обработана на различных уровнях абстракции, обеспечивая различные уровни понимания намерения пользователя;
- компьютер взаимодействует с пользователем, используя несколько устройств вывода (дисплей, динамики и т.д.); в случае мобильного манипуляционного робота также могут использоваться жесты и позы;
- по этим устройствам вывода компьютер может передавать заранее подготовленные данные (файлы с изображениями, аудиофайлы и т.д.) или же динамически генерируемые данные (например, генерация текста, графики, синтез речи и т.д.).

Таким образом, компьютерная система может использовать несколько информационных каналов (чувств пользователя: зрение, слух, осязание и др.) для ввода и вывода информации.

Модальности в человеко-машинном взаимодействии подразделяются на входные, в которых информация поступает от человека к компьютеру, и выходные – когда все происходит наоборот и потоки информации идут от компьютера к человеку.

Ниже приводятся наиболее распространенные классы входных модальностей естественного человеко-машинного взаимодействия.

– *Речевой ввод.* Этот класс более предпочтителен, чем традиционные входные модальности (клавиатура и мышка) в задачах, где заняты руки и глаза (например, при управлении автомобилем), в мобильных приложениях или же там, где речь более удобна (автоматизированные телефонные сервисы). Однако речь менее удобна в графических задачах (навигация, рисование).

– *Жестовый ввод.* Этот класс более предпочтителен для указания на графические виртуальные или реальные объекты.

– *Письменный ввод.* Этот класс может быть наиболее эффективен для ввода численных данных, а также для заполнения форм и создания пометок. Сложность распознавания письменного текста варьируется в зависимости от задачи: распознавание отдельных символов, слов или целых фраз. Письменный ввод является частным случаем тактильного ввода информации.

Значительный опыт в разработке многомодальных интерфейсов накоплен в СПИИРАН в лаборатории речевых и многомодальных интерфейсов (до 2008 года – группа речевой информатики), которая активно проводит исследования и разработку систем автоматического распознавания и понимания речи, а также многомодального человеко-машинного взаимодействия.

В последние годы были, в частности, разработаны следующие системы и модели.

– Система автоматического распознавания разговорной русской речи со сверхбольшим словарем SIRIUS (Spiiras Interface for Recognition and Integral Understanding of Speech). Размер словаря распознавания составляет до двух миллионов словоформ. В модели распознавания применяются средства статистического моделирования русского языка. Проведены эксперименты по распознаванию фраз слитной речи из собранного лабораторией многодикторного речевого корпуса, которые показали высокую точность автоматического распознавания русской речи [10].

– Модель бимодального распознавания аудиовизуальной русской речи с применением математического аппарата сдвоенных скрытых марковских моделей первого порядка, позволяющая производить объединение потоков векторов признаков от звуковой и визуальной модальностей речи на уровне состояний объединенной вероятностной модели. Модель позволяет учитывать временное рассогласование (асинхронность) потоков соответствующих элементов речи – фонем и визем, характерное для разговорной речи, и объединять информацию о двух речевых модальностях с учетом весовых коэффициентов их информативности в зависимости от акустических условий [6].

– Метод спектрально-пространственного анализа речевой активности для систем дистанционной записи и распознавания речи. Пространственная локализация диктора осуществляется за счет использования антропоморфных моделей слуха и трехмерной геометрии массива микрофонов. Определение значения максимума корреляции взаимного спектра пар сигналов, записанных разными микрофонами, позволяет оценить разность фаз между сигналами, а последующее вычисление координат источника звука производится методом триангуляции. Уровень энергии взаимного спектра сигналов и оценка допустимого положения диктора используется для определения границ речи в многоканальном звуковом потоке, записанном в зашумленных местах массового использования [23].

– Система аудиовизуального синтеза русской речи («говорящая голова») по произвольному тексту. Созданы два метода визуального синтеза движений виртуального лица: имитационный, при котором создается трехмерная модель лица и настраиваются управляющие параметры для передачи мимики, выражений лица и движений губ при говорении, и компиляционный, при котором «говорящая голова» формируется путем выбора соответствующих видеофрагментов или изображений из визуальной базы данных конкретного диктора, создавая, таким образом, персонифицированную модель говорящей головы. Визуальный синтез движений лица и губ совмещается с синтезом аудиосигнала [8].

– Универсальная многомодальная система для компьютерного аудиовизуального синтеза русского языка жестов и звучащей речи по тексту, объединяющая бимодальную виртуальную «говорящую голову», обеспечивающую синтез разговорной русской речи, и модель тела и рук человека (жестовый аватар), выполняющую видеосинтез динамических жестов, предназначенная для вывода входных текстовых данных посредством синтеза звучащей речи, артикуляции губ аватара и русского жестового языка как для обычных пользователей, так и для людей с ограниченными возможностями (глухих и незрячих) [9].

– Математическое и программное обеспечение проектирования интерактивных многомодальных приложений и конфигурирования программно-аппаратных ресурсов, отличающееся применением модулей многоканальной обработки аудио- и видеосигналов, выполнением многопоточных задач на распре-

деленных вычислительных ресурсах и позволяющее создавать кроссплатформенные приложения для организации естественного взаимодействия пользователей с учетом ограничений на способы коммуникации со стороны пользователя, клиентских устройств, среды взаимодействия и предметной области предоставляемого сервиса [17, 20].

– Программно-аппаратное обеспечение технологической платформы многоканальной обработки аудиовизуальных сигналов, ориентированное на решение многопоточных задач на распределенных вычислительных ресурсах и позволяющее создавать кроссплатформенные приложения для определения положения и слежения за пользователями, дистанционного распознавания голосовых команд, мультимедийного оповещения удаленных пользователей и организации распределенных мероприятий [26].

– Многофункциональная система видеомониторинга, использующая набор из пяти распределенных IP-камер и технологии обработки видеопотока для определения и слежения за перемещением участников, их регистрации в ходе мероприятия в интеллектуальном зале и служащая для оповещения системы управления залом о текущем положении участников и автоматически формирующая отчет, содержащий фотографии лиц всех присутствующих [30].

– Программно-аппаратный комплекс адаптивного управления движением мобильного робота, отличающийся применением комбинации ультразвуковых и инфракрасных датчиков, расположенных по внешней окружности роботизированной подвижной платформы, для своевременного обнаружения динамических препятствий на пути движения робота, использованием датчиков угла поворота, установленных на осях шаговых двигателей, для контроля за отклонением от расчетного маршрута, а также позволяющий сохранять постоянную дистанцию между пользователем и информационным мобильным роботом при автоматическом сопровождении по заданному маршруту [1, 2].

– Диалоговая модель взаимодействия мобильного информационного робота с посетителями, включающая режимы речевого диалога, сопровождения до интересующего объекта и использующая систему распознавания ключевых фраз для определения названия товара или сервиса, о котором следует вывести информацию или указать ближайший до него маршрут [16].

– Автоматическая информационно-справочная система/киоск с многомодальным пользовательским интерфейсом (многомодальный информационно-диалоговый автомат самообслуживания МИДАС). Информационная система предоставляет пользователю многомодальный и речевой интерфейсы для получения справочной информации о сотрудниках и подразделениях института, а также картографическую информацию об улицах города. Система использует модули автоматического распознавания речи, акустической и визуальной локализации пользователя киоска, аудиовизуальный синтез речи и интерактивные диалоговые модели [5, 21, 14, 29].

– Компьютерная технология бесконтактного управления компьютером на основе многомодального интерфейса, объединяющего речь с другими естественными модальностями (жесты и движения головы, губ и т.д.). Многомодальная система ICANDO (Intellectual Computer AssistaNt for Disabled Operators) разработана для помощи людям, имеющим проблемы с двигательными функциями рук. Вместо клавиатуры и мыши для управления графическим интерфейсом компьютера используются голосовые команды и движения головы пользователя [7].

Разработчики перечисленных технологий и систем среди основных преимуществ, которые позволяют получить применение многомодальных интерфейсов, выделяют следующие:

1. *Синергизм модальностей.* Синергизм модальностей может достигаться как на входных, так и выходных модальностях. На входе использование нескольких модальностей может привести к повышению точности интерпретации фразы как, например, комбинирование распознавания речи с чтением по губам в условиях окружающего шума.

2. *Адекватность выбора.* Имея несколько модальностей можно получить менее сложную и более функциональную систему. Например, указание на графический объект проще выразить при помощи указки, чем речевой командой, а команды проще сказать, чем выбирать их из меню.

3. *Новые приложения.* Некоторые задачи сложно или даже невозможно выполнить при использовании только одной модальности. Например, интерактивное телевидение проще использовать в речевом диалоге, чем при помощи кнопок пульта управления или же взаимодействуя с системой меню. Однако в текстовых редакторах удобнее пользоваться клавиатурой.

4. *Свобода выбора.* Хотя одна и та же задача может быть выполнена эффективно при помощи различных комбинаций модальностей, пользователи могут иметь различные индивидуальные предпочтения и выбирать более удобные для них модальности.

5. *Естественность.* Для пользователя является более естественным, если он использует для взаимодействия с компьютером те же самые средства и каналы, как для взаимодействия с другими людьми.

6. *Адаптация к окружению,* при которой может происходить переключение между используемыми входными модальностями в зависимости от условий для ведения диалога внешних факторов (шум, свет и т.д.).

С учетом этих преимуществ, представленные разработки многомодальных интерфейсов и программные системы являются перспективными для построения естественного человеко-машинного взаимодействия членов экипажа ПКК с автономным мобильным РПЭ, о чем, в частности, свидетельствует разработка мобильного робота Hitachi EMIEW-2 с развитыми интерфейсами и ориентацией на применение интегральной интеллектуальной среды [28].

Учитывая достаточно глубокую проработку технических и программно-информационных вопросов, можно констатировать, что на очереди стоят актуальные проблемы построения инженерно-психологических экспериментов, которые могут быть организованы не только при использовании полномасштабных образцов (макетов) мобильных роботов, но и виртуальных моделей искусственных интеллектуальных агентов, например, в рамках создания имитационно-моделирующих компьютерных комплексов. Такие решения особенно актуальны для совершенствования системы профессиональной подготовки экипажей ПКК и проектирования совместной деятельности экипажей ПКК с использованием РПЭ.

Заключение

В статье предпринята попытка обобщить доступные данные о разработанных ранее для наземных условий прототипах и решениях в рамках концепции применения для диалога человек-машина средств многомодального интерфейса, потенциально пригодных для повышения мобильности и автономности робота-

помощника экипажа. Сегодня многие новые сферы приложения робототехники в пилотируемой космонавтике осваиваются недостаточными темпами из-за трудностей задания человеком директив мобильному роботу, оперативного получения информации о его состоянии и выполняемой им двигательной активности (в более широком контексте – «поведенческой активности») вследствие недостаточной приспособленности сенсорных функций робота к психофизиологическим возможностям человека при построении диалога и «привычным» естественным формам его ведения. Достаточно очевидно, что человек с его высочайшими когнитивными и креативными возможностями может существенно компенсировать различные ограничения РПЭ, которые порождены трудностями радикального повышения сенсорных и интеллектуальных возможностей РПЭ, приняв на себя стратегический уровень планирования полетных операций и задание посильных для РПЭ видов активности.

Приведенный в статье анализ позволяет наметить подходы, при которых достигается определенный компромисс между требованиями к человеку, роботу и интеллектуальной среде в рабочих зонах ПКК, в которых они взаимодействуют при совместной деятельности.

Предлагаемый подход к проектированию совместной деятельности членов экипажа с РПЭ состоит в том, что высокую планку требований к РПЭ (в отношении наделения его разнообразными сенсорными и когнитивными функциями) можно снизить, если рассматривать не единичное робототехническое изделие – РПЭ, а интегрированную систему, образующую интеллектуальное окружение, обслуживающее информационные и коммуникационные потребности и человека, и робота-помощника. Поскольку создание РПЭ с высокой степенью автономности предполагает одновременно наделение его средствами ориентации в сложной обстановке и поддержки коммуникаций с человеком, предложено обеспечить построение на борту ПКК интерактивной интеллектуальной среды, которая позволит снизить высокие и часто трудно достижимые на практике требования к интеллектуальным и сенсорным функциям РПЭ. Для повышения автономности РПЭ и улучшения условий ведения оперативного взаимодействия экипажа с РПЭ предлагается обратить особое внимание на методы многомодального интерфейса экипажа с РПЭ в рамках предустановленных для РПЭ «сценариев поведения». Широкий выбор средств диалога позволяет членам экипажа с учетом реальной обстановки дублировать предписания и директивы для РПЭ голосом, жестами, указанием вектора движения на графическом планшете с цифровой картой рабочих помещений и др., что в совокупности радикально меняет условия коммуникации как специфического вида деятельности экипажа.

Можно предположить, что нетривиальность возникающих задач предъявляет повышенные требования к интеллектуальному окружению, призванному согласовать взаимодействие «естественного» интеллекта человека и «искусственного» интеллекта мобильного РПЭ, «распределить» при планировании совместной деятельности исполнительные функции между человеком и мобильным роботом во время выполнения полетных операций при ведущей роли человека.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Алферов Г.В. Информационные системы виртуальной реальности в мехатронике и робототехнике: Учеб. пособие / Алферов Г.В., Кулаков Ф.М., Нечаев А.И., Чернакова С.Э. – СПб.: «СОЛО», 2006. – 146 с.

- [2] Баранов К.Ю. Управление движением мобильного информационного робота по заданной территории в условиях возможного возникновения динамических препятствий / К.Ю. Баранов // Труды региональной предметной олимпиады по робототехнике для студентов вузов Санкт-Петербурга, 2011. – С. 55–60.
- [3] Батулин Ю.М. Космонавтика XXI века (попытка прогноза развития до 2101 г.) / Под редакцией академика РАН Чертока Б.Е. Авторы: Ю.М. Батулин, Б.И. Крючков, С.А. Жуков, А.И. Шуров и др. – М.: Издательство «РТСофт», 2010. – 864 с.
- [4] Белоусов И.Р. Виртуальная среда для телеуправления роботами через сеть Интернет // Изв. РАН, Теория и системы управления. – № 4. – 2002. – С. 135–141.
- [5] Карпов А.А. ICanDo: Интеллектуальный помощник для пользователей с ограниченными физическими возможностями // Вестник компьютерных и информационных технологий. – 2007. – № 7. – С. 32–41.
- [6] Карпов А.А. Автоматическое распознавание аудиовизуальной русской речи с применением асинхронной модели // Информационно-измерительные и управляющие системы. – М.: Радиотехника, 2010. – Т. 8. – № 7. – С. 91–96.
- [7] Карпов А.А. Когнитивные исследования ассистивного многомодального интерфейса для бесконтактного человеко-машинного взаимодействия / А.А. Карпов // Информатика и ее применения. – М.: ИПИ РАН. – Т. 6. – № 2. – 2012. – С. 77–86.
- [8] Карпов А.А. Разработка компьютерной системы «говорящая голова» для аудиовизуального синтеза русской речи по тексту / А.А. Карпов, Л.И. Цирульник, М. Железны // Информационные технологии. – 2010. – № 8. – С. 13–18.
- [9] Карпов А.А. Формализация лексикона системы компьютерного синтеза языка жестов / А.А. Карпов, И.А. Кагиров // Труды СПИИРАН. – СПб.: Наука. – Вып. 16. – 2011. – С. 123–140.
- [10] Кипяткова И.С. Комплекс программных средств обработки и распознавания разговорной русской речи // Информационно-управляющие системы. – № 4. – Т. 53. – 2011. – С. 53–59.
- [11] Крючков Б.И. Антропоцентрический подход в организации совместной деятельности космонавтов ПКК и робота-помощника андроида типа / Б.И. Крючков, В.М. Усов // Пилотируемые полеты в космос. – 2012. – № 3(5). – С. 42–57.
- [12] Крючков Б.И. Человек и робот на пилотируемом космическом аппарате / Б.И. Крючков, С.К. Крикалёв, А.М. Салаев, В.М. Усов // Сб. научных статей по материалам докладов на Первом российско-германском семинаре по космической робототехнике, 20–23 февраля 2012 г., Германия, г. Штутгарт.
- [13] Крючков Б.И. Техническое обслуживание и ремонт в космосе. – Звездный городок: ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина», 2010. – 258 с.
- [14] Патент на полезную модель № 108172 от 10.09.2011 г. Федеральной службы по интеллектуальной собственности, патентам и товарным знакам: Ронжин А.Л., Будков В.Ю., Прищепа М.В., Карпов А.А. Многомодальный подвижный автомат информационного самообслуживания.
- [15] Магазанник В.Д. Человеко-компьютерное взаимодействие: учеб. пособие для студентов вузов, обучающихся по направлению «Прикладная информатика» / В.Д. Магазанник. – М.: Логос, 2011. – 254 с.
- [16] Прищепа М.В. Особенности разработки пользовательского интерфейса мобильного информационного робота / Прищепа М.В., Баранов К.Ю. // Известия вузов. Приборостроение. – СПб.: ИТМО. – Т. 55. – № 11. – 2012. – С. 46–51.
- [17] Райхман В.М. Проект «Говорящий город». Коммуникативная система для информирования и ориентирования инвалидов по зрению / В.М. Райхман // Соц. работа. – 2011. – № 1. – С. 28–30.
- [18] Раскин Д. Интерфейс: новые направления в проектировании компьютерных систем. – Пер. с англ. – СПб: Символ-Плюс, 2004. – 272 с.
- [19] Речинский А.В. Разработка пользовательских интерфейсов. Юзабилити-тестирование интерфейсов информационных систем / А.В. Речинский, С.Ф. Сергеев. – СПб.: Изд-во Политехн. ун-та, 2012. – 145 с.

- [20] Ронжин А.Л. Проектирование интерактивных приложений с многомодальным интерфейсом / А.Л. Ронжин, А.А. Карпов // Доклады ТУСУРа. – № 1 (21). – Часть 1. – 2010. – С. 124–127.
- [21] Ронжин А.Л. Разработка многомодального информационного киоска / А.Л. Ронжин, А.А. Карпов, А.Б. Леонтьева, Б.Е. Костюченко // Труды СПИИРАН. – Вып. 5. – Т. 1. – СПб: Наука, 2007. – С. 227–245.
- [22] Ронжин А.Л. Речевой и многомодальный интерфейсы. (Информатика: неограниченные возможности и возможные ограничения) / А.Л. Ронжин, И.В. Ли. – М.: Наука, 2006. – 173 с.
- [23] Ронжин А.Л. Сравнение методов локализации пользователя многомодальной системы по его речи / А.Л. Ронжин, А.А. Карпов // Известия вузов. Приборостроение. – 2008. Т. 51. – № 11. – С. 41–47.
- [24] Цыганков О.С. Заменит ли робот космонавта в операциях внекорабельной деятельности / О.С. Цыганков, Д.В. Бабайцев // Пилотируемые полеты в космос. – 2012. – № 2(4). – С. 74–87.
- [25] Юзов Н.И. Внекорабельная деятельность космонавтов / Юзов Н.И., Крючков Б.И., Шувалов В.А. – Звездный городок: РГНИИЦПК, 1998. – 376 с.
- [26] Юсупов Р.М. Модели и программно-аппаратные решения автоматизированного управления интеллектуальным залом / Юсупов Р.М., Ронжин А.Л., Прищепа М.В., Ронжин А.Л. // Автоматика и телемеханика. – 2011. – № 7. – С. 39–49.
- [27] Юсупов Р.М. От умных приборов к интеллектуальному пространству / Р.М. Юсупов, А.Л. Ронжин // Вестник РАН. – 2010. – Т. 80. – № 1. – С. 45–51.
- [28] Hitachi EMIEW-2. // [Электронный ресурс] Режим доступа: URL: <http://ria.ru/science/20120222/572120168.html> <http://roboting.ru/1190-hitachi-predstavil-novuyu-versiyu-robota-emiew-2.html> свободный.
- [29] Karpov A.A., Ronzhin A.L. Information Enquiry Kiosk with Multimodal User Interface // Pattern Recognition and Image Analysis, Moscow: MAIK Nauka/Interperiodica, Vol. 19, № 3, 2009, pp.546–558.
- [30] Ronzhin A.L., Prischepa M.V., Karpov A.A. A Video Monitoring Model with a Distributed Camera System for the Smart Space // Springer-Verlag Berlin Heidelberg, S. Balandin et al. (Eds.): NEW2AN/ruSMART 2010, LNCS 6294, 2010, pp. 102–110.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ОПРЕДЕЛЕНИЮ ПАРАМЕТРОВ КОЛЕБАНИЙ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА МОРСКОЙ ПОВЕРХНОСТИ

В.А. Рень

В.А. Рень (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье представлены результаты экспериментальных исследований по определению параметров колебаний спускаемого аппарата на морской поверхности при различных уровнях волнения моря. Приводится методика получения и обработки экспериментальных данных.

Ключевые слова: волнение моря, спускаемый аппарат, частота колебаний, период колебаний.

Experimental Studying the Parameters of Rocking of a Descent Module on the Sea Surface. V.A. Ren

The paper presents the results of experimental studying the parameters of rocking of a descent module on the sea surface at the various levels of rough seas. As well it presents the technique of acquiring and processing the experimental data.

Keywords: rough seas, a descent module, amplitude of rocking, period of rocking.

Одним из видов тренировок, которые проводятся с космонавтами, являются морские тренировки для отработки действий космонавтов после посадки на морскую поверхность. Проведение данных тренировок в натуральных условиях на реальной морской поверхности затруднено многими факторами, к которым относятся организационные, технические, финансовые и природные. Вследствие этого возникает необходимость проведения данных тренировок на базе ЦПК, для чего требуется имитация воздействия факторов, адекватных реальным условиям нахождения спускаемого аппарата (СА) транспортного космического корабля (ТКК) на морской поверхности. Основным фактором является волнение моря, приводящее к колебаниям СА. Для определения параметров колебания СА в моделируемых условиях необходимо знание параметров колебания СА в реальных условиях при различных уровнях волнения моря. Анализ справочной литературы [1, 2, 3, 4] показывает, что в настоящее время отсутствуют сведения о параметрах колебаний различных объектов, погруженных в морскую среду, вызываемых волнением моря, которые можно было бы экстраполировать на условия, соответствующие условиям проведения подготовки космонавтов на акватории моря. Это обусловило необходимость проведения экспериментальных исследований по определению динамики поведения СА на морской поверхности при различных уровнях волнения моря.

Методика проведения экспериментальных исследований и обработки результатов

В процессе эксперимента использовался тренажер СА «Океан», на котором проводится подготовка космонавтов. Основные характеристики СА: масса – 3 т; диаметр – 2.2 м; высота – 2.2 м. На внешней поверхности СА во взаимно перпендикулярных плоскостях прикреплены две миры.

СА спускается на поверхность моря. Через 5 минут после размещения СА в море в течение 5 минут проводится видеосъемка СА с двух взаимно перпендику-

лярных направлений, обеспечивая четкое различие мир на поверхности СА. Для каждого сеанса съемки регистрируется дальность.

В процессе эксперимента было проведено 20 сеансов измерений параметров колебаний СА на поверхности моря. Результаты эксперимента зарегистрированы в виде видеосюжетов на стандартной видеокассете.

Обработка результатов эксперимента осуществлялась следующим образом. Проводилась дискретизация изображения с шагом 0,2 секунды. По видеоизображению определялись координаты положения центра мир и положения концевых участков мир. По данным координатам рассчитывались амплитуды и периоды колебаний в каждой плоскости и по высоте. По масштабу изображений определялись линейные значения амплитуды. Полученные линейные значения служили исходными данными для определения параметров колебаний по каждому каналу: крен, тангаж, высота.

Результаты обработки данных

1. Амплитудные колебания СА

На рис. 1 приведены фрагменты экспериментальных данных по колебаниям СА в вертикальной плоскости для трех уровней волнения моря: 1, 2 и 3 балла.

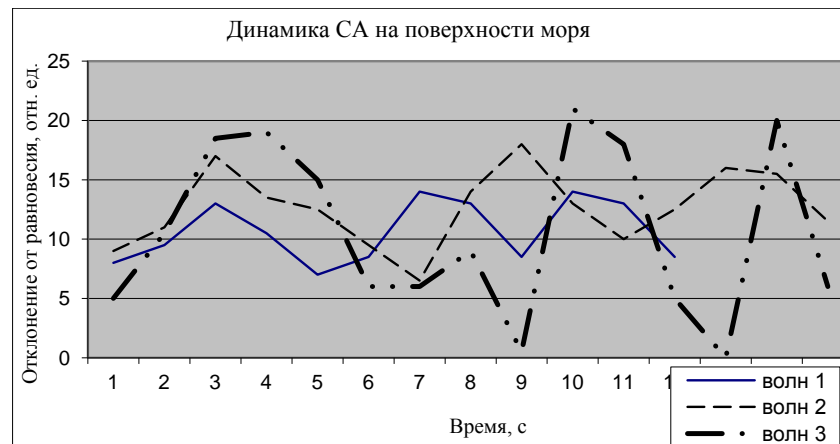


Рис. 1. Графики динамики СА на морской поверхности при различных уровнях волнения моря

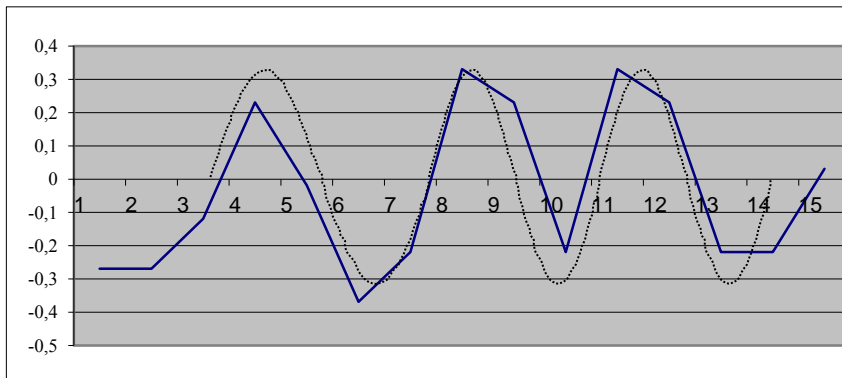
Анализ зависимостей показывает, что при изменении волнения моря происходит изменение параметров колебаний – амплитуды и периода колебаний. В данном случае наблюдается возрастание амплитуды в 3–5 раз по сравнению с параметрами колебаний при уровне волнения 1 балл.

Экспериментальные данные, полученные в натуральных условиях, были сгруппированы в 4 кластера по уровням волнения моря:

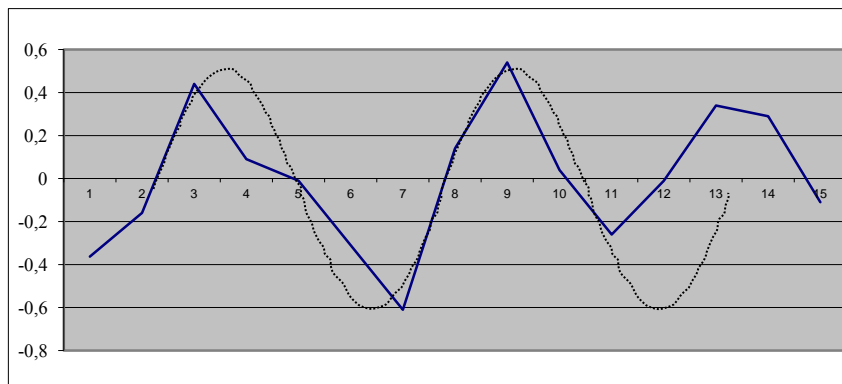
- 0 баллов – спокойное море без волнения, высота волн 0 м;
- 1 балл – рябь, появляются небольшие гребни волн, высота волн до 0,25 м;
- 2 балла – небольшие гребни волн начинают опрокидываться, высота волн 0,25–0,75 м;
- 3 балла, умеренное волнение, хорошо заметны небольшие волны, высота волны 0,75–1,25 м.

Уровни волнения определялись в натуральных условиях по шкале Бофорта [4].

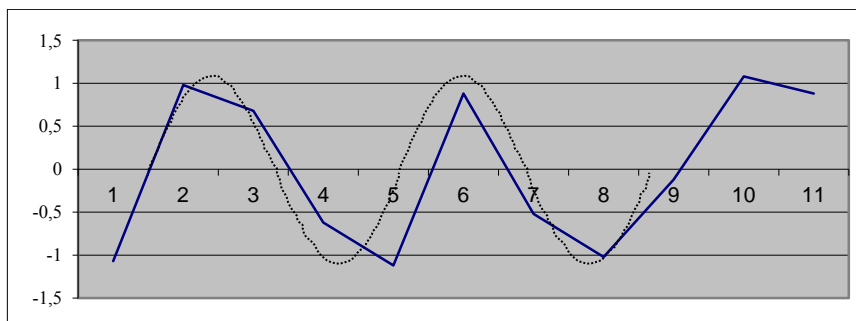
На рис. 2 приведены фрагменты графиков колебаний СА при различных уровнях волнения моря, совмещенные с эталоном, в качестве которого принята синусоида.



а) волнение 1 балл



б) волнение 2 балла



в) волнение 3 балла

Рис. 2. Фрагменты исходных данных по динамике движения СА при различных уровнях волнения моря

Из данных графиков следует, что колебания СА достаточно точно совпадают с гармоническими колебаниями и, следовательно, при дальнейших исследованиях возможно движение СА описывать гармониками с соответствующими значениями амплитуды и периода. Из анализа массива экспериментальных данных следует, что процесс колебаний СА на поверхности при заданном уровне волнения является стационарным и его статистические характеристики остаются постоянными.

В табл. 1 представлены характеристики параметров колебаний для каждого уровня волнения моря, определенные следующим образом.

По экспериментальным зависимостям измерялись значения времен между максимумами колебаний $t_{i \text{ макс}}$, минимумами колебаний $t_{j \text{ мин}}$, точками пересечения восходящей ветви графика оси абсцисс $t_{k \text{ х=0}}$. Данные множества времен сводились в единое множество $\{t_i\}$, для которого рассчитывалось $t_{i \text{ ср}}$ и среднеквадратичное отклонение (СКО) σ_T .

Таблица 1

Зависимость периода колебаний от уровня волнения

Уровень волнения, балл	Период, с	Среднеквадратичное отклонение, с
1	4	0,68
2	4,8	1,1
3	4,25	0,5
Значение T по всему массиву данных	4,5	0,96

Анализ результатов статистического оценивания показывает, что оценки периода колебания СА на поверхности моря статистически неразличимы. Расчет математического ожидания и среднеквадратического значения по данным для всех уровней волнения моря дает значения периода колебаний $T = 4,5 \text{ с}$ и $\sigma_T = 0,96 \text{ с}$.

Аналогично для каждого выделенного кластера измерялись значения размаха сигнала в каждом периоде колебаний h_i , вычислялось среднее $h_{i \text{ ср}}$ для всех колебаний в данных условиях и среднеквадратичное отклонение σ_h значений размаха колебаний.

Доверительный интервал ε распределения математического ожидания амплитуды колебаний с доверительной вероятностью $\gamma = 0.95$ находится по формуле [5]:

$$\varepsilon = \frac{\sigma}{\sqrt{n}} \Phi^{-1}(\alpha),$$

где $\Phi^{-1}(\alpha)$ – функция, обратная функции Лапласа;

n – число (количество) экспериментальных данных.

Доверительный интервал для среднеквадратичного отклонения σ находим из формулы [6]:

$$P\left(\sqrt{n-1} \frac{\sigma}{x_2^2(\gamma)} < \sigma < \left(\sqrt{n-1} \frac{\sigma}{x_1^2(\gamma)}\right) = \gamma.\right.$$

Значения границ доверительного интервала с заданной надежностью γ вычисляем с помощью таблиц из [5, 6].

Результаты расчетов по экспериментальным данным представлены в табл. 2.

Данные результаты представлены в виде диаграммы (рис. 3) с нанесенными значениями доверительных интервалов на значения амплитуды колебаний.

Таблица 2

Параметры колебаний СА на поверхности моря при различных уровнях волнения

Уровень волнения, балл	Амплитуда колебаний, м	Доверительный интервал, м	СКО, м	Доверительный интервал для СКО, м	
1	0,28	0,0495	0,062	0,10	0,037
2	0,425	0,105	0,13	0,20	0,07
3	1,025	0,069	0,086	0,132	0,047

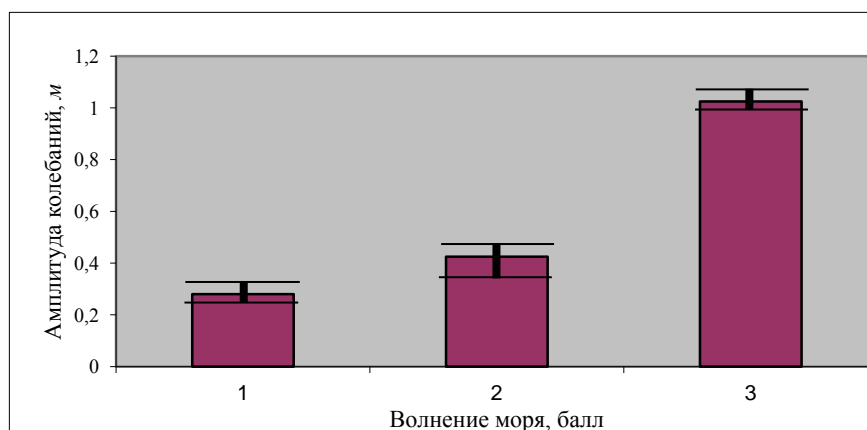


Рис. 3. Диаграмма изменения амплитуды колебаний в зависимости от уровня волнения моря

2. Угловые колебания СА

Анализ движения СА на морской поверхности показывает, что СА совершает угловые колебания по трем осям:

- по оси крена;
- по оси тангажа;
- по оси рыскания.

Параметры колебаний по углу рыскания определяются несимметричной конструкцией надувного плота, который прикреплен к СА во время тренировок, для обеспечения безопасности проведения работ. Движения по рысканию обусловлены разворотом СА к набегающим волнам поверхностью наименьшего сопротивления. В установившемся стационарном процессе движение по рысканию будет отсутствовать. Вследствие этого в процессе исследований рассмотрены угловые движения по каналам крена и тангажа.

Фрагменты исходных данных по колебаниям СА при уровне волнения моря 1 балл приведены на рис. 4, 5.

Анализ исходных данных показывает, что при нахождении на морской поверхности СА в плоскости тангажа наклон относительно вертикали на $27,7^\circ$. Угловые колебания в этой плоскости имеют гармонический характер с амплитудой $\sim 3,24^\circ$ и среднеквадратичным отклонением $0,91^\circ$. Период колебаний составляет $\sim 3,57$ с со среднеквадратичным отклонением $0,62$ с.

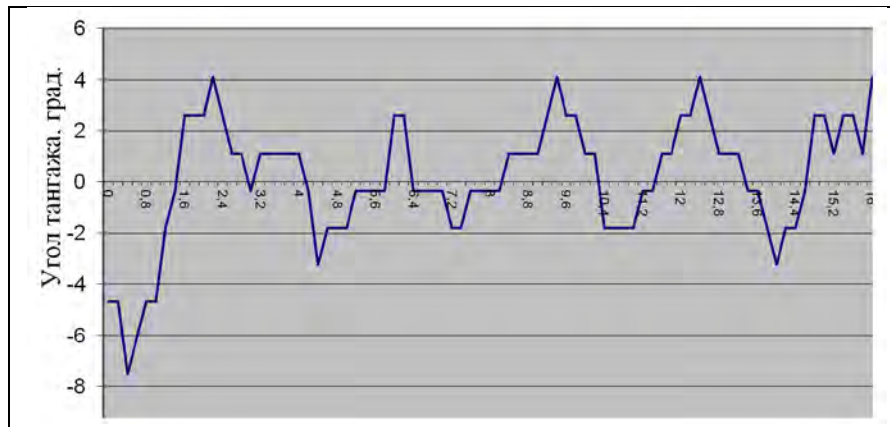


Рис. 4. Колебания СА по оси тангажа

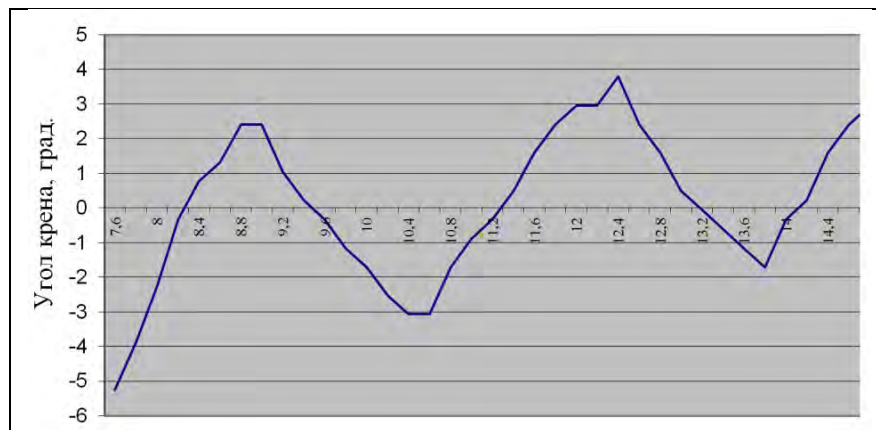


Рис. 5. Колебания СА по оси крена

Статистическая обработка экспериментальных данных показывает, что колебания по крену с доверительной вероятностью $0,96$ происходят с амплитудой $3,2^\circ$ и доверительным интервалом $0,84^\circ$. Среднеквадратичное отклонение составляет $1,13^\circ$. Период колебаний $T = 2,975$ с, среднеквадратичное отклонение $0,53$ с.

Выводы

В процессе экспериментальных исследований получены количественные данные о параметрах перемещения спускаемого аппарата и его угловых движениях по углам тангажа и крена в реальных условиях на акватории моря. Данные результаты имеют новизну и представляют практическую ценность при использовании для моделирования движения СА на технических средствах подготовки космонавтов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Патрашев А.Н. и др. Прикладная гидромеханика. – М.: Воениздат, 1970.
- [2] Справочник по гидравлическим расчетам / Под ред. П.Г. Киселева. Изд. 5-е. – М.: «Энергия», 1974.
- [3] Нелинейные проблемы теории поверхностных и внутренних волн / Л.В. Овсянников, Н.И. Макаренко, В.И. Налимов и др. – Новосибирск: Наука, 1985.
- [4] Военно-морской словарь / Под общ. ред. П.А. Грищука. – М.: ДОСААФ, 1987.
- [5] Абчук В.А. и др. Справочник по исследованию операций / Под общ. ред. Ф.А. Матвейчука. – М.: Воениздат, 1979. – 368 с.
- [6] Теория вероятностей и математическая статистика. Ивашев-Мусатов О.С. Наука. Главная редакция физико-математической литературы. – М., 1979.

СПЕЦИАЛЬНАЯ ЛЕТНАЯ ПОДГОТОВКА КОСМОНАВТОВ. ПОЛЕТЫ НА НЕВЕСОМОСТЬ

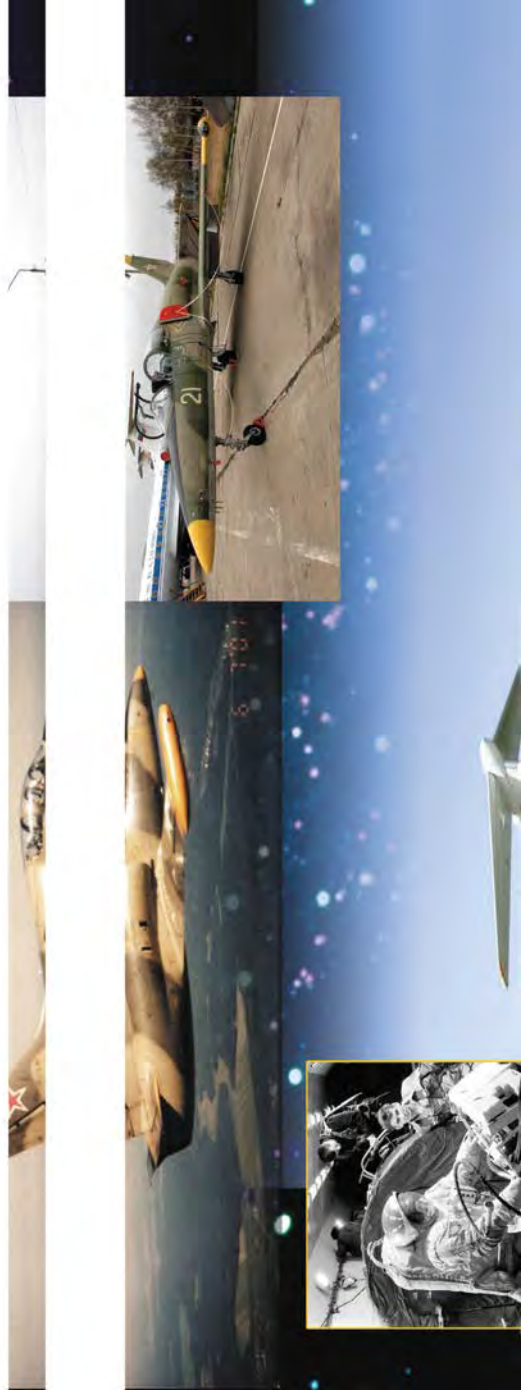


Фото из архива Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ И НАВИГАЦИЯ КОСМОНАВТОВ ПО ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ МКС

А.В. Мальцев, М.В. Михайлюк, А.И. Лапта

Канд. физ.-мат. наук А.В. Мальцев; докт. физ.-мат. наук, профессор М.В. Михайлюк (НИИСИ РАН, г. Москва)
А.И. Лапта (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье рассматриваются подходы, позволяющие реализовать систему навигации космонавтов по внешней поверхности Международной космической станции (МКС). Эти подходы применимы как для создания тренажерных комплексов, использующих виртуальные трехмерные модели космических аппаратов, так и для реализации так называемой дополненной реальности при работе космонавтов в открытом космосе.

Ключевые слова: виртуальная реальность, дополненная реальность, навигация, высокореалистичные модели, видеотренажеры.

Simulation of Cosmonaut Movement and Navigation Over the External Surface of the ISS. A.V. Maltsev, M.V. Mikhaylyuk, A.I. Lapta

The paper proposes the approaches, permitting to realize a system for navigation of cosmonauts moving over the external surface of the ISS. These approaches are applicable to both the construction of the simulation complexes on the basis of virtual 3D models of spacecraft and to the realization of so-called augmented reality to train cosmonauts for EVA.

Keywords: virtual reality, augmented reality, navigation, high-real models, video simulator.

Введение

В настоящее время для подготовки космонавтов широко используются тренажерные комплексы и системы, в которых реальная обстановка заменяется на трехмерную виртуальную сцену, визуализируемую в масштабе реального времени (т.е. с частотой смены кадров не менее 25 раз в секунду). На рис. 1 представлена виртуальная высокореалистичная модель Международной космической станции и земной поверхности. Модель МКС содержит более 1 млн полигонов и более 358 МБ текстур (включая текстуры рельефа, отражения и прозрачности). При ее визуализации с помощью системы GLView [2] моделируются источники освещения типа «фара», «Солнце», «отраженный от земли свет», а также мягкие и жесткие тени. Модель Земли содержит более 150 тысяч полигонов и более 25 ГБ высокодетализированных текстур.

Одной из составляющих внекорабельной деятельности космонавта является передвижение по внешней поверхности МКС. В целях безопасности такое передвижение осуществляется с использованием поручней, закрепленных на поверхности МКС, и обеспечивается применением двух страховочных фалов, прикрепляющихся к поручням с помощью карабинов (рис. 2). При отстыковке одного из фалов космонавт дополнительно боится себя, держась за поручень рукой. Таким образом, переход от одного поручня к другому представляет некоторую трудоемкую операцию, поэтому желательно сократить число таких переходов при работе на внешней поверхности МКС. В настоящее время МКС насчитывает

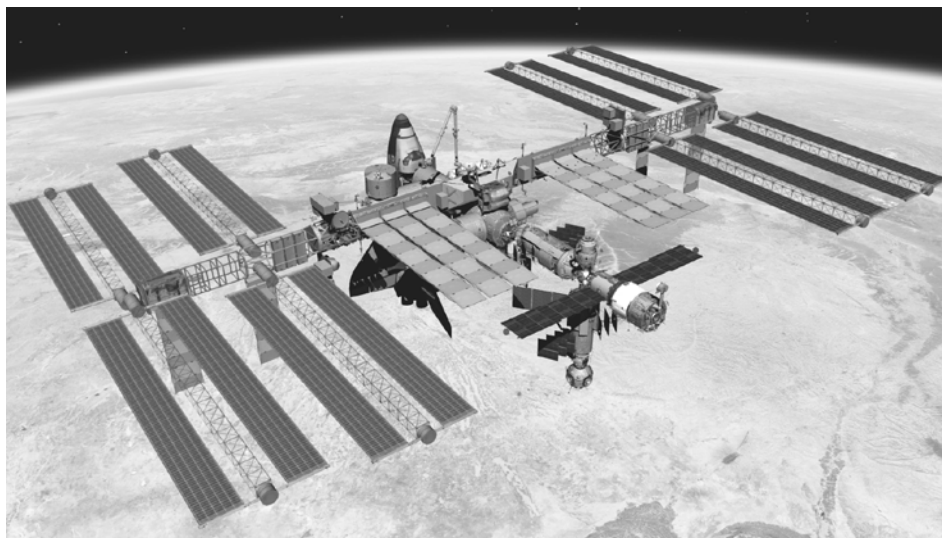


Рис. 1. Модель Международной космической станции

14 модулей и имеет протяженность более ста метров. При подготовке к выходу в открытый космос космонавту необходимо проработать маршрут движения до места проведения работ на внешней поверхности МКС. Поэтому одной из актуальных и важных задач, возникающих при подготовке космонавтов, является формирование навыков передвижения и ориентации на внешней поверхности космических модулей. Для этого необходимо более реалистично моделировать окружающую обстановку, например, с применением виртуальной реальности. Зачастую существует несколько вариантов маршрутов передвижения по внешней поверхности МКС, которые имеют различную протяженность и сложность про-



Рис. 2. Перемещение по поручням

хождения. В процессе подготовки инструктор совместно с космонавтом разрабатывает наиболее эффективный маршрут передвижения по внешней поверхности МКС. В этом им может помочь система навигации. Под навигацией здесь понимается выработка оптимального маршрута передвижения от одной точки МКС до другой. В данной работе предлагаются некоторые подходы к моделированию перемещения космонавта по внешней поверхности МКС при выполнении внекорабельной деятельности и реализации навигации по внешней поверхности космических модулей.

Моделирование перемещения космонавта по поверхности МКС

Для моделирования перемещения космонавта по внешней поверхности МКС, а также с целью выработки необходимых навыков передвижения, в тренажерных комплексах подготовки космонавтов все более широко применяются технологии виртуальной реальности. Такой подход включает в себя использование стереовизуализации, шлемов виртуальной реальности, системы трекинга, специальных компьютерных перчаток, а также систем обезвешивания.

На экраны шлема осуществляется вывод (в стереорежиме) изображения высокодетализированной виртуальной модели космической станции, аналогичного тому, что видит космонавт при работе на внешней поверхности МКС. Изображения в шлеме зависят от положения и ориентации головы наблюдателя. Эти параметры можно вычислить с использованием систем электромагнитного или оптического трекинга.



Рис. 3. Шлем и перчатки виртуальной реальности



Рис. 4. Перемещение в виртуальном пространстве по модели МКС

Для обеспечения взаимодействия тренирующегося человека с виртуальной средой применяются компьютерные перчатки. Они позволяют отслеживать положение, а также движения рук и пальцев (рис. 3). Сигналы, полученные от перчаток, передаются в тренажерный комплекс, который на основе этой информации обеспечивает аналогичные движения виртуальных моделей рук и пальцев, видимых космонавтом на экранах шлема. Производя движения руками и сгибая пальцы, тренирующийся космонавт сможет брать в виртуальные руки различные объекты, захватывать поручни и перемещаться по ним (на рис. 4 изображен захват поручня в виртуальном пространстве). Использование компьютерных перчаток также дает возможность реализации обратной связи (тактильных ощущений). Образец такой системы подготовки космонавтов создан в Космическом центре имени Линдона Джонсона в Хьюстоне.

Навигация по внешней поверхности МКС

Как уже было упомянуто выше, перемещение космонавтов по внешней поверхности космической станции осуществляется с использованием закрепленных на ней поручней. Перед выходом в открытый космос и проведением работ в удаленных

частях МКС, космонавт должен выработать маршрут передвижения по поручням от его начального положения (например, выходного люка) до места назначения (места проведения необходимых работ). Для этого он может выделить маршрут на виртуальной модели МКС (отмечая вручную поручни с помощью указателя) или используя автоматические алгоритмы построения маршрута.

Рассмотрим кратко возможные алгоритмы автоматического определения маршрутов передвижения по поверхности МКС и ее модулей. Для поиска маршрута мы будем строить граф G , вершины которого соответствуют поручням на модели МКС. При этом любые две вершины $A, B \in G$ связаны ребром, если космонавт имеет возможность непосредственно переместиться с поручня A на поручень B . Ребро также может иметь вес, соответствующий числовой оценке сложности перемещения между данными поручнями (например, уровень сложности может зависеть от расположенных возле поручня объектов, затрудняющих перемещение). Такой граф позволяет решать задачи поиска маршрута, соответствующего различным критериям, среди которых основными являются минимальная длина (число ребер) и минимальная сложность прохождения (вес) пути. Необходимо отметить, что проводимые дооснащения станции могут потребовать ручной коррекции структуры графа или весовых коэффициентов его ребер. Однако если такие дооснащения не имеют серьезного влияния на перемещение космонавтов, то изменения в граф вносить не обязательно.

Для нахождения одного из путей минимальной длины от начальной вершины V_H до конечной вершины V_K в неориентированном графе мы предлагаем алгоритм [1], основанный на построении для исходного графа G остовного дерева G_1 с корнем в конечной вершине V_K пути. При этом в каждой вершине G предлагается сохранять ссылку на ее родительскую вершину в G_1 . После того, как G_1 построено, для определения искомого пути достаточно пройти по ссылкам от вершины V_H до вершины V_K . С целью оптимизации, вместо дерева G_1 достаточно строить его поддерево, содержащее вершины V_H и V_K .

На основе модификации описанного подхода также можно найти все имеющиеся пути минимальной длины [1]. Суть такой модификации состоит в том, что вместо остовного дерева G_1 с корнем в V_K мы будем строить ориентированный подграф G_2 , в котором любой путь от V_H до V_K будет кратчайшим путем между теми же вершинами в графе G . Фактически, в G_2 для каждой пары вершин все пути между ними будут иметь одинаковую длину. Построив G_2 , необходимо выполнить рекурсивную функцию, проходящую по всем путям от V_H до V_K в G_2 и записывающую в память индексы вершин, входящих в эти пути.

Для нахождения всех возможных путей минимального веса между двумя вершинами во взвешенном графе можно использовать алгоритм [1], основанный на алгоритме Дейкстры [3] поиска одного из таких путей.

Комбинируя использование алгоритмов поиска путей минимальной сложности и путей с минимальным весом, можно также решать более трудные задачи, а именно:

- поиск одного (любого) пути минимальной сложности среди всех путей минимальной длины;
- поиск всех путей минимальной сложности среди всех путей минимальной длины;
- поиск одного (любого) пути минимальной длины среди всех путей минимальной сложности;

- поиск всех путей минимальной длины среди всех путей минимальной сложности.

Предложенные нами алгоритмы поиска кратчайших маршрутов были апробированы при создании системы навигации по модели МКС с использованием комплекса GLView [2] визуализации трехмерных виртуальных сцен.

На рис. 5 представлен пример работы созданной системы навигации на модели модуля Пирс Международной космической станции (поручни, входящие в маршрут, выделены черным цветом). Для выбора начала маршрута необходимо навести указатель на соответствующий поручень визуализированной виртуальной модели космической станции и нажать левую кнопку мыши (при этом данный поручень подсвечивается). Аналогично можно задать и конечный поручень. При наведении указателя на поручень на экране также высвечивается номер этого поручня. После выбора двух поручней между ними автоматически будут построены один или все (в зависимости от поставленной задачи) кратчайшие (по длине или по весу) маршруты. Для отображения первого построенного пути между двумя поручнями осуществляется подсветка поручней, входящих в маршрут, заданным цветом. Нажатием клавиши Р на клавиатуре можно осуществлять поочередную подсветку альтернативных путей.

Описанная система навигации может быть использована при выполнении тренировок передвижения по внешней поверхности космической станции с использованием технологий виртуальной реальности. Так система будет подсказывать космонавту правильное направление движения, подсвечивая следующий по маршруту поручень (или визуализируя указатель направления дальнейшего перемещения) в зависимости от его текущего положения, определяемого системой трекинга. Кроме того, в ходе обучения можно воспроизвести движение космонав-

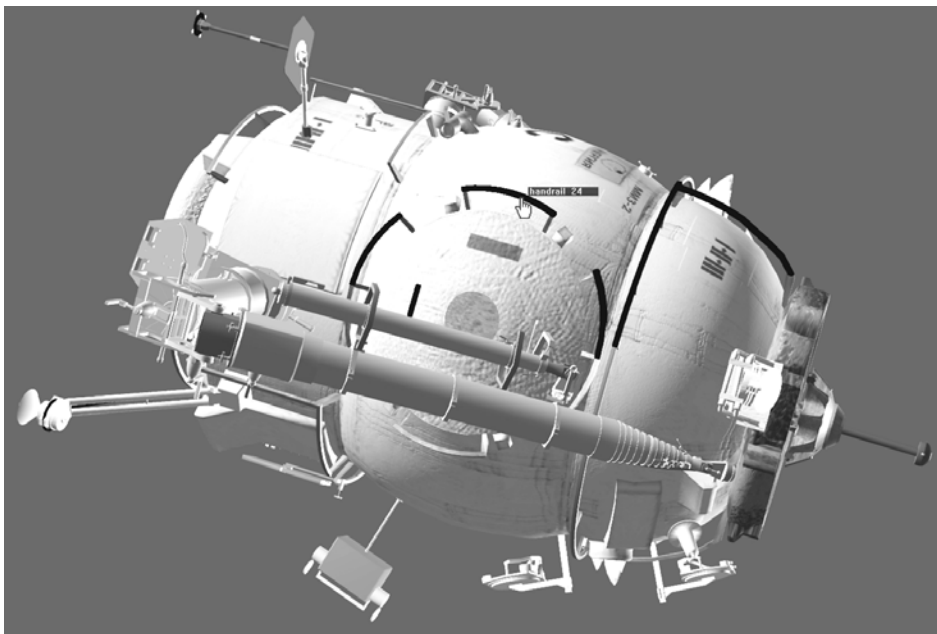


Рис. 5. Выделение маршрута на модели модуля ПИРС МКС

та по выбранному пути. Также можно осуществлять контроль степени запоминания космонавтом выработанного маршрута, предоставив ему возможность вручную воспроизвести ранее проработанный маршрут путем последовательного выделения поручней. Возможна пошаговая коррекция прокладываемого маршрута. Выработка оптимального маршрута важна также для переноски космонавтом каких-либо грузов, т.к. сам маршрут может зависеть от характеристик груза (его веса, размера и т.д.). Автоматическое построение эффективного маршрута передвижения по поручням имеет большое значение и в случае аварийных ситуаций на станции, когда связь с Центром управления полетами утеряна, и космонавт должен немедленно приступить к устранению неполадок на поверхности модулей. Система навигации поможет определить оптимальные пути перемещения для решения этой задачи.

Возможность применения технологий дополненной реальности в системе навигации по внешней поверхности МКС

Одним из перспективных направлений в области навигации по внешней поверхности МКС является использование так называемой дополненной реальности. Данный подход состоит в наложении на изображение окружающего мира, наблюдаемое человеком, дополнительных элементов, например, визуализируемых трехмерных моделей. Этого можно достичь, используя современную и активно развивающуюся в настоящее время технологию шлемов или очков с интегрированными полупрозрачными экранами (рис. 6).

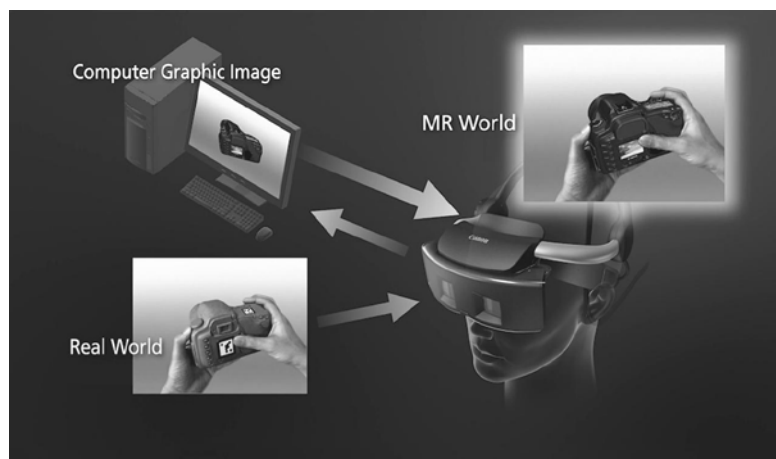


Рис. 6. Технология дополненной реальности

Проводя работы на внешней поверхности станции, космонавт будет видеть реальную обстановку и дополнительную визуализируемую информацию. Например, при передвижении по поручням все поручни маршрута будут подсвечиваться путем наложения на реальное изображение, видимого через полупрозрачный экран, изображения подсвеченного объекта трехмерной виртуальной сцены, выводимого на этот экран. Для корректного совмещения реального и виртуального пространств будет использоваться система трекинга, отслеживающая текущее положение и ориентацию головы космонавта. Информацию о маршруте будет выдавать система навигации, в которую заранее занесены начальное положение и целевая точка. На эк-

ран также можно выводить информацию об объектах, требующих внимания, например, неисправную аппаратуру. Для реализации такой технологии необходимо установить соответствие реальной и виртуальной систем координат и обеспечить точное определение положения и ориентации космонавта на МКС. Для этого необходимо разработать для МКС систему локального позиционирования.

Работа, описанная в данной статье, выполняется при поддержке Программы фундаментальных исследований ОНИТ РАН, проект № 2.9.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Мальцев А.В., Михайлюк М.В. Алгоритмы навигации на внешней поверхности модели Международной космической станции // Программные продукты и системы. – Тверь, 2012. – № 3. – С. 68–73.
- [2] Михайлюк М.В., Торгашев М.А. Система «GLView» визуализации для моделирующих комплексов и систем виртуальной реальности // Вестник РАЕН. – 2011. – Т. 11, № 2. – С. 20–28.
- [3] Cormen T.H., Leiserson C.E., Rivest R.L. Introduction to Algorithms. MIT Press and McGraw-Hill, 2001.

БАЗОВЫЕ ПОДХОДЫ К ПОДГОТОВКЕ ЭКИПАЖЕЙ ЛУННЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

Ю.Б. Сосюрка, П.П. Долгов, Р.Р. Каспранский

Канд. техн. наук, доцент Ю.Б. Сосюрка; канд. техн. наук П.П. Долгов; канд. мед. наук Р.Р. Каспранский (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье на основе анализа особенностей осуществления пилотируемых полетов на Луну рассмотрены общие подходы к подготовке экипажей лунных экспедиций, учитывающих накопленный опыт подготовки космонавтов к выполнению космических полетов, в том числе и по лунным программам.

Ключевые слова: Луна, лунная экспедиция, лунный экспедиционный комплекс, подготовка космонавтов.

Basic Approaches to the Training of the Lunar Expedition Crews.

Yu.B. Sosyurka, P.P. Dolgov, R.R. Kaspransky

On the basis of analysis of the features of the lunar manned missions the paper discusses the general approaches to training of the lunar expedition crews that take into account the accumulated experience in cosmonaut training for manned programs including lunar programs.

Keywords: the Moon, lunar expeditions, lunar expeditionary complex, cosmonaut training.

Анализ мировых тенденций развития пилотируемой космонавтики показывает, что стратегические перспективы этой отрасли человеческой деятельности связаны с обеспечением более эффективного использования низких околоземных орбит, освоением Луны и осуществлением межпланетных полетов (в первую очередь, к Марсу и ближайшим астероидам).

По сравнению с подготовкой к выполнению пилотируемых космических полетов вокруг Земли, подготовка экипажей межпланетных экспедиций представляет собой новую и более сложную задачу, требующую специального рассмотрения.

При существующем уровне развития космической техники и технологий, пилотируемые полеты к Марсу и астероидам представляются небезопасными и в предстоящие 2–3 десятилетия вряд ли технически реализуемы.

В связи с этим в настоящее время взоры космических держав все чаще обращаются к Луне, а перспективы полета с высадкой экспедиций на ее поверхность приобретают все более реальные контуры.

Осуществление лунной программы предусматривает:

- создание перспективной пилотируемой транспортной системы (ППТС) и средств выведения, способных обеспечить полеты человека к Луне;
- создание новых транспортных кораблей на базе перспективных транспортных кораблей нового поколения (ПТК НП);
- создание станции на орбите Луны;
- создание постоянной базы на поверхности Луны;
- развитие технологий напланетной деятельности (на поверхности Луны).

Вместе с тем, следует отметить, что будущие экспедиции на Луну будут представлять собой более сложные миссии по сравнению не только с околоземными орбитальными полетами, но и с ранее выполненными пилотируемыми полетами с кратковременными высадками на поверхность Луны.

Это обусловлено особенностями осуществления будущих лунных экспедиций, используемой перспективной космической техники и решаемых задач, не

свойственных ранее выполненным полетам по другим пилотируемым космическим программам.

Для осуществления лунной экспедиции характерны следующие особенности:

- новизна задач и условий космического полета;
- наличие значительного числа разнородных динамических режимов и операций полета, связанных со стыковкой, расстыковкой кораблей, посадкой на Луну, взлета с ее поверхности и др.;
- необходимость сборки лунного комплекса на околоземной орбите;
- возможность неустойчивой связи с Землей;
- задержка в передаче и получении радиосообщений;
- возможность возникновения различных ранее не изученных нештатных ситуаций;
- сложность, а в некоторых случаях и невозможность оперативного получения помощи с Земли в нештатных ситуациях;
- наличие космического мусора в околоземном пространстве по траектории движения лунного комплекса;
- высокий уровень космической радиации (галактические космические лучи, протоны и вторичные нейтроны, солнечные вспышки);
- низкая напряженность магнитного поля в межпланетном пространстве и на Луне;
- изменение гравитационных условий во время полета;
- необходимость выбора места посадки на поверхность Луны;
- управление посадкой корабля на поверхность Луны в безвоздушном пространстве;
- необходимость быстрого включения в активную деятельность после посадки на Луну;
- гипогравитация на Луне (16 % от земной);
- большая кривизна поверхности Луны;
- пылевой грунт на поверхности Луны;
- отсутствие на поверхности Луны ярко выраженных ориентиров;
- риск травм и декомпрессионной болезни при выполнении деятельности на лунной поверхности;
- вход в атмосферу Земли со второй космической скоростью;
- увеличение риска нерасчетных посадок с большими ошибками по расстоянию при возвращении со второй космической скоростью и двухэтапным входением в атмосферу Земли, что затруднит осуществление поисково-спасательных работ (полеты кораблей «Зонд» по лунной программе показали, что есть большие шансы посадки в акватории мирового океана);
- невозможность срочного прекращения полета и возвращения космонавтов на Землю.

Анализ указанных особенностей показывает, что пилотируемые экспедиции на Луну, создание и использование окололунных и лунных баз, условия длительного пребывания на поверхности Луны обуславливают появление целого ряда новых проблем (по сравнению с полетами на низкие околоземные орбиты), требуют новых подходов к принципам организации и обеспечения таких экспедиций, а также отбора и подготовки космонавтов.

Прежде всего, речь может идти о необходимости существенного расширения и, возможно, «ужесточения» требований к отбору и подготовке космонавтов для полетов на Луну.

Об этом также могут свидетельствовать потенциальные медицинские риски для членов экипажей лунных миссий, такие как:

- ускоренная потеря костной массы и риск переломов;
- болезни и травмы;
- образование почечных камней;
- снижение сердечно-сосудистой функции, возникновение сердечных аритмий;
- загрязнения воды и воздуха;
- иммунная дисфункция, аллергия и аутоиммунные реакции;
- уменьшение мышечной массы, силы и выносливости;
- снижение сенсорно-моторной способности выполнять операционные задачи;
- «болезнь движения»;
- срыв работоспособности человека;
- снижение работоспособности вследствие нарушений сна и биоритмологических проблем;
- канцерогенез;
- риски острых и поздних заболеваний центральной нервной системы;
- риски хронизации и дегенерации тканей;
- острые радиационные риски;
- нарушения температурного баланса в обитаемой зоне;
- рассогласование между физическими возможностями экипажа и требованиями задач полета и др.

Учитывая невозможность оказания всего спектра медицинских услуг в условиях космического полета и невозможность прекращения экспедиции, большое значение приобретает отбор здоровых лиц (вероятность развития у которых серьезных заболеваний будет низкой). В связи с этим медицинский отбор должен проводиться с использованием современных методов обследования (включая генетические исследования):

- по переносимости перегрузок (до величины 10 g в направлении грудь–спина);
- отсутствию заболеваний, которые могут обостриться в процессе миссии на Луну (например, предрасположенных к остеопорозу);
- чувствительности (переносимости) шума большой интенсивности;
- наличию опыта и проверки на психологическую устойчивость в практических условиях длительных периодов автономной деятельности на больших удалениях от своих баз.

Существенный вес при отборе и подготовке к полету на Луну должен приобрести спортивный «анамнез» (с учетом требований к развитию физических качеств, которые должны быть выше, чем для орбитальных полетов).

При назначении экипажей в состав лунных экспедиций должны отбираться наиболее опытные и квалифицированные космонавты, выполнившие один и более космических полетов.

При отборе кандидатов на участие в лунных экспедициях (поселений на лунных базах) предпочтение следует отдать лицам, имеющим опыт и прошедшим практическую проверку в условиях длительных периодов автономной деятельности на больших удалениях от своих баз (летному составу стратегической авиации,

членам экипажей атомных подводных лодок, участникам арктических и антарктических экспедиций, работникам научных станций на крайнем севере и северо-востоке России, морякам надводного флота, участвовавшим в дальних океанских походах).

Во многом требования к программам и методикам подготовки экипажей лунных экспедиций и используемым при этом средствам подготовки будут определяться характеристиками лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) и пилотируемой транспортной системы, выбранной схемой и этапами полета на Луну и обратно, а также особенностями Луны и условиями пребывания на ней.

В качестве одной из наиболее приемлемых может быть рассмотрена следующая типовая схема полета на Луну.

1. Сборка лунного экспедиционного комплекса на околоземной орбите:

- осуществляется выведение лунного корабля (ЛК) в составе космической головной части (КГЧ) на круговую опорную околоземную орбиту, после чего осуществляется проверка готовности к полету бортовых систем ЛК (в случае выявления ситуаций, препятствующих дальнейшему полету, например, невозможности использования топлива, разгерметизации возвращаемого аппарата (ВА), нераскрытия солнечных батарей (СБ), осуществляется спуск ЛК на Землю);

- после вывода ЛК на круговую опорную околоземную орбиту выполняется его стыковка с межорбитальным буксиром (МБ), который осуществляет перевод ЛК на монтажную орбиту;

- на монтажной орбите производится сборка лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) в составе: лунный орбитальный комплекс (ЛОК) + ЛК + разгонный блок (РБ).

2. Старт лунного экспедиционного комплекса с околоземной орбиты и полет к Луне:

- РБ обеспечивает перевод ЛЭК на траекторию полета к Луне;
- ЛЭК доставляется на окололунную круговую орбиту высотой ~ 100 км.

3. Полет лунного экспедиционного комплекса по окололунной орбите:

- после доставки ЛЭК на окололунную орбиту РБ отделяется;
- в составе ЛОК ЛК находится в постоянной готовности к спасению экипажа и обеспечивает срочное возвращение экипажа ЛОК на Землю при возникновении особо опасных нештатных ситуаций (НшС);

- ЛК с помощью собственной двигательной установки стыкуется с предварительно доставленным на орбиту искусственного спутника Луны (ОИСЛ) взлетно-посадочным комплексом (ВПК), осуществляется переход в ВПК экипажа, после чего ЛК возвращается к ЛОК и «консервируется».

4. Посадка на Луну, работа экипажа на ее поверхности, старт с поверхности Луны:

- после стыковки ЛК к ВПК и перехода на ВПК членов экипажа ВПК осуществляет спуск на поверхность Луны;

- с целью выбора места посадки на поверхность Луны выполняется зависание ВПК на высоте, исключающей образование облака пыли;

- после прилунения ВПК осуществляется высадка космонавтов на поверхность Луны;

- работа экипажа за пределами ВПК – в течение нескольких суток;
- в другом варианте на поверхности Луны создается лунная база;

- окололунная и околоземная базовые станции используются в качестве транзитных транспортных узлов для обеспечения функционирования лунной базы;
- при обслуживании лунной базы посадочный аппарат имеет ресурс, обеспечивающий полугодичное пребывание на ней экипажа;
- экспедиции исследуют различные районы с удалением от точки посадки до 200 км с использованием лунохода;
- после завершения работ на поверхности Луны экипаж возвращается на ВПК; осуществляется взлет ВПК с Луны, поиск ЛОК и стыковка с ним.

5. Полет от Луны к Земле:

- перед завершением совместного полета ЛК с ЛОК осуществляются «расконсервация» ЛК и его загрузка возвращаемым грузом;
- после отстыковки ЛК от ЛОК выдается разгонный импульс для перехода ЛК на орбиту перелета к Земле;
- ЛК обеспечивает возвращение экипажа в количестве до 4-х человек и полезного груза массой до 100 кг на Землю.

6. Посадка экипажа ЛЭК на Землю:

- при подлете к Земле осуществляется разделение отсеков, вход в атмосферу Земли со второй космической скоростью и спуск ВА в атмосфере Земли по траектории с двукратным погружением;
- посадка ВА на Землю (приводнение).

Такая схема полета к Луне и на Луну обуславливает ряд требований к подготовке космонавтов. Так, например, необходимость контроля движения лунного комплекса по трассе Земля–Луна–Земля с помощью астронавигационных средств требует изучения навигационных звезд и наличия определенных навыков работы с астронавигационным оборудованием. Ввиду сложности и ответственности перелета с Луны на Землю, необходимо рассмотреть вопрос о наличии в составе экипажей лунных экспедиций космонавтов, специально подготовленных для контроля работы автоматической навигационной аппаратуры и осуществления автономной навигации в нештатных ситуациях. Очевидно, в состав программ теоретической подготовки космонавтов должен быть включен курс космической навигации. При этом функциональные обязанности «штурмана»-космонавта могут быть совмещены с обязанностями пилота-космонавта.

Полет по орбите искусственного спутника Луны на высотах 15–100 км, что необходимо для определения точки посадки на поверхность Луны, требует формирования навыков управления кораблем на фоне подстилающей поверхности Луны и соответствующих орбитальных скоростях. Наличие пылевого грунта на поверхности Луны требует при выборе места посадки зависания взлетно-посадочного модуля над поверхностью Луны на высоте, исключающей образование облака пыли.

Следует считать обоснованной необходимость наличия в системе управления кораблем автоматического и ручного контуров управления. Возможны варианты, при которых отдельные параметры движения (например, вертикальная скорость) поддерживается автоматически по программе (в зависимости от высоты), а пилот корабля выбирает место, удобное для посадки.

Ручное управление взлетно-посадочным модулем включает следующие целевые операции:

- управление движением ВПМ при сходе с орбиты Луны;
- контроль параметров полета ВПМ;

- обнаружение (выбор) заданной площадки для посадки;
- оценка годности площадки для посадки;
- выбор (при необходимости) новой площадки;
- осуществление перелета до новой площадки;
- осуществление посадки с заданными кинематическими параметрами на поверхность Луны.

Базовые навыки, необходимые для управления ВПМ при посадке на поверхность Луны в безвоздушном пространстве, можно выработать на тренажере-вертолете (еще лучше турболете) или статическом тренажере. Для целей подготовки космонавтов по данным задачам также возможно использование существующих центрифуг Центра подготовки космонавтов.

Передвижение по поверхности Луны в громоздких скафандрах при пониженной гравитации требует специальной подготовки. По современным требованиям скафандр должен обеспечивать работу в нем космонавтов в течение 10 часов без перезарядки. При этом следует учесть, что тепловыделение космонавта может достигать 300–400 ккал/ч. Космонавт должен иметь возможность встать самостоятельно при падениях на поверхности Луны.

Особым является и вопрос ориентировки на местности, так как ориентироваться по магнитному полю невозможно в связи с его отсутствием, радиосвязь возможна только в пределах прямой видимости (несколько километров ввиду большой кривизны поверхности Луны). Возможна, конечно, радиосвязь с помощью ретрансляции (через лунный орбитальный комплекс или Землю), но эта связь непостоянна и неоперативна.

Хотя на этапе взлета корабля с Луны, поиска и стыковки с лунным орбитальным кораблем работают, в основном, автоматические системы поиска и сближения, однако экипаж должен иметь возможность взять управление на себя на любом этапе, особенно в процессе причаливания и стыковки с лунным орбитальным кораблем, что требует специальной подготовки.

Критичным при старте с орбиты искусственного спутника Луны к Земле является выбор точки выдачи импульса и величина этого импульса скорости. Штатно это все рассчитывается в ЦУПе и выдается в форме уставок. Однако в аварийных случаях экипаж должен иметь возможность и уметь рассчитать эти уставки на борту корабля.

При входе в атмосферу Земли со второй космической скоростью (11 км/с) особые требования предъявляются к углу входа в атмосферу. При углах, меньших расчетного, корабль может проскочить атмосферу (сделать «нырок») и уйти на высокоэллиптическую орбиту. При углах, больших расчетного, корабль может «зарыться» в атмосферу и перегрузки могут достигнуть опасных для экипажа значений (20 g и более). Очевидно, должен быть предусмотрен (как запасной) ручной режим управления спуском при полете корабля в атмосфере. Опыт такого управления в условиях имитации перегрузки на центрифуге имеется по программе «Л1». По этой программе на центрифуге в условиях реальных перегрузок велась отработка системы управления космическим кораблем. Предложенная в то время программа управления предусматривала два варианта входа корабля в плотные слои атмосферы со второй космической скоростью: первый – вход в атмосферу с двумя погружениями и второй – с одним. Идеология первого варианта предполагала гашение второй космической скорости посредством «нырка» в атмосферу под малым углом входа с последующим выходом из нее, что обеспечивало гашение второй космической скорости (11 км/с) до значения, близкого к величине пер-

вой (7 км/с). Через четверть витка земной орбиты космический корабль окончательно погружался в атмосферу Земли и совершал управляемую посадку в заданную точку. Такая идеология обеспечивала перегрузку при возвращении на Землю, не превышающую пяти единиц. Вторым вариантом предполагал вход в атмосферу с одним погружением и последующим управляемым спуском в заданную точку земной поверхности. В этом варианте система управления обеспечивала гашение скорости со значения второй космической до нулевой за счет одного погружения в атмосферу. Экипаж в этом режиме посадки длительное время оказывался под воздействием перегрузки порядка 8,5 единиц, что, естественно, затрудняло сам процесс управления кораблем при посадке и сказывалось на точности попадания (приземления) в заданную точку.

В системы управления спуском лунных кораблей был заложен принцип управления перегрузкой на спуске, аналогичный принятому на корабле «Союз». В целях повышения надежности возвращения на Землю в систему управления посадкой лунного корабля был включен ручной контур управления. Правильность его выбора, оценку особенностей построения и функционирования системы и предстояло испытать в условиях реальной перегрузки. Точность ручного управления оценивалась по отклонениям от теоретически заданной на Земле точки посадки корабля. Испытания показали, что экипаж в режиме ручного управления обеспечивал точность посадки в пределах 70–80 км, что считалось вполне приемлемым с точки зрения удобства и быстроты поиска приземлившегося аппарата вертолетом, базировавшимся в расчетной точке. В ряде случаев достигалась точность посадки в пределах 4–5 км.

Одним из видов испытаний по программе лунной экспедиции были испытания по выбору и оценке места расположения космонавта на борту лунохода. В этом цикле испытаний луноход использовался как транспортное средство. Испытания проходили на специальном полигоне, где была оборудована кольцевая трасса длиной порядка 180–200 м с насыпным грунтом и искусственно созданными лунками и кратерами. Задачей испытаний был выбор оптимального места расположения кресла космонавта на луноходе. При этом рассматривались три варианта размещения рабочего места: спереди, посередине и сзади лунохода. Целями испытаний были обеспечение безопасности космонавта при передвижениях лунохода по лунной поверхности, оценка удобства пользования рабочими органами управления луноходом, оценка условий обзора и поведения собственно транспортного средства с размещенным на его борту человеком. В передней части лунохода были смонтированы две ручки управления. На ручках были размещены органы управления, обеспечивающие движение лунохода «вперед-назад», переключение скоростей, торможение, развороты.

Первой серией испытаний была оценка размещения «космонавт сзади лунохода», т.е. из привычного для человека положения: видеть перед собой «капот» транспортного средства, а уж впереди него – полотно набегающей дороги.

Испытания показали, что движение на разных скоростях по прямой (первая – 1 км/ч, вторая – 2 км/ч, торможение, повороты с разными радиусами закругления, развороты на месте «по-танковому», преодоление лунок и кратеров различных размеров с кренами «влево и вправо» и тангажом вверх и вниз до 20 градусов никаких затруднений в управлении и неприятных ощущений не вызывали. Но при развороте водителя на 180 градусов, когда корпус транспортного средства оставался позади него, а впереди, прямо под ногами была поверхность «дороги», наблюдаемая с высоты собственного роста плюс высота площадки лунохода над

поверхностью, все перечисленные маневры выполнялись столь же легко, как и ранее, за исключением момента въезда в глубокую воронку. Здесь ощущение было неожиданным и неприятным – «как будто ты куда-то проваливаешься, а луноход вот-вот опрокинется и накроет тебя, при этом хочется спрыгнуть с этой машины на ходу». Выезд из такой воронки подобных эмоций не вызывал. По опросам участников испытаний подобные ощущения были у каждого водителя.

По результатам испытаний вариант расположения кресла космонавта в передней части лунохода был признан неприемлемым так же, как и в задней части, поскольку обратный эффект – опрокидывание назад, будет испытывать космонавт при выезде из воронки.

Наиболее приемлемым был признан классический вариант – расположение кресла экипажа посередине лунохода. К особенностям подготовки космонавтов по сравнению с отработанной уже программой при полетах на Международную космическую станцию можно отнести выработку поведенческих навыков при воздействии больших перегрузок и обязательность проведения тренировок по выживанию во всех климатогеографических зонах.

Немаловажным фактором является то, что при получении травм или возникновении декомпрессионной болезни у одного из членов экипажа первую медицинскую помощь, включая неотложную, должен оказывать другой член экипажа. Для этого он на Земле должен пройти подготовку, которую сейчас проходят так называемые медицинские специалисты экипажа. Часть такой подготовки проводится в условиях клиники, где космонавты обучаются проведению сложных медицинских процедур и манипуляций. В конечном итоге специалисты экипажа должны уметь самостоятельно оказывать медицинскую помощь.

Подготовленный экипаж должен обладать профессионально важными качествами, которые позволили бы ему выполнять автономный полет. А это обстоятельство обуславливает требования глубоких и прочных знаний, устойчивости навыков, а также умений и способностей членов экипажей к организации самостоятельной, творческой деятельности на борту корабля.

Для обеспечения максимальной эффективности и надежности функционирования космонавтов и персонала лунной базы потребуется решить в теоретическом и практическом аспектах вопрос оптимального распределения обязанностей среди участников лунных экспедиций. Это вопрос выбора степени специализации и взаимозаменяемости участников экспедиций.

Специфика полета по лунной программе требует четкой организации поддержки деятельности экипажа с Земли с участием ЦУПа, а также высокого уровня информационного обеспечения (поддержки) экипажа посредством использования им на борту различных информационных средств, включающих в свой состав системы искусственного интеллекта (экспертные системы).

При освоении Луны возникает новая задача, которая не отработывалась более чем три десятилетия. Это – задача подготовки космонавтов к деятельности в условиях моделирования условий пониженной гравитации, существующей на поверхности Луны. Данная задача была актуальной в 60-е годы во время реализации лунной программы. В Центре подготовки космонавтов имеется тренажерная база и методический аппарат по подготовке космонавтов в условиях пониженной гравитации. Анализ показывает, что для решения данной задачи возможно использование гидролаборатории Центра и тренажера «Выход-2» (рис. 1, 2), моделирующего работу космонавта в выходном скафандре с системой обезвешивания (состояние лунной гравитации).



Рис. 1. Подготовка космонавтов к деятельности в условиях пониженной гравитации на тренажере «Выход-2»

При использовании гидролаборатории необходимо обезвешивать скафандры космонавтов с условием обеспечения их вертикального положения и с отрицательной плавучестью. Однако кинематические и динамические параметры перемещения в условиях гидросреды будут существенно отличаться от реальных условий из-за вязкости среды и гидродинамического сопротивления движению. Поэтому окончательное решение вопроса о целесообразности использования гидролаборатории для подготовки космонавтов в условиях пониженной весомости требует специальной проработки.

При освоении Луны возникает задача подготовки космонавтов по управлению специальными транспортными средствами перемещения по ее поверхности, а также управлению специализированными техническими устройствами, решающими целевые задачи строительства, добычи полезных ископаемых, подготовки и отправки результатов работы на Землю и т.д.

Для решения данной задачи необходимы:

- полигон с имитацией характерных условий, существующих на поверхности Луны;
- тренажные варианты технических средств перемещения по поверхности Луны;
- имитаторы факторов, действующих на поверхности Луны.



Рис. 2. Подготовка космонавтов к деятельности в условиях гидролаборатории

Целесообразно проведение поисковых исследований по данной тематике.

Необходимо также провести дополнительный анализ нештатных ситуаций, возникновение которых возможно на борту космических аппаратов, совершающих полеты к Луне, и на поверхности Луны и которые могут оказаться экстремальными по степени воздействия на космонавтов. Выявление таких ситуаций позволит заблаговременно создать техническую базу и осуществить подготовку космонавтов, что повысит как безопасность космического полета, так и эффективность решения целевых задач полета.

В процессе подготовки космонавтов по лунной программе также могут быть использованы следующие технические средства подготовки космонавтов:

а) комплексные тренажеры: ЛЭК, ЛОК, ЛК, лунного ВПК;

б) функционально-моделирующие стенды: астронавигационный, причаливания и стыковки, космических экспериментов, бортового радиотехнического комплекса, виртуальной реальности, бортовых систем (в т.ч. манипулятора) и др.;

в) специализированные тренажеры: лунного корабля, стыковки ЛК с межорбитальным буксиром (МБ) и ЛОК, сборки лунного экспедиционного комплекса (ЛЭК) в составе: лунный орбитальный комплекс (ЛОК) + ЛК + разгонный блок (РБ), сближения и стыковки лунного взлетно-посадочного комплекса с орбитальным лунным комплексом, спуска и посадки на лунную поверхность, отработки навыков операторской деятельности в лунных условиях;

г) стенды;

д) штатные изделия;

е) средства моделирования условий космического полета: гидролаборатория, барокамерные комплексы, центрифуги, средства отработки действий в экстремальных условиях (макет спускаемого аппарата и спецоборудование), самолет – летающая лаборатория типа Ил-76 МДК (полеты с моделированием невесомости).

ВЫБОР И СОСТОЯНИЕ РАЗРАБОТКИ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ МЕГАВАТТНОГО КЛАССА ДЛЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПОЛЕТОВ

(окончание. Начало в № 1(6)/2013)

Ю.В. Кубарев, К.П. Кирдяшев, В.А. Смирнов

Докт. физ.-мат. наук, профессор, вице-президент и действительный член Академии инженерных наук им. А.М. Прохорова, лауреат Государственной премии СССР, заслуженный деятель науки РФ, член Международной ассоциации авторов научных открытий, почетный профессор Шанхайской аэрокосмической академии Ю.В. Кубарев (МГУПИ)

Докт. физ.-мат. наук, профессор, лауреат Государственной премии СССР К.П. Кирдяшев (Институт радиотехники и электроники им. В.А. Котельникова РАН)

Докт. техн. наук, профессор, лауреат Государственной премии СССР В.А. Смирнов (ФГУП НПП «Горий»)

В работе рассматривается несколько типов электрореактивных двигателей (ЭРД): ионный (ИД), стационарный плазменный двигатель (СПД), двигатель с анодным слоем (ДАС) и магнитоплазодинамический (МПДД). Оценивается возможность их использования в качестве основы двигателей мегаваттного класса для межпланетных космических полетов. Учитываются их конструктивные особенности, способность работать в стационарном, частотном, ВЧ и СВЧ разрядах, возможность управления вектором тяги и удельным импульсом и т.д. С учетом опубликованных данных, стендовых и натурных космических экспериментов, с различными, личного вклада и опыта работы авторов в развитии физики и техники плазмы, ВЧ и СВЧ техники, создании и исследовании различных типов ЭРД, делается вывод о нецелесообразности и невозможности создания ЭРД мегаваттного класса на основе ионных и холловских двигателей. Предпочтение отдается МПДД, впервые в мире предложенным и испытанным в СССР одним из авторов статьи.

Ключевые слова: пилотируемые полеты на Марс, электрореактивные двигатели, плазма, магнитоплазодинамический ускоритель, ионный двигатель, стационарный плазменный двигатель, вектор тяги, удельный импульс, ВЧ и СВЧ разряд.

Selection and Status of the Development of Megawatt-Class Electrojet Engines for Future Interplanetary Missions (*Ending. The Beginning in № 1(6)/2013*). Yu.V. Kubarev, K.P. Kiryashev, V.A. Smirnov

The paper considers the following types of electrojet engines: an ion thruster, stationary plasma thruster, thruster with anode layer, magnetoplasmodynamic thruster. The possibility of the use of these thrusters as a frame for megawatt-class engines to perform interplanetary missions is evaluated here. The features of their structure, capability to work in the stationary discharge, frequency discharge, HF discharge, and microwave discharge, and their capability to control a thrust vector and specific impulse, etc. are taken into account. Considering the published data, the results of bench and full-scale space experiments, personal contribution of the authors in the development of plasma physics and technology, high-frequency and microwave technology, designing and testing different types of electrojet engines it is concluded that the creation of a megawatt-class electrojet engine on the base of the ion and Hall thrusters is inexpedient and impossible. The preference is given to magnetoplasmodynamic thrusters, first proposed and tested in the USSR by one of the authors.

Keywords: manned missions to Mars, electrojet engines, plasma, magnetoplasmodynamic accelerator, ion thruster, stationary plasma thruster, thrust vector, specific impulse, HF discharge, microwave discharge.

Магнитоплазодинамические двигатели

На протяжении многих лет в НИИТП – Центре им. М.В. Келдыша проводилась разработка под различными названиями двигателей магнитоплазменного типа [6, 8]. Начиная с 1959 года исследовались схемы двигателей без внешнего магнитного поля ТСД (рис. 2), работающих на литии, а с 1960 года – ускорители (двигатели) с внешним магнитным полем (МПДУ, рис. 7), использующие различные газы, затем с 1965 года – литий и другие щелочные металлы.

Кроме НИИТП, у нас в стране разрабатывали и исследовали эти ускорители мощностью до 10–500 кВт и выше как на литии (НПО «Энергия», МАИ и др.), так и на газах (ИТМО – г. Минск, а также МИРЭА, ЦНИИмаш, ЦИАМ и т.д.).

Магнитоплазодинамический ускоритель, созданный и испытанный впервые в мире в МФТИ в 1958–1959 годы [28], его одноступенчатые и двухступенчатые конструктивные варианты, способ и устройство управления вектором тяги [3, 28–33] усовершенствовались и использовались автором в лаборатории № 2 НИИТП с 1960 года по 1967 год для получения потоков плазмы и высокоскоростных нейтральных частиц воздуха, кислорода и т.д. [33, 39, 40]. Изучались физические процессы в неизотермической плазме, механизмы ее образования и ускорения в неоднородных осесимметрических магнитных и электрических полях. В результате проведенных исследований в НИИТП были выявлены многие особенности работы ускорителя основной схемы (рис. 7) и неизвестные ранее явления и закономерности [29].

Предложенный газоразрядный источник неизотермической плазмы [33] отличался от ионного двигателя тем, что у него отсутствовала ионно-оптическая система, а система электродов снабжена двумя анодами конической формы (типа сопла Лавалля), расположенными вершинами один к другому, с независимыми потенциалами относительно катода. Внешнее магнитное поле источника образует магнитную «пробку» в зазоре между анодами и имеет напряженность, возрастающую по радиусу от оси источника к периферии. Использовались аноды различной формы. При малых расходах (давлениях) рабочего вещества в разрядной камере включается анод сходящейся формы, при больших – расходящейся [33]. Это позволяет увеличить плотность и скорость плазменного потока и расширить рабочий диапазон давлений.

Исследования МПДУ (рис. 7), работающих на газах, кроме автора проводились также в лаборатории № 4 НИИТП В.Б. Черенковым, И.В. Орфановым, Л.П. Побережским, О.С. Воробьевым и др. Они дополнили наши исследования и получили новые результаты, некоторые из них были опубликованы в совместных статьях или отображены в научно-технических отчетах. В дальнейшем использовались для доказательства отдельных положений научного открытия, сделанного в НИИТП [29, 43]. Однако по решению руководства института все работы с МПДУ и ионными двигателями, проводимые в лабораториях № 2 и № 4 на газах (воздух, азот, аргон и ксенон), были к 1967 году прекращены по причине бесперспективности их применения в качестве рабочего вещества. Вызвано это было тем, что в лаборатории № 3 (основе нынешнего отдела электрофизики – разработчиков ИД и ХД Центра им. М.В. Келдыша) считали наиболее перспективным использование лития и щелочных металлов.

Разрабатывать там МПДУ на химически активных, токсичных веществах стали с 1965–1966 годов. Литий по инициативе НИИТП и НПО «Энергия» считался на протяжении почти 30 лет основным рабочим телом в ЭРД. С нашей точки зрения это явилось серьезной ошибкой, которая затормозила и усложнила экс-

периментальное и теоретическое изучение физических процессов в МПДУ, разработку на их основе мощных ЭРДУ [3].

Поэтому дальнейшее создание, исследование и применение различных конструктивных вариантов МПД-ускорителей, использующих газы, были продолжены с 1968 по 1990 годы в Московском институте радиотехники, электроники и автоматики (МИРЭА), а в последнее время возобновляются в Московском государственном университете приборостроения и информатики (МГУПИ). Исследования МПДУ как ЭРД на газах, проводимые в МИРЭА по заданию НПО «Энергия», перестали финансироваться с 1974–1975 годов по упомянутой причине. Разрабатывались другие направления использования многоцелевого МПД-ускорителя, проводились всесторонние комплексные экспериментальные и теоретические исследования основного и других его конструктивных вариантов. Наиболее важные направления – это летные эксперименты «Куст» и «Старт» и создание системы плазменной нейтрализации статического заряда КА на основе маломощных малогабаритных МПДУ [42, 43].

Особенности основной схемы МПДУ и его вариантов, области их применения, оригинальные способы и устройства диагностики и т.д. отмечены в табл. 3.

Многообразное применение МПДУ связано с установленными особенностями происходящих в нем процессов [3, 28–33, 38–58 и др.] и использованием свойств различных газов, что облегчало его экспериментальное и теоретическое исследование по сравнению с двигателями (использующими агрессивные вещества), разрабатываемыми в НИИТП, НПО «Энергия» и других организациях.

ЭРД, работающие на литии и щелочных металлах

В Центре им. М.В. Келдыша изображенную на рис. 2 схему называли сильноточным торцевым двигателем (СТД), электрическим двигателем торцевого типа, ускорителем плазмы в собственном магнитном поле и т. д. Этот ускоритель из-за отсутствия внешнего магнитного поля [4], влияющего на процессы и предохраняющего разрушение его элементов от действия плазменных образований и тепловых нагрузок, не рассматривается в последние годы в качестве маршевого ЭРД [3, 4, 6].

Помимо названий, первоначально используемых автором [3, 12–15, 28, 33, 38], ускоритель, изображенный на рис. 7, в отечественной литературе имел множество названий. В НИИТП его стали называть: торцевым низкоточным ускорителем (ТНУ), двигателем с внешним магнитным полем, затем – торцевым холловским двигателем (ТХД) [8, 12–15] и др. Эти названия не отображают ни конструктивные особенности, ни физические процессы в нем. Они происходят внутри разрядной камеры не только на торцах катода или анода, но и за двигателем, имеют объемный характер, холловский механизм ускорения [3]. В мировой литературе и в России его принято называть магнитоплазодинамическим ускорителем (двигателем), что ближе всего отображает физические процессы в нем.

По поводу этих двигателей (рис. 2 и рис. 7) в юбилейной книге «Исследовательский Центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники» написано [8]: «Были обоснованы и разработаны оригинальные схемы электрических плазменных двигателей торцевого типа – сильноточных с ускорением плазмы в собственном магнитном поле и слаботочных с ускорением плазмы во внешнем магнитном поле. Такие двигатели обладают рядом существенных преимуществ по сравнению с другими типами ЭРД: меньше габариты, выше КПД, существует возможность питания от низковольтных источников

электроэнергии и др. Разработанные основы теории, методики расчета и проектирования ЭРД торцевого типа и успешная отработка стендовых образцов таких двигателей обеспечили успешное проведение их летных испытаний».

«Первоначально работы были сконцентрированы на изучении рабочих процессов в магнитоплазодинамических (МПД) двигателях различных схем мощностью от 1 до 1000 *кВт*. В качестве рабочего тела использовались щелочные металлы и их сплавы. Позднее, в 1970–1980 годы, было проведено более 20 летних испытаний магнитоплазодинамических ускорителей мощностью 1...3 *кВт*, созданных в институте».

У читателя все изложенное может вызвать большое уважение, но могут возникнуть следующие вопросы:

– если все так хорошо разработано и успешно отработано, то почему в Центре им. М.В. Келдыша предпочтение отдано ионным и холловским двигателям и полностью прекращено исследование, создание и применение мощных магнитоплазодинамических МПД-двигателей различных схем;

– почему для марсианских пилотируемых полетов предлагается использовать принципиально ограниченные по мощности ионные и холловские двигатели, а не магнитоплазодинамические, не имеющие этих ограничений и получившие высокую оценку Центра им. М.В. Келдыша;

– почему руководство Центра им. М.В. Келдыша в решении Проблемного совета (28 сентября 2011 г.) кардинально изменило свою точку зрения, высказанную в 2003 году, и умолчало о своих прежних «больших достижениях» в развитии ЭРД мегаваттного класса и не использует их?

Дело в том, что в Центре им. М.В. Келдыша за прошедшие 50 лет так и не были созданы и испытаны мощные ЭРД, поэтому ответы на них вряд ли будут даны. На основе схем, изображенных на рис. 2 и рис. 7, там создавали модели магнитоплазодинамических двигателей малой мощности, использующих агрессивные и вредные для КА рабочие вещества. Вместо сконструированных СТД и ТХД малой мощности, там теперь заново разрабатывают принципиально мало-мощные ионные и холловские двигатели, использующие дорогостоящие газообразные вещества, которые не применимы в ЭРДУ мегаваттного класса [6, 10].

Рассмотрим в качестве примера достижения основных специалистов НИИТП, которыми якобы «были обоснованы и разработаны оригинальные схемы электрических плазменных двигателей торцевого типа», а вернее, авторов их названий – СТД, ТНУ, ТХД и т.д.

О них в книге [13], где один из авторов является редактором, а другой – рецензентом, написано: «В Советском Союзе СТД особенно обстоятельно исследованы А.А. Поротниковым, а в варианте торцевого холловского двигателя с внешним магнитным полем (ТХД) – И.Н. Острецовым».

Их обстоятельные результаты исследований изложены в книге «Плазменные ускорители» [12], где в статье А.А. Поротникова на стр. 113 приведена зависимость полного КПД сильноточного двигателя без магнитного поля (рис. 2), работающего на щелочных металлах, от скорости истечения плазмы. Копии этих зависимостей на рис. 16 обозначены красным цветом.

Результаты собственных экспериментальных исследований коэффициента полезного действия СТД автор статьи не приводит. Из данных, полученных американскими исследователями, видно, что полный КПД возрастает с увеличением скорости истечения плазмы. Для этих зависимостей диапазон мощности в статье не указан, но из ссылок можно установить, что он составлял ~100–500 *кВт*.

В этой же книге [12] в статье И.Н. Острецова на стр. 125 приведены результаты исследований другого типа ускорителя, имеющего внешнее магнитное поле. Под названием «Торцевой низкоточный ускоритель» (ТНУ) показана традиционная схема МПДУ (рис. 7) и зависимости его КПД от удельного импульса, обозначенные на рис. 16 черным цветом.

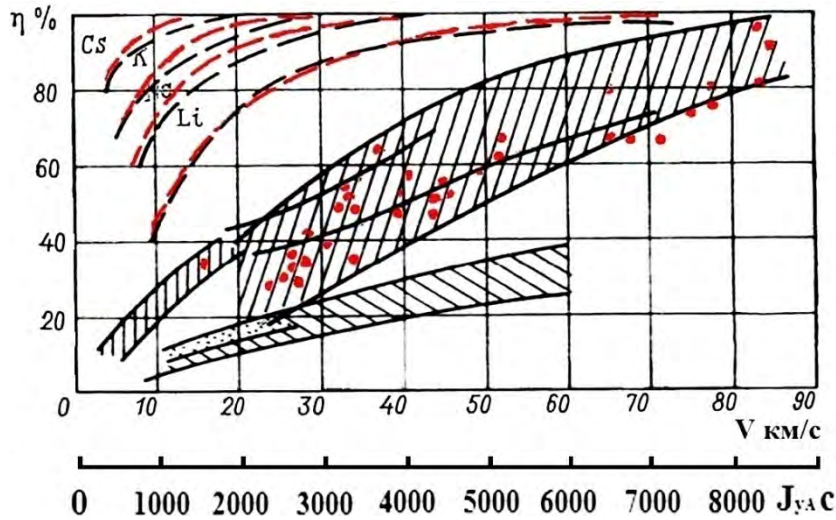


Рис. 16. Зависимость КПД ТНУ от удельного импульса

- 1 – зависимости полного КПД от скорости истечения плазмы для СТД;
- 2 – зависимости полного КПД от удельного импульса для ТНУ (МПДУ)

В отношении ТНУ (МПДУ) написано: «При использовании сильных полей (1000 Э) ускорители мощностью в единицы киловатт при скоростях истечения примерно 20 км/с в большинстве случаев имеют КПД порядка 35 %. В области средних мощностей (25–40 кВт) и скорости истечения 40–50 км/с наиболее характерен КПД 50–60 %. Эти результаты получены для многочасовой работы ускорителя».

Достаточно хорошие результаты, однако в этой статье тоже нет ни одной зависимости или экспериментальной точки, полученной самим автором, или хотя бы ссылки на его работы. Если рисунки из обеих статей [12] привести к единому масштабу и совместить, то станет видно, что для принципиально разных двигателей – с внешним магнитным полем и без него, различающихся по мощности на порядок, использующих одни и те же рабочие вещества, величины их КПД полностью совпадают. Этого не должно и не может быть в действительности! Более того, согласно данным рис. 16 следует ожидать, что при использовании цезия и калия, для обоих ускорителей можно получить КПД свыше 100 %!

В этих статьях А.А. Поротникова и И.Н. Острецова, сотрудников одного и того же отдела НИИТП, одна из приведенных ссылок на работы американских авторов является тоже общей.

После этих публикаций И.Н. Острецовым и А.А. Поротниковым в 1975 году были проведены на спутниках серии «Космос» два натуральных эксперимента «Крен» с ТХД (МПДУ) мощностью ~2,5 кВт, работающих на калии. Информация

о научных результатах этих экспериментов отсутствует [6, 8, 13]. После этого ими была проведена серия ракетных экспериментов с так называемыми «торцевыми сильноточными двигателями» (ТСД) мощностью всего лишь $W \leq 3 \div 5 \text{ кВт}$, использующими те же щелочные металлы. Результаты натурных экспериментов, продолженных затем под руководством А.С. Коротева, кроме упоминания о них [6, 8], авторам настоящей статьи также неизвестны.

Неизвестно влияние плазменных образований на телеметрию и связь, их взаимодействие с космическими аппаратами (ракетами), приборами и окружающим пространством. Стендовые исследования с участием одного из авторов настоящей статьи [13, 14, 52, 53] показали, что разрабатываемые в Центре им. М.В. Келдыша конструкции двигателей характеризовались недостаточным ресурсом и надежностью функционирования. Такие недостатки МПД-двигателей проявлялись в наибольшей степени в так называемых предельных режимах работы плазменных установок [52, 53]. В этих режимах внутри двигателя формируются токовые конфигурации, приводящие к значительным потерям энергии на электродах, возникновению «спицеобразных» вращений и колебаний в плазме, в результате чего происходили срывы нормальных ускорительных режимов и разрушение двигательной установки [54].

Наблюдаемые явления [13, 55–56] связаны с развитием в двигателях плазменных неустойчивостей и возбуждением широкого спектра колебаний. Об этом свидетельствовали электромагнитные поля, возникающие в предаварийных режимах двигательных установок. Это обстоятельство указывает на нарушение электромагнитной совместимости МПД-двигателей, разрабатываемых в НИИТП (Центре им. М.В. Келдыша), с системами радиосвязи с космическими аппаратами [57–58].

Видимо, об этих исследованиях спустя 30 лет было написано [6]: «С конца 50-х годов до 1975 года в Центре им. М.В. Келдыша проводились исследования МПД в диапазоне мощностей от сотен киловатт до 1 МВт с удельным импульсом тяги 5000–7000 с, рабочее тело литий или калий».

Несмотря на то, что особенно обстоятельные исследования СТД, ТХД и «успешная отработка стендовых образцов таких двигателей обеспечили успешные проведения летных испытаний», все это не оказало влияния на разработку ЭРД мегаваттного класса, которая и была прекращена.

«Разработанные основы теории, методики расчета и проектирования ЭРД торцевого типа», якобы созданные в НИИТП и касающиеся магнитоплазменного двигателя, рассмотреть в данной работе нет смысла и возможности, поскольку их не существует. Физические процессы в СТД, работающих на литии, были более подробно изучены не в Центре им. М.В. Келдыша, а в МАИ – под руководством В.Б. Тихонова, удостоенного в 1991 году Госпремии СССР [3].

Реальные успехи в создании мощных МПДУ, работающих на литии, были достигнуты в НПО «Энергия». В статье В.П. Агеева и В.Г. Островского [15] приведены результаты испытаний МПД-ускорителя при электрических мощностях 900–1000 кВт в течение нескольких секунд и при 500–600 кВт (напряжение разряда ~60 В) – в течение десятков и сотен часов. Удельный импульс в этих испытаниях достиг 5000 с, тяговый КПД ~60 %, а величина тяги ~0,8–1,0 кгс. Результаты исследовательских испытаний приведены на рис. 17.

Из приведенных графиков видно, что в указанном диапазоне подводимой мощности с увеличением расхода рабочего тела тяга, тяговый КПД (η), и удельный импульс ($J_{уд}$, с) убывают. Объяснение этому в статье не дается, поясняется ниже.

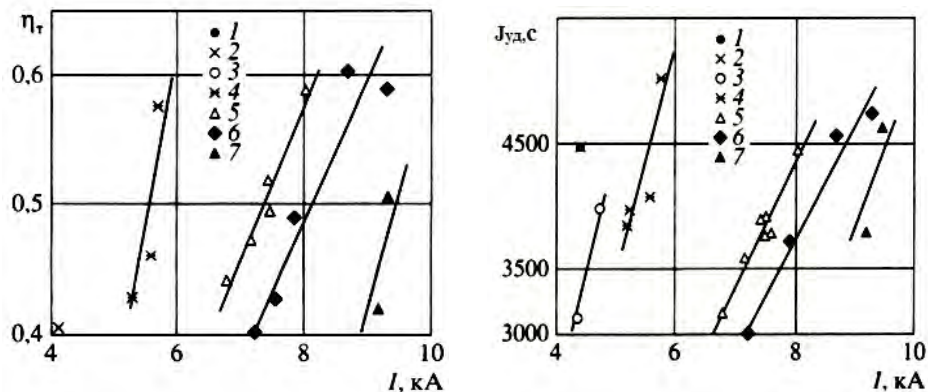


Рис. 17. Зависимость КПД и удельного импульса МПД двигателя от разрядного тока и расхода лития: 1 – расход лития 0,026 г/с; 2 – 0,08; 3 – 0,10; 4 – 0,13; 5 – 0,24–0,26; 6 – 0,28–0,30; 7 – 0,33–0,36

О другой конструкции двигателя, где внешнее магнитное поле играло вспомогательную роль на выходе, написано: «Один из усовершенствованных вариантов МПД двигателя при потребляемой мощности 450–500 кВт сохранял работоспособность и параметры в стационарном режиме работы ~500 ч. Прекращение испытаний было связано с разрушением работоспособности стенда» [15].

«Для проверки влияния МПД-двигателя, работающего на литии, на работу систем космического аппарата (КА), был проведен космический эксперимент. Модель стационарного МПД-двигателя мощностью 17 кВт (ток разряда до 700 А) была разработана и изготовлена в РКК «Энергия». Электропитание двигателя обеспечивалось аккумуляторными батареями. В связи с этим время работы ограничивалось емкостью батарей и было порядка нескольких минут, что повлияло на конструкцию модели. Космический эксперимент подтвердил надежность запуска и устойчивую работу модели МПД-двигателя и его хорошую совместимость с бортовыми системами КА».

Однако в работе не приводятся данные, характеризующие условия проведения натурального эксперимента, параметры струи, ее взаимодействие с космическим аппаратом, степень загрязнения элементов КА литием и т.д. Конструкция этого двигателя приведена на рис. 18, его схема представляет собой правую часть схемы МПДУ, изображенной на рис. 7.

Для нее, как указывается в следующем разделе, в зависимости от расхода рабочего тела, окружающего давления должен существовать оптимальный режим горения разряда и три предельных режима истечения плазмы в окружающее пространство. В зависимости от подводимой мощности, расхода тела и окружающего давления струя плазмы может быть электроскомпенсирована или иметь избыток ионов или электронов, что влияет на потенциал КА. Раскомпенсация заряда в струе приведет к зарядке космического аппарата, «обволакиванию» его облаком (слоем) разреженной плазмы, что было установлено в результате лабораторных исследований и летных испытаний МПДУ в серии экспериментов «Куст» [13, 43, 49–51].

Разработчики плазменных двигателей в НИИТП, НПО «Энергия» и других организациях, включая зарубежные, стремились получить необходимые электро-реактивные параметры путем подбора элементов конструкций разрядной области,

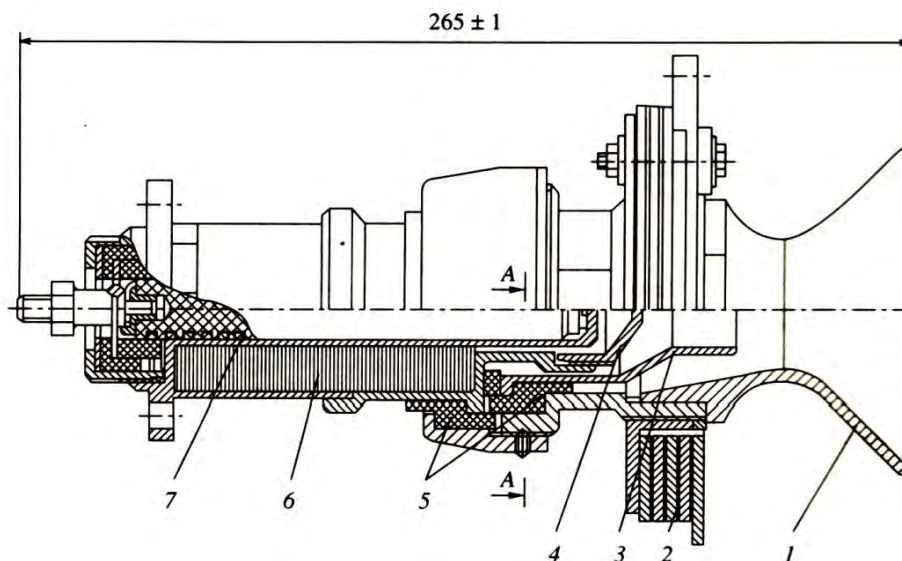


Рис. 18. Конструкция модели МПД-двигателя на литии
 1 – вольфрамовый анод; 2 – магнитная катушка; 3 – нейтральная вставка;
 4 – вольфрамовый катод; 5 – изолятор; 6 – вкладыш; 7 – нагреватель

изменением напряженности внешнего магнитного поля и расположения катода и анода в нем. Не связывали физические процессы в МПДУ с неоднородностью магнитных и электрических полей, величиной подводимой мощности, распределением концентраций нейтральных и заряженных частиц, т.е. не учитывали роль распределения их относительных градиентов по радиусу и длине струи плазмы [29, 45–48].

По этой же причине различные неустойчивости «спицы» и т.д. должны проявиться и в двигателях, разработанных в НПО «Энергия». Однако эти вредные влияния можно было избежать или уменьшить, используя результаты исследований процессов и режимов работы МПДУ [35, 44, 45], проведенных Ю.В. Кубаревым в НИИТП в 1962–1967 гг. Они продолжены в МИРЭА, проверены затем в 1977–1987 гг. в натуральных космических экспериментах [29, 43] и повторно – в лабораторных условиях [46, 47, 59, 60].

Это обосновало развитие нового подхода к разработке МПД-двигателей, учитывающего особенности динамики нейтральных и заряженных частиц в выходящей плазменной струе, движущейся в неоднородном магнитном поле [45–48, 59, 60].

В МПД-двигателях можно реализовать режим истечения плазмы с низким уровнем колебаний и электромагнитных шумов. В этом режиме формируются равновесные структуры плазменных потоков, характеризующиеся равенством относительных градиентов давления рабочего газа вдоль плазменного потока, напряженности магнитного поля и концентрации электронов, т.е. выполняется закономерность $\nabla P/P = \nabla H/H = \nabla N_e/N_e$ [29]. Движение плазмы в таких режимах МПДУ происходит вдоль силовых линий магнитного поля подобно движению нейтрального газа [48]. В области ускорения плазмы и в выходящем плазменном потоке наблюдается компенсация электрических зарядов, что согласуется с результатами теоретических исследований и модельных расчетов, подтвержденных лабораторными и натурными космическими экспериментами с МПДУ [43, 48–50].

Отсутствие электрического поля в области ускорения плазмы исключает формирование неравновесных токовых конфигураций и обеспечивает подавление широкого спектра неустойчивостей плазмы [29, 47, 60], что приводит к повышению эффективности и надежности функционирования двигательной установки. Применение МПД-ускорителя в качестве единичного модуля космической двигательной установки с рассмотренным режимом ускорения плазмы позволяет существенно снизить интенсивность электромагнитных помех, воздействующих на бортовой радиотехнический комплекс, и улучшить качество радиосвязи с космическими аппаратами [60].

Результаты создания и исследования МПД-двигателей средней и большой мощности, полученные в НПО «Энергия» (РКК «Энергия» имени С.П. Королёва), в десятки раз превосходят результаты Центра им. М.В. Келдыша не только для этих двигателей, но и по основным параметрам существующие и разрабатываемые там ионные и холловские двигатели.

Это лишний раз свидетельствует о необходимости разработки новой концепции создания мегаваттных ЭРД на основе магнитоплазодинамических ускорителей, работающих на газах.

Магнитоплазодинамические двигатели с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом

Рассматривается новый комплексный подход к исследованию физических процессов в плазме, созданной и движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях.

Исследователи различных конструктивных вариантов МПД-ускорителей, на первый взгляд не отличающихся друг от друга, получали противоречивые данные. Например, в одном и том же диапазоне исследуемых мощностей, расходов рабочего тела, окружающего давления у разных исследователей величины тяги и других параметров проходили через максимум или минимум, возрастали, убывали или не менялись вообще. Более того, как было установлено одним из авторов настоящей статьи, в одном и том же ускорителе изменение положения электродов в поле магнитного сопла или изменение места напуска рабочего тела (даже при постоянном его расходе) приводило к совершенно противоположному поведению характеристик ускорителя. Связано это с тем, что менялись механизмы ускорения плазмы, зависящие от конструкции, расположения катода и анода в поле магнитного сопла, места напуска рабочего тела, условий горения разряда и т.д. Физические процессы в МПД-ускорителе сложны и многообразны, разобраться в них позволила новая методика исследования процессов в МПД-ускорителе. Она основана на комплексном подходе к изучению физических процессов в неоднородной неизотермической плазме, на сопоставлении абсолютных и относительных градиентов напряженности магнитного поля ($\frac{\nabla H}{H}$), концентрации заряженных частиц

($\frac{\nabla n_e}{n_e}$) и давления $\frac{\nabla P}{P}$ (концентрации) нейтральных частиц внутри ускорителя с параметрами разряда и струи плазмы [35, 41, 45–48].

Такой подход позволил разобраться с основными механизмами ускорения плазмы в МПДУ. Они обусловлены:

- взаимодействием разрядного тока с внешним магнитным полем (холловский механизм);
- передачей энергии электронов ионам, которые перезаряжаются и нейтрализуются (тепловой механизм);
- преобразованием вращательного движения в поступательное поле магнитного сопла;
- взаимодействием разрядного тока с собственным магнитным полем, когда наведенное током собственное магнитное поле соизмеримо с внешним магнитным полем, созданным электромагнитами.

Последний механизм реализуется только при больших мощностях, подводимых к ускорителю, во многих случаях им можно пренебречь и не учитывать искажение магнитного поля разрядным током. Основными силами, ускоряющими частицы плазмы, являются силы газодинамического давления, действующие по всему сечению струи на нейтральные частицы, до и после включения разряда

$$F_1 = -\frac{\nabla P_n}{n_n};$$

сила Ампера, действующая на заряженные частицы вне оси ускорителя

$$F_2 = \int_V j_\varphi H_r dv, \text{ где } \bar{j} = \sigma(\bar{E} + \frac{1}{e}\nabla P_e / n_e) = \sigma(\bar{E} + \frac{1}{e}kT_e \nabla n_e / n_e) + \sigma k \nabla T_e$$

и сила, действующая на заряженные частицы вблизи оси ускорителя,

$$F_3 = -\nabla(P_e + P_i) / n_e = -k(T_e + T_i)\nabla n_e / n_e - k\nabla(T_e + T_i).$$

Пренебрегая малым влиянием градиентов температур, эти силы можно связать с относительными градиентами давления нейтральных частиц ($\nabla \ln P$), магнитного поля ($\nabla \ln H$) и концентрации заряженных частиц ($\nabla \ln N$). Относительные градиенты (логарифмические производные) этих параметров определяют направление движения частиц относительно магнитных силовых линий, создаваемых магнитным полем.

$$F = \begin{cases} kT_n \frac{\nabla P_n}{P_n} \approx kT_n \frac{\nabla n_n}{n_n}, & N_1 \approx \frac{P_a}{D_a} \approx \sum_i (\frac{\nabla P_n}{P_n}) \Delta L_i \\ \frac{mV_\perp^2 \nabla H}{2H} \approx kT_\perp \frac{\nabla H}{H}, & N_2 \approx \frac{H_a}{H_b} \approx \sum_i (\frac{\nabla H}{H}) \Delta L_i \\ k(T_e + T_i) \frac{\nabla n_e}{n_e}, & N_3 \approx \frac{(n_e)_a}{(n_e)_b} \approx \sum_i (\frac{\nabla n_e}{n_e}) \Delta L_i \end{cases}$$

Кроме относительных градиентов, характеризующих локальные изменения параметров, введены по аналогии с так называемым газодинамическим параметром нерасчетности N_1 еще два параметра нерасчетности – N_2 и N_3 , где символы a и b обозначают соответствующие значения P_n , H и n_e на выходе струи из ускорителя и в изобарической области струи в окружающем пространстве [35, 45, 48].

Процессы ионизации, диффузии и ускорения частиц, возникновение различных неустойчивостей, колебаний и излучений происходят как внутри ускорителя в межэлектродном промежутке, так и за ускорителем в различных участках струи. В этих областях магнитное поле и распределение давления и тока в плазме могут

по-разному влиять на физические процессы, что затрудняет исследование и оптимизацию параметров ускорителя. Поэтому при теоретическом и экспериментальном исследовании были выделены три основных области:

– внутри ускорителя, где основную роль играет разрядный ток и наведенный им азимутальный ток, зависящие от радиального распределения магнитного поля и давления рабочего газа, т.е. $d\ln H/dr$, $d\ln P/dr$ и $d\ln n_e/dr$;

– в ближайшей зоне за ускорителем, где важную роль играют холловские токи, процессы ионизации и перезарядки, существенна неоднородность параметров вдоль струи, т.е. величины $d\ln H/dx$, $d\ln P/dx$ и $d\ln n_e/dx$;

– в дальней зоне, где величина токов и относительных градиентов не существенны, скорости заряженных и нейтральных частиц выравниваются, преобладают процессы рекомбинации и деионизации, осуществляется их свободный разлет.

Использование в 1961–1965 годы в НИИТП специально сконструированных автором ускорителей [3] позволяло до и во время эксперимента менять величину напряженности магнитного поля H , конфигурацию его силовых линий и распределение давления P в ускорителе и струе для выяснения роли абсолютных (∇H и ∇P) и относительных ($\nabla H/H$ и $\nabla P/P$) градиентов. Выявлялись их взаимосвязи и влияния на работу различных конструкций ускорителя и его параметры. Были установлены и исследованы три оптимальных режима горения разряда (максимален процесс ионизации и разрядный ток), зависящих от расположения электродов в сходящейся, однородной и расходящейся частях магнитного сопла (рис. 19), и три предельных режима истечения плазмы в пространство с пониженным давлением (потенциал струи отрицателен, равен нулю или положителен) (рис. 20).

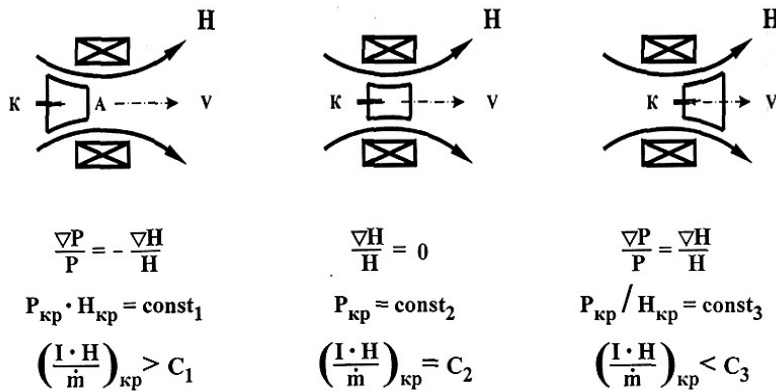


Рис. 19. Три оптимальных режима горения разряда в ускорителе

Эксперименты и теоретические исследования показали, что режимы горения и истечения плазмы зависят от соотношения между величинами и направлениями относительных градиентов напряженности магнитного поля $\frac{\nabla H}{H}$, давления

$\frac{\nabla P}{P} \approx \frac{\nabla n}{n}$, концентрации заряженных частиц $\frac{\nabla n_e}{n_e}$ внутри ускорителя и в струе плазмы. Они входят в явном и скрытом виде в Закон Ома, в уравнения движения заряженных и нейтральных частиц и определяют величины и направления сил,

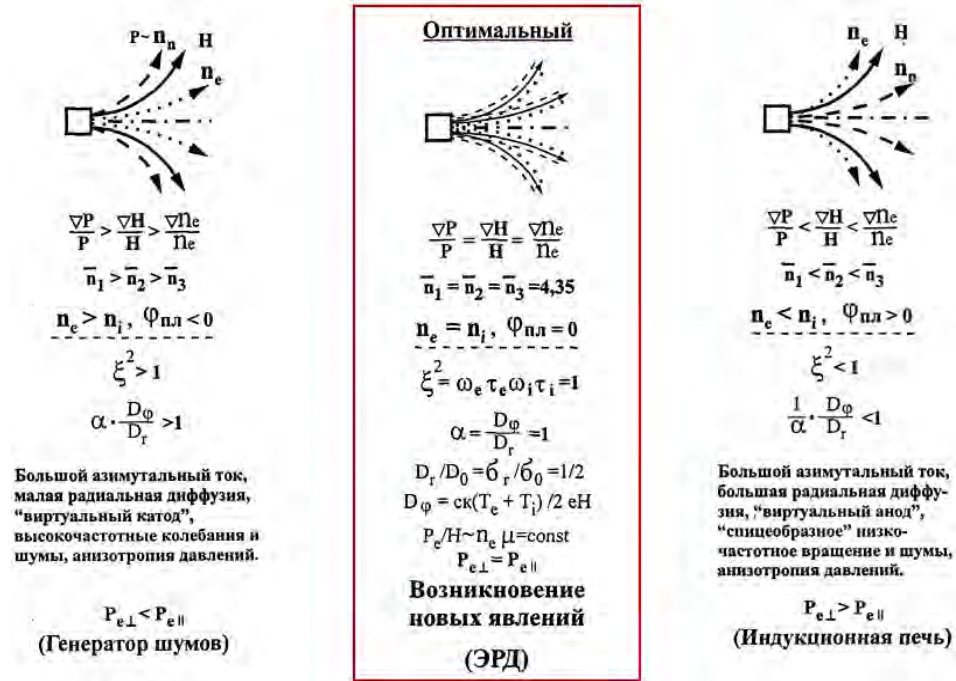


Рис. 20. Три предельных режима истечения плазмы из ускорителя

действующих на частицы. При выполнении в ускорителе и струе закономерности $\nabla H/H = \nabla P/P = \nabla n_e/n_e$ (1), силы, действующие на частицы, направлены в одну сторону. Параметры ускорителя как двигателя максимальны, струя электрокомпенсирована, в ней подавляются высокочастотные колебания и шумы. Возникают неизвестные ранее явления, основные из которых приведены в формуле научного открытия [29], – новом законе (закономерности) в области физики плазмы, который гласит:

«Установлена неизвестная ранее закономерность возникновения электростатической неустойчивости плазмы, движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях, заключающаяся в том, что в области, где изменяются относительные градиенты напряженности магнитного поля, концентрации нейтральных и заряженных частиц, происходит взаимная синхронизация низкочастотных электрических (ионно-звуковых) колебаний, возрастание амплитуды и уменьшение их частоты, а при равенстве упомянутых относительных градиентов образуется стоячая волна с максимальной амплитудой и минимальной частотой, подавляются высокочастотные колебания и азимутальные неоднородности, при этом скорость и проводимость плазмы максимальны, внешнее электрическое поле проникает на расстояния, превышающие дебаевский радиус экранирования, обусловленная действием на частицы сил ускорения, направленных в одну сторону, компенсацией электрических зарядов и возникновением на границах области скачков уплотнения и волн разрежения» [29].

Именно в этом случае струя плазмы, инжектируемая МПД-ускорителем перпендикулярно оси корпуса ракеты, отрывалась от него и уходила в космическое пространство, что было зарегистрировано локатором и бортовой аппаратурой [43].

Только в этом случае МПД-ускоритель является электрореактивным двигателем с электроскомпенсированным зарядом струи (рис. 20).

В других случаях, когда струя становилась заряженной, ракета обволакивалась разреженной плазмой, ее потенциал становился положительным или отрицательным относительно окружающего пространства [48–50]. Основные результаты натурных космических экспериментов с МПДУ наиболее подробно изложены в статье [43].

На основе установленной закономерности (1) была создана методика расчета процессов в МПД-ускорителе, учитывающая его геометрические размеры, величину подводимой мощности, величину напряженности магнитного поля, расход рабочего вещества, его физико-химические свойства. Рассмотрение этих вопросов выходит за рамки настоящей статьи. Результаты отдельных исследований, опубликованные несколько десятилетий назад в трудах международных и отечественных конференций и научно-технических отчетах, будут обобщены и изложены в специальной работе. Основанные на них изобретения и разработки приведены в табл. 3, где упомянуты особенности магнитоплазодинамического ускорителя, позволившие найти ему многообразные применения в различных областях науки и техники.

Особенности магнитоплазодинамических ускорителей с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом

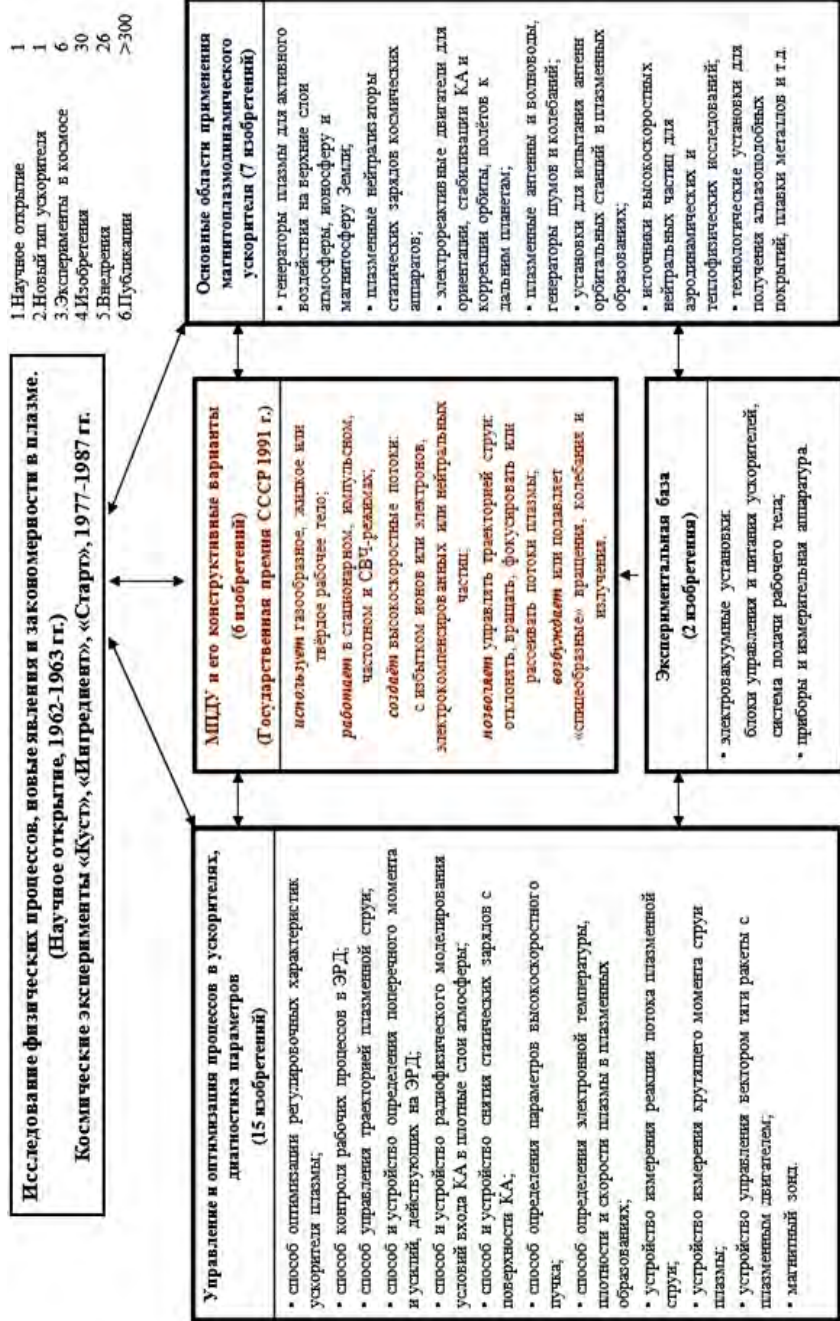
Многообразное применение МПДУ, работающих на различных газах, обосновано целым рядом установленных, теоретически и экспериментально проверенных и использованных особенностей его рабочих процессов, отмеченных в центральной части табл. 3.

Основная схема МПДУ (рис. 7) использовалась в натурных космических экспериментах [43, 49–51], при разработке системы снятия статических зарядов с поверхностей космических аппаратов [42], при создании высокоскоростного потока кислорода [41], при исследовании поведения антенн орбитальных станций «Салют-5»–«Салют-7» [41] и т.д.

На рис. 21 приведены схема и внешний вид МПД-ускорителей, устанавливаемых на головных частях метеорологических ракет МР-12 и МР-20, работающих в космических условиях в стационарном, частотном и высокочастотном режимах, использующих в качестве рабочего вещества воздух и аргон. В экспериментах «Куст-1»–«Куст-3» испытывались неотделяемые от головной части ракеты ускорители плазмы, работающие в стационарных режимах. В экспериментах «Старт» – автономные МПДУ, работающие в импульсных режимах, которые вместе с блоками питания, хранения и подачи рабочего тела отделялись на заданной высоте от ракеты, совершая полет по баллистической траектории. За работой ускорителя велось наблюдение наземной и корабельной аппаратурой. Эти эксперименты проводились совместно с ИПГ и ИЭМ. Основные результаты этих исследований, имеющих важное значение при разработке мощных ЭРД и системы плазменной нейтрализации космических аппаратов на основе маломощных МПДУ, приведены в статье «Что погубило «Фобос-Грунт?»», опубликованной в журнале [43].

Таблица 3

Основные приоритетные разработки и области их применения, предложенные Ю. В. Кубаревым и выполненные под его научным руководством



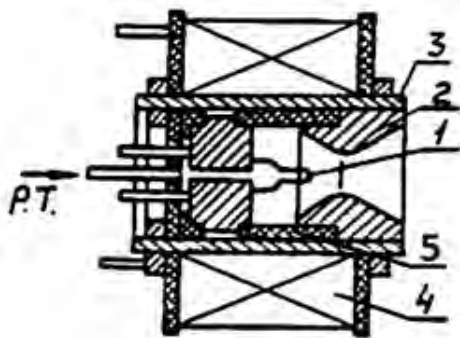


Схема МПД-ускорителя:

1 – катод; 2 – анод; 3 – корпус анода; 4 – соленоид; 5 – изолятор

Рис. 21. Стационарные и импульсные ускорители плазмы, испытанные в космических условиях

В зависимости от применения ускорителя, для каждого конкретного случая использовались различные формы и размеры анодов (рис. 19), дополнялись и видоизменялись конструкции разрядной области (рис. 22), типы и конструкции катодов (рис. 23).

Так, например, в двухступенчатом ускорителе (рис. 22) устанавливалась дополнительная ионизационная камера (4), повышающая степень ионизации газа и уменьшающая его расход. При определенных условиях при выходе на заданный режим работы такая конструкция позволяла отключить подогрев катода и подачу рабочего газа в первую ступень ускорителя.

Эта конструкция ускорителя с различными катодами использовалась автором в 1962–1963 годах в НИИТП для получения высокоскоростного потока нейтральных частиц воздуха и азота, а затем – кислорода [41] путем перезарядки ионов и вывода заряженных частиц из плазменной струи. На ней, как и на основной схеме МПДУ, отрабатывались способ вывода заряженных частиц и устройство управления вектором тяги и удельным импульсом (рис. 24) магнитоплазодинамических двигателей.

Потребляемая ими электроэнергия составляла $\leq 4-5$ % от электроэнергии, подводимой к двигателям, т.к. они воздействуют на струю плазмы в области, где внешнее магнитное поле за двигателем уже ослаблено.

Применение управляющей магнитной схемы, состоящей из 3–4 вспомогательных малогабаритных электромагнитов или рассеивающей (фокусирующей, в зависимости от направления в ней тока) магнитной системы, представляется крайне важным при дальних космических полетах, связанных с торможением, посадкой и взлетом КА с других планет.

Используемые внешние устройства оказывают малое воздействие на рабочие процессы в самом двигателе, что представляется удобным при межпланетных полетах и облегчит создание схем управления и распределения мощностей в ЯЭРДУ.

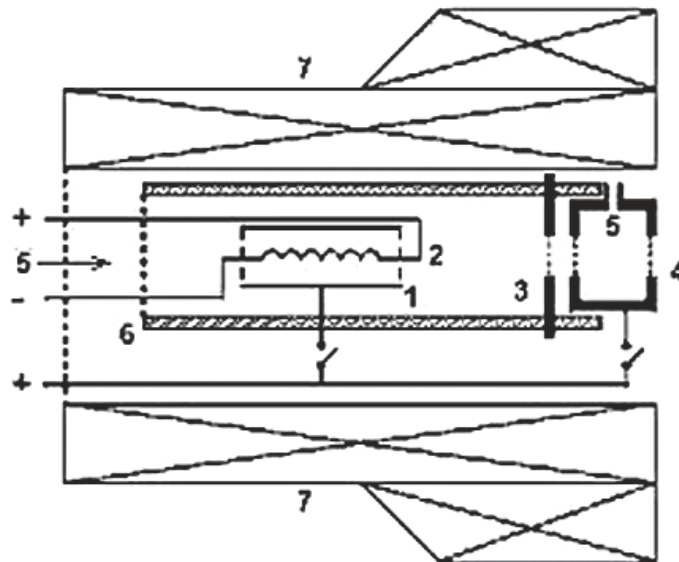


Рис. 22. Схема двухступенчатого ускорителя плазмы
 1 – анод; 2 – катод; 3 – диафрагма; 4 – ионизационная камера; 5 – подвод рабочего тела;
 6 – керамическая труба; 7 – соленоид, создающий неоднородное магнитное поле
 (НИИТП, А.С. № 166974, 1963 г. [30])

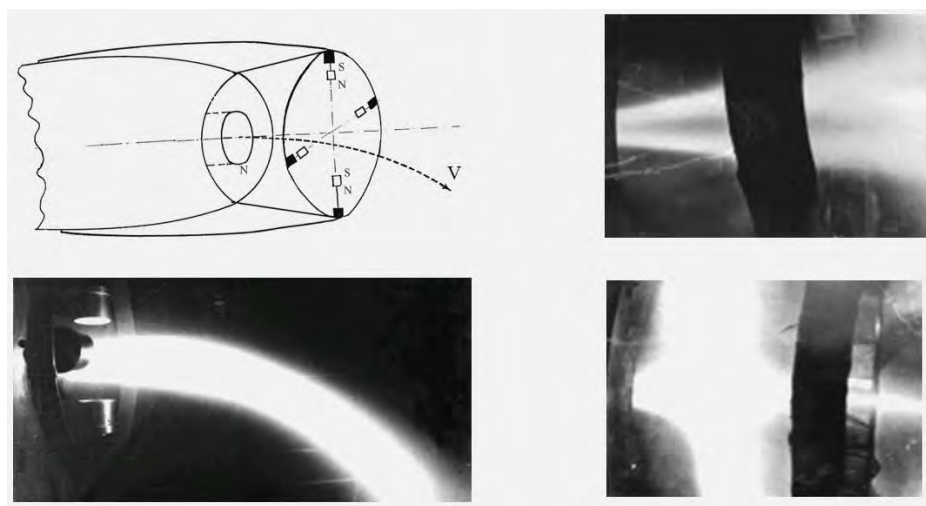


а) полый катод (КБ «Факел»); б) подогревной гексаборидный катод (справа)



в) прямонакальный вольфрамовый катод (МИРЭА-МГУПИ)

Рис. 23. Катодные узлы МПД-ускорителя



НИИТП, А.С. № 164368 и № 183978
(1961–1963 гг.)

МИРЭА, А.С. № 673118 и № 755171
(1975–1978 гг.)

Рис. 24. Управление вектором тяги и удельным импульсом ЭРД

Как уже отмечалось [3], создание в НИИТП холловских двигателей с управляемыми вектором тяги и удельным импульсом [8] нецелесообразно и даже неприменимо. Использование этих систем полностью нарушит работу катодов-компенсаторов, разрушит керамические сопла у двигателей типа КМ (рис. 12). У ионных двигателей использование этих систем тоже нарушит работу катодов-компенсаторов и повредит (деформирует и расфокусирует) ионно-оптическую систему (рис. 11).

Авторы концепции [6], не занимавшиеся разработкой и, тем более, всесторонним комплексным исследованием процессов в МПД-ускорителях, считают его неприменимым в качестве основы мощных ЭРД из-за якобы малого удельного импульса и недостаточного ресурса работы. Это полностью противоречит уже упомянутым исследованиям, проведенным в НПО «Энергия» – РКК «Энергия» им. С.П. Королёва [15].

Нами разрабатывались различные способы и пути увеличения срока работы магнитоплазодинамических ускорителей:

- использовались в традиционной схеме МПДУ различные конструкции катодных узлов (рис. 23);
- создавались и испытывались одно- и двухступенчатые схемы МПДУ, работающие на СВЧ-разрядах (рис. 25).

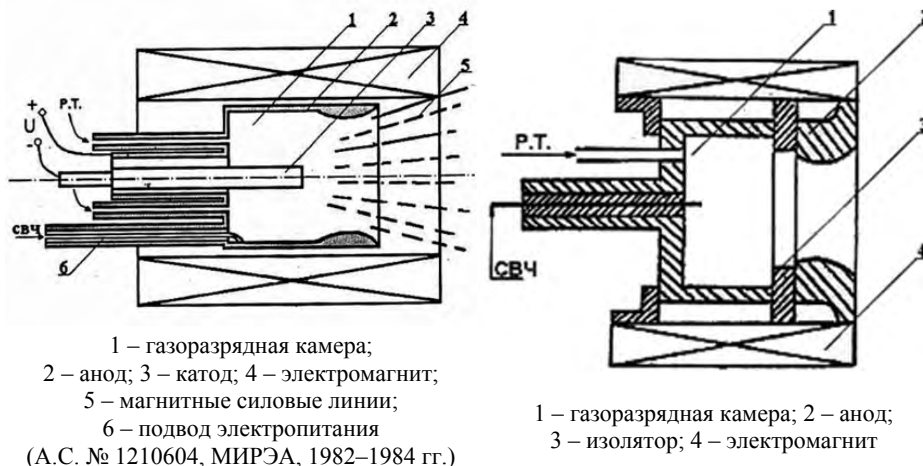


Рис. 25. Конструктивные варианты МПДУ, работающие на СВЧ-разрядах

Эти исследования [38, 39] были прекращены к концу 90-х годов в основном из-за отсутствия финансирования. В настоящее время мы намереваемся их возобновить, используя результаты, полученные за последние годы.

Основная проблема, которая должна быть решена для создания ЭРД большой мощности и для разработки системы плазменной нейтрализации статических зарядов космических аппаратов (КА), основанной на маломощных МПДУ, это – обеспечение длительного срока службы. Оно связано с разработкой источников ионизации газа, основанных на СВЧ-разрядах, и высокоэффективных термоэмиссионных катодов с высокой экономичностью нагрева, с высокой плотностью тока эмиссии и устойчивостью конструкции к термоциклам при включении накала катодов.

Для решения этой проблемы будут использованы результаты наших исследований и изобретений [61–68].

В настоящее время просматривается возможность успешного решения проблемы на основе достигнутых результатов по созданию СВЧ-плазмотронов [63], технологии и конструкций катодных узлов, используемых в производстве электровакуумных СВЧ-приборов. Нами разработаны высокоэффективные металлопористые (удельная мощность нагрева $10\text{--}15 \text{ Вт/см}^2$, плотность тока эмиссии до 5 А/см^2 в непрерывном и до 20 А/см^2 в импульсном режимах) и оксидные (удельная мощность нагрева $5\text{--}8 \text{ Вт/см}^2$, плотность тока эмиссии до $0,2 \text{ А/см}^2$ в непрерывном и до 5 А/см^2 в импульсном режимах) катодов на основе плазменной технологии [61–64]. Ресурсная долговечность катодных узлов в приборах, в зависимости от режимов работы, достигает $10\text{--}100$ тысяч часов, циклическая термостойчивость – несколько тысяч включений.

Специальные работы по конструкциям катодных узлов для КА будут направлены на обеспечение гарантированного срока службы $100\text{--}150$ тысяч часов ($11\text{--}17$ лет), в частности, за счет повышения устойчивости к электронной и ионной бомбардировке и к отравлению остаточными газами.

Заключение

Изложенная в проекте [6] концепция осуществления полета к Марсу на пилотируемом космическом аппарате, основанная на создании электрореактивной двигательной установки из нескольких сотен ионных двигателей, нереализуема.

Связано это, в первую очередь, с необоснованным выбором ионного двигателя в качестве основы мощной 15-мегаваттной электрореактивной двигательной установки. Концепция, разработанная под руководством президента Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского академика РАН А.С. Коротева вместе с 99 соавторами, не отражает опыт разработки ЭРД в Советском Союзе и России, не учитывает результаты натурных экспериментов в космосе с различными типами ускорителей плазмы – возможной основы мощных ЭРД. Видимо, это связано с тем, что в авторитетном авторском коллективе практически отсутствуют специалисты, непосредственно участвующие в разработке, исследовании и использовании различных типов ЭРД.

Это связано с невозможностью создания ЭРДУ и обеспечения надежности ее функционирования при использовании принципиально маломощных ионных двигателей. Связка в несколько сот двигателей не позволит получить предусмотренные в проекте значения реактивной тяги и удельного импульса (скорости истечения из двигателя ионной струи).

К настоящему времени не проведены стендовые испытания таких двигателей в условиях, соответствующих их эксплуатации в космическом пространстве. Перспектива применения высокочастотных ионных двигателей является крайне смутной из-за их низкой эффективности, значительного энергопотребления и ухудшения электромагнитной обстановки на космическом аппарате, препятствующей работе бортовых систем управления и радиосвязи.

Для аппаратов большой массы, характерной для пилотируемой миссии на Марс, необходимо разрабатывать сильноточные двигатели на основе различных модификаций МПД-ускорителей, позволяющих получать необходимые тяги и удельные импульсы для разгона космического аппарата в приемлемые интервалы времени. В связи с этим проведение работ по созданию экспериментальных

МПД-ускорителей в качестве прототипов будущих ЭРД пилотируемых аппаратов является крайне актуальной задачей. Такие двигатели обеспечат необходимую надежность функционирования в космических условиях, необходимый ресурс за счет специально разработанных катодов, реализации двухступенчатого ускорителя плазмы с управляемым вектором тяги и удельным импульсом.

Применение МПД-двигателей не создает существенных проблем с электромагнитной совместимостью систем космического аппарата. Разработаны эффективные методы снижения радиозумов, реализации оптимальных режимов истечения плазмы из МПДУ и создания благоприятных условий для радиосвязи.

Для всестороннего исследования МПДУ необходимо провести комплексные испытания установок в стационарном и импульсном режимах на МКС и выявления особенности взаимодействия создаваемых плазменных образований с корпусом космического аппарата, окружающей средой и их влияние на систему управления, измерительные приборы и т.д. Такой автономный МПДУ мощностью до 10 кВт и массой 30–40 кг можно изготовить достаточно быстро, используя личный опыт по созданию, организации и проведению космических экспериментов серии «Куст» (1977 г.) и «Старт» (1987 г.)

Учитывая наш опыт, необходимо уже сейчас начать создание 100-киловаттного ускорителя, работающего в стационарном, импульсном и СВЧ-режимах на основе ранее полученных результатов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Актуальные проблемы Российской Космонавтики. Материалы XXX академических чтений по космонавтике. – М.: Комиссия РАН, 2006. – 440 с.
- [2] Бугров В.Е. Марсианский проект С.П. Королёва. – М.: Фонд «Русские Витязи», 2007. – 200 с. – М.: «Русские Витязи», 2009. – 316 с.
- [3] Кубарев Ю.В. Полеты на Марс, электрореактивные двигатели настоящего и будущего // Наука и технологии в промышленности. – 2006. – № 2. – С. 19–35. Официальный сайт VIII Международной научно-технической конференции, www.kubmntk.ru/artikl_polet_na_mars.html
- [4] Космические двигатели: состояние и перспективы. Ред. Кейвни. – Л., 1973. – 312 с.
- [5] Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. Ядерные ракетные двигатели. – М.: ООО «Норма-Информ», 2001. – 404 с.
- [6] Пилотируемая экспедиция на Марс. Гл. ред. акад. РАН Коротеев А.С., зам. гл. ред. Севастьянов Н.Н., Горшков Л.А., Семенов В.Ф. и др. – М.: Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006. – 320 с.
- [7] Холловские и ионные плазменные двигатели для космических аппаратов / Коллектив авторов: Горшков О.А., Муравлев В.А., Шагайда А.А. / Под ред. академика РАН Коротеева А.С. – М.: Машиностроение, 2008. – 280 с.
- [8] Исследовательский центр имени М.В. Келдыша. 70 лет на передовых рубежах ракетно-космической техники / Редкол.: акад. РАН Коротеев А.С., Гафаров А.А., Горшков О.А. и др. – М.: Машиностроение, 2003. – 440 с.
- [9] ОКБ «Факел»: к 50-летию предприятия / Авт.-сост. Нестеренко А.Н., ред. Мурашко В.М. – Калининград: ИП Мишуткина И.В., 2005. – 240 с.
- [10] Горшков Л.А. Полет человека на Марс // Наука и жизнь. – 2007. – № 7. www.nkj.ru/archive/articles/110141
- [11] Головачев В. Двигатель для межпланетного корабля // Российский космос. – 2009. – № 1 (37). – С. 52–55.
- [12] Плазменные ускорители. Под ред. Арцимовича Л.А., Гришина С.Д., Грудзовского Г.Л., Поротникова А.А. и др. – М.: Машиностроение, 1973. – 312 с.

- [13] Гришин С.Д., Лесков Л.В., Козлов Н.П. Плазменные ускорители. – М.: Машиностроение, 1983. – 231 с.; Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1989. – 216 с.
- [14] Кирдяшев К.П. Высокочастотные волновые процессы в плазмодинамических системах. – М.: Энергоатомиздат, 1982. – 144 с.
- [15] Агеев В.П., Островский В.Г. Магнитоплазмодинамический двигатель большой мощности непрерывного действия на литии // Известия Академии наук. Энергетика. – 2007. – № 3. – С. 82–95.
- [16] Franklin Ramón Chang-Díaz, VASIMR, МКС и полет к Марсу // Новости космонавтики, январь, 2003 г. Ускоритель плазмы осилит дорогу до Марса за месяц. www.membrana.ru/particle/3346.
- [17] Groh K.H., Loeb H.W. State-of-the-Art and Performance of Radio-Frequency Ion Thrusters RIT // Electric Propulsion Engines and Their Technical Applications. II-nd German-Russian Conference. Moscow, Russia, 1993.
- [18] Лёб Х.В., Петухов В.Г., Попов Г.А. Гелиоцентрические траектории космического аппарата с ионными двигателями для исследования Солнца // Электронный журнал «Труды МАИ», № 42. www.mai.ru/science/trudy/.
- [19] Killinger R., Rassner H., Müller J. Status oh the RIT_XT High Performance RF-Ion Thruster Development // Proceedings of 3-rd International Conference on Spacecraft Propulsion. Cannes, October 10–13, 2000. ESA SP-465, p. 443–450.
- [20] Афанасьев И. Роскосмос предлагает ядерный двигатель мегаваттного класса // Новости космонавтики. – 2009. – № 12. – С. 40.
- [21] Афанасьев И. Ядерный космос России // Новости космонавтики. – 2010. – № 2. – С. 44–47.
- [22] Афанасьев И. МАКС-2011: лихорадка на взлетной полосе // Новости космонавтики. – 2011. – № 10. – С. 60–63
- [23] Коротеев А.С. Новый этап развития ракетно-космической техники // Труды МФТИ. – 2011. – Т. 3. – № 4 (12). – С. 40–44.
- [24] Макаров В.М. Магнитоплазмодинамический ускоритель Ю.В. Кубарева востребован в научно-просветительской деятельности музея, в исследовательских лабораториях и на борту космических кораблей // Наука и технологии в промышленности. – 2009. – № 1. – С. 20–23.
- [25] Белкова Е. В Пицунде показали двигатель будущего // Российский космос. – 2009. – № 11. – С. 34–35.
- [26] Гундаров В.А. На Марс люди могут и даже обязаны полететь. // Время новостей. – 2010. – 5 мая, № 76. – С. 4 www.vremya.ru/print/252845.html; официальный сайт Федерального космического агентства /Главная/Информационные ресурсы/Новости/05.05.2010 www.roscosmos.ru/main.php?id=2&nid=10475&hl=%E3%F3%ED%E4%E0%F0%EE%E2
- [27] Бекетова Е. Время не ждет // Российский космос. – 2010. – № 2. – С. 44–46.
- [28] Кубарев Ю.В. Источник заряженных частиц. Ч. 2, с. 25 // Научно-технический отчет МФТИ-НИИТП № 1844, 05.01.1960.
- [29] Кубарев Ю.В. Закономерность возникновения электростатической неустойчивости плазмы, движущейся в неоднородных электрических и магнитных полях. Открытие № 14, приор. 02.10.62. и 2004.12.1963 // Бюллет. ВАК РФ. – М.: 1995. – № 6. – С. 43. Научные открытия (сборник кратких описаний за 1992–1995). – М.: Академия естественных наук, Международная ассоциация авторов научных открытий, 1996. – С. 37–39.
- [30] Кубарев Ю.В. Источник газоразрядной плазмы. Авт. свид. СССР № 166974, приор. от 04.02.1963.
- [31] Кубарев Ю.В. Способ вывода заряженных частиц из потока ионизированного газа. Авт. свид. № 164368, приор. от 04.02.1963.
- [32] Кубарев Ю.В. Устройство управления полетом ракеты с плазменным двигателем. Авт. свид. № 1839789 от 04.02.1963, впервые опубликовано 27.03.2005 г., Бюллетень, № 9.
- [33] Кубарев Ю.В. Газоразрядный источник неизотермической плазмы с осциллирующими электронами. Авт. свид. № 196183 Д/СП, приор. 29.10.1963, впервые опубликовано в [3].

- [34] Кубарев Ю.В. Способы получения высокоскоростного потока нейтральных частиц // Труды МИРЭА, сер. Физика. – Т. 37. – 1968. – С. 69–74.
- [35] Кубарев Ю.В. О взаимосвязи критической величины напряженности магнитного поля и давление в положительном столбе разряда // Труды Московского института радиотехники, электроники и автоматики. – Т. 43, Физика. – 1969. – С. 79–85.
- [36] Коротеев А.С., Петросов В.А., Яшнов Ю.М., Васин А.И., (RU), Пуссен Ж.Ф. (FR), Стефан Ж.М. (FR), Балаам Ф.А. (GB), Коэстер Д.Л. (US). Холловский двигатель, патент № 2088802, выд. 27.08.1997, бюлет. № 24, патент US № 5845880, выд. 08.12.1998.
- [37] Петросов В.А., Яшнов Ю.М., Васин А.И., Баранов В.И. Холловский ускоритель. Патент US № 5847493, выд. 08.12.98.
- [38] Кубарев Ю.В., Соловьев Е.Г., Черник В.Н., Ташаев Ю.Н. Ускоритель плазмы. Авт.свид. № 1210604, приор.14.02.1984. Бюллетень, № 1.
- [39] Kubarev Y.V., Tashaev Y.N., Safronov V.P. Magnetoplasma Dynamig Accelerator with Ultra High Frequency Resonator // In International Conference in Plasma Physics, Austria, Innsburg, 1992, Contributed Papers, pat III, Topics 9–13, p. 2138–2140.
- [40] Кубарев Ю.В., Лившиц А.И., Романовский Ю.А., Мартинсон А.А. Импульсный режим работы магнитоплазмодинамического ускорителя // Приборы и техника эксперимента. – М., 1991. – № 1. – С. 174–178.
- [41] Кубарев Ю.В., Черник В.Н. Магнитоплазмодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Часть 1. Применение МПД-ускорителя для наземных испытаний материалов наружных поверхностей космических аппаратов // Наука и технологии в промышленности. – 2008. – № 4. – С. 7–18.
- [42] Кубарев Ю.В., Коршаковский С.И., Черник В.Н. Магнитоплазмодинамический ускоритель, его применение в наземных и космических условиях. Часть 2. Применение МПДУ для разработки систем плазменной нейтрализации электростатических зарядов космических аппаратов // Наука и технологии в промышленности. – 2009. – № 1. – С. 12–26.
- [43] Кубарев Ю.В. Что погубило «Фобос-Грунт»? Влияние плазмы на космические аппараты // Наука и технологии в промышленности. – 2012. – № 1, часть 2.
- [44] Кубарев Ю.В., Котельников В.А. Низкочастотные резонансные электрические колебания в потоке неизотермической плазмы // ЖТФ. – 1968. – Т. 38. – № 11. – С. 69–70.
- [45] Kubarev Y.V. Investigation in the Course of the Appearance of Connections Between Critical Values of Magnetic Field Density and Pressure in Nonizothermal Plasma // IX International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Bucharest, Romania, Contributed Papers, 1969, p. 202.
- [46] Kubarev Yu. V. Plasma Instability and Asimuthal Current // XI International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Contributed Papers, Prague, 1973, p. 316.
- [47] Kubarev Y.V. On Certain Stabilization of Low Frequency Osullations in Plasma // XX International Conference on Phenomena in Ionized G-es. Contributed Papers, Italy, Piza, 1991, p. 591–592.
- [48] Кубарев Ю.В. О некоторых особенностях истечения плазмы в пространство с пониженным давлением // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 211.
- [49] Кубарев Ю.В., Романовский Ю.А., Часовитин Ю.К. и др. Предварительные научные результаты исследования работы МПД-ускорителя в верхних слоях атмосферы // Материалы IV Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1978. – С. 209–211.
- [50] Кубарев Ю.В., Часовитин Ю.К. Основные результаты испытаний МПД- ускорителя в верхних слоях атмосферы // Материалы V Всесоюзной конференции по плазменным ускорителям и ионным инжекторам. – М., 1982. – С. 142.
- [51] Kubarev Y.V., Beresin V.M., Kotelnikov V.A., Pokhunkov A.A. et all. Mass-spectrometr probe measurements of characteristics of the magnetoplasmadynamic course operating in upper atmosphere // XVI International Conference on Phenomena in Ionized Gases, Duesseldorf, Contributed Papers, 1982, v.3, p. 440–441.

- [52] Глотова Н.Н., Казанский В.И., Кирдяшев К.П., Острцов И.Н., Поротников А.А., Уткин Ю.А. Экспериментальное исследование аномальных режимов электродинамического ускорения плазмы // Журнал технической физики. – 1978. – Т. 48. – № 7. – С. 1381–1388.
- [53] Глотова Н.Н., Кирдяшев К.П., Острцов И.Н., Поротников А.А. Экспериментальное исследование высокочастотных колебаний при электродинамическом ускорении плазмы // Журнал технической физики. – 1976. – Т. 46. – № 3. – С. 506–513.
- [54] Брухтий В.И., Кирдяшев К.П. СВЧ колебания как показатель предельных режимов магнитоплазмодинамического двигателя // Письма в журнал технической физики. – 2000. – Т. 26. – № 14. – С. 42.
- [55] Арефьев В.И., Кирдяшев К.П. Возбуждение высокочастотных колебаний в плазме с ускоряющим анодным слоем // Журнал технической физики. – 1975. – Т. 45. – V. 3. – С. 527–535.
- [56] Кирдяшев К.П., Потапов А.В., Цветкова Л.Е., Божко И.Д., Чухланцев А.А. Исследование высокочастотных колебаний в ускорителе неравновесной плазмы // Физика плазмы. – 1976. – Т. 2. – № 4. – С. 542–548.
- [57] Кирдяшев К.П. Радиофизические исследования плазмы космических двигательных установок // Радиотехника. – 2003. – № 11. – С. 25–38.
- [58] Кирдяшев К.П. Помехоустойчивость космической радиосвязи при воздействии плазмы двигательных установок // Радиотехника. – 1998. – № 8. – С. 70–77.
- [59] Kirdyashev K.P., Kubarev Yu.V. Electrostatic Instabilities of a Magnetoplasmadynamic Thruster in the Inhomogeneous Medium // Proceedings on 24-th International Electric Propulsion Conference, vol. 1. Moscow, Russia. September 19–23, 1995. IERC-95-108, p. 738–744.
- [60] Кирдяшев К.П., Кубарев Ю.В. Спектры электронных колебаний в магнитоплазмодинамическом ускорителе // Письма в журнал технической физики. – 2012. – Т. 38. – № 5. – С. 42–47.
- [61] Корнюхин А.А., Крылов А.В., Кузнецов Г.И., Логачев П.В., Масленников О.Ю., Потапов Ю.А., Смирнов В.А., Судаков Ю.С. Сильноточный источник электронов для ускорителя-инжектора // XV научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», октябрь, 2008. – С. 191.
- [62] Кузьмич К.В., Масленников О.Ю., Омельченко А.О., Смирнов В.А. Исследование эмиссии оксидных и металлопористых катодов в форсированном режиме // XVII научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», октябрь, 2010. – С. 317.
- [63] Лысов Г.В., Замоленов А.Т., Смирнов В.А., Потапов Ю.А. Сверхвысокочастотный плазмотрон на волне Н10. Авт. свид. № 455714 от 06.09.1972.
- [64] Смирнов В.А., Судаков Ю.С. Источник электронов с установленной эмиссией // VIII научно-техническая конференция с участием зарубежных специалистов «Вакуумная наука и техника». Материал конференции, сентябрь, 2001. – С. 204.
- [65] Smirnov V.A. “Fusible Aluminate for Dispenser Cathodes”. Fourth IEEE International Vacuum Electron Sources Conference, Saratov, Russia, July 15–19, 2002 year, page 93.
- [66] Смирнов В.А., Судаков Ю.С., Потапов Ю.А. Металлопористый катод. Авт. свид. № 1574099 от 22.02.1990 г.
- [67] Смирнов В.А. Катоды со специальными характеристиками для сверхмощных электровакуумных приборов // IX научно-техническая конференция «Вакуумная наука и техника», 2003 г. – С. 436.
- [68] Смирнов В.А., Кубарев Ю.В., Никитин А.П., Мельничук Г.В., Потапов Ю.А., Акимов П.И., Судаков Ю.С., Бойкачев В.Н. Устройство для изготовления металлопористого многоэммиттерного катода. Решение о выдаче патента на полезную модель от 11.01.2012 г. Заявка № 2011144440/07(066663). Дата подачи заявки 03.11.2011.
- [69] Трубицын А.К. Долгая дорога к Марсу // Правда, 12.04.12. – № 36. – С. 2.
- [70] Мясников В.А., Гундаров В.А. Оборона страны начинается и заканчивается космосом // Независимое военное обозрение, 15.06.2012.

СИСТЕМА ГЕНЕРАЦИИ КИСЛОРОДА «ЭЛЕКТРОН-ВМ» НА БОРТУ МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

В.Ю. Прошкин, Э.А. Курмазенко

Канд. техн. наук В.Ю. Прошкин; докт. техн. наук, профессор Э.А. Курмазенко (ОАО «НИИхиммаш»)

Рассмотрена российская система генерации кислорода «Электрон-ВМ» на основе электролиза воды со щелочным электролитом. Дано описание системы, ее характеристики и итоги эксплуатации на Международной космической станции с 2000 года. Проведено сравнение системы «Электрон-ВМ» с системой электролиза воды с твердым полимерным электролитом, созданной в США, и с аналогичными российскими разработками. Указаны направления развития системы «Электрон-ВМ».

Ключевые слова: система генерации кислорода «Электрон-ВМ», электролиз воды, Международная космическая станция.

Oxygen Generation System "Electron-VM" Aboard the International Space Station. V.Ju. Proshkin, E.A. Kurmazenko

The main subject of the paper is the Russian oxygen generation system "Electron-VM" based on the electrolysis of water with alkaline electrolyte. A description of the system, its characteristics and the results of operation aboard the International Space Station (since 2000) are presented. A comparison between the "Elektron-VM", the similar Russian analogs and the system of water electrolysis with solid polymer electrolyte, made in USA, was performed. Development prospects of the "Elektron-VM" are specified.

Keywords: oxygen generation system "Electron-VM, electrolysis of water, International Space Station.

1. Описание системы генерации кислорода «Электрон-ВМ»

Российская система генерации кислорода (СГК) «Электрон-ВМ» (рис. 1) расположена в служебном модуле на борту Международной космической станции (МКС) и предназначена для получения кислорода для дыхания экипажа. СГК и все ее основные блоки разработаны в ОАО «НИИхиммаш».

В состав системы «Электрон-ВМ» (рис. 1) входят:

- блок жидкостный (БЖ) – технологический блок, в котором реализуются все технологические процессы (рис. 2–4); масса до 160 кг, размер 400×500×1290 мм, ресурс не менее 1 года, количество включений/отключений – не менее 200 раз;
- блок согласования сигналов и команд (БССК) – электронный посредник между БЖ и БЦВМ; масса 3 кг, размер 155×386×185 мм, ресурс не менее 1 года;
- комплект соединительных электрических кабелей (КСК) между БЖ и БССК; масса 1 кг, ресурс не менее трех лет.

БЖ системы «Электрон-ВМ» (рис. 2) вырабатывает кислород в процессе электролиза воды со щелочным электролитом (25 % по массе раствор КОН) в проточном электролизере Э, с подачей электролита в катодную и анодную камеры электролизера и с последующим разделением газожидкостной смеси (ГЖС) в статических разделителях Р. Перепад давления в разделителях поддерживается блоком регулирования давления БРД. Циркуляция электролита в контуре БЖ обеспечивается одним из двух насосов Н (основной и резервный) шестеренчатого типа с расходом ≈ 22 л/ч. После отделения от жидкости электролизные кислород и водород подогреваются в рекуперативных теплообменниках РТ за счет теплообмена с выходящими из электролизера теплыми потоками ГЖС (чтобы предотвратить

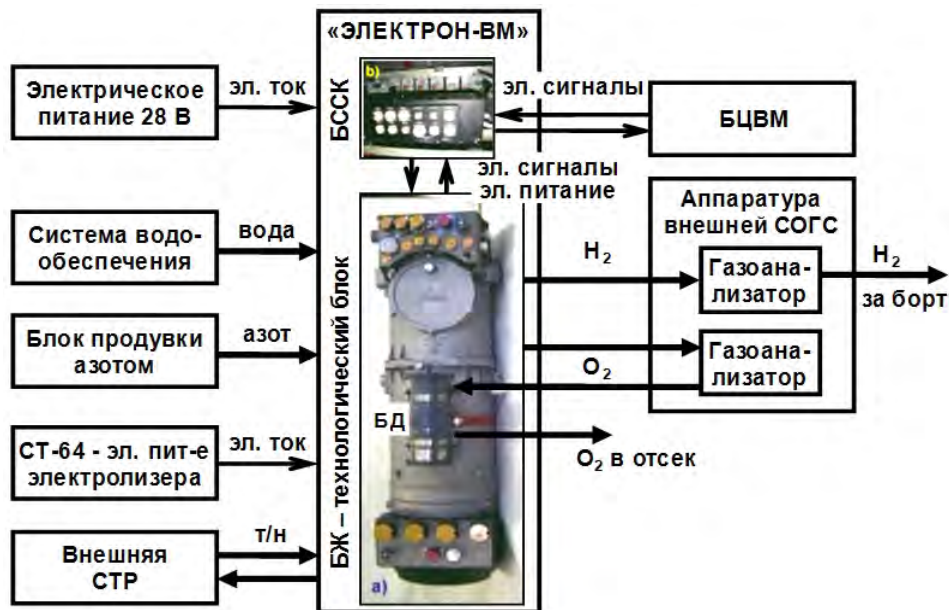


Рис. 1. Взаимосвязи СГК «Электрон-ВМ» на борту МКС

возможную конденсацию паров воды в газах) и очищаются от аэрозоля электролита в фильтрах аэрозольных (ФА). Газы проходят БРД, где их давление снижается до атмосферного, и выходят из БЖ. Кислород дополнительно проходит каталитическую очистку (поглощение азотосодержащих примесей, окисление водорода и окиси углерода CO) в блоке дожигания БД, который входит в состав БЖ и расположен на его внешней поверхности. Получаемый кислород полностью соответствует всем требованиям на кислород, используемый для дыхания человека.

Производительность системы «Электрон-ВМ» от 25 до 160 нормальных литров кислорода в час (для дыхания до 6 человек включительно) и обеспечивается в течение всего периода работы СГК, в том числе и при работе БЖ за ресурсом. Дополнительно вырабатывается от 50 до 320 нормальных литров водорода в час, который сейчас сбрасывается за борт, а в будущем будет использоваться в системе переработки углекислого газа.

По мере разложения воды, происходит подпитка БЖ из системы водообеспечения (СВО) МКС. Вода для подпитки подается в буферную емкость (БЕ) порциями по 60–100 мл путем самовсасывания с общим расходом до 0,27 л/ч. Требования к содержанию микропримесей в воде, предназначенной непосредственно для подачи в БЖ системы «Электрон-ВМ», представлены в табл. 1.

Для отвода выделяющегося при электролизе тепла БЖ подключен к внешней системе терморегулирования (СТР) борта МКС, с расходом теплоносителя (т/н) через блок холодильников БХ ≈ 100 л/ч.

Электрическое питание электролизера происходит от специального источника питания постоянного тока СТ-64 в составе бортовой системы электропитания (вес СТ-64 не более 20,5 кг, ресурс не менее 50 тыс. часов наработки). Ток питания

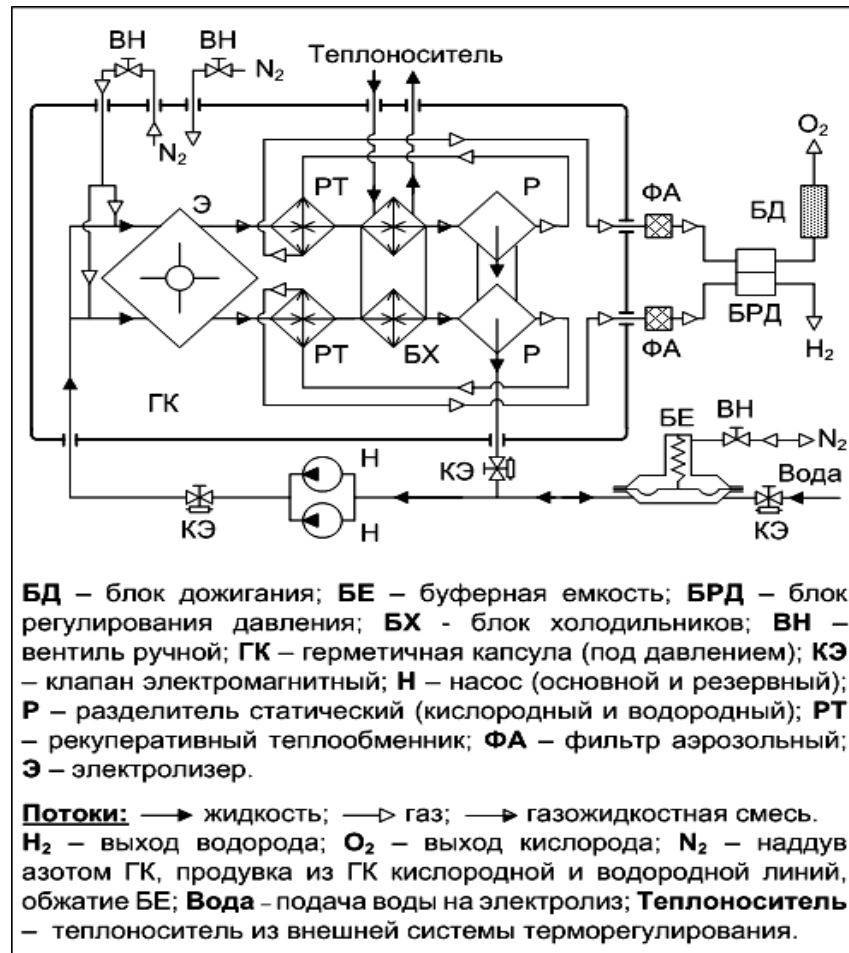


Рис. 2. Схема БЖ системы «Электрон-ВМ» (упрощенная)

электролизера от 10 до 64 А (соответствующая плотность тока в электролизере от 0,33 до 2,13 кА/м^2). Электрическое питание исполнительных и управляющих элементов БЖ, датчиков и БССК происходит от бортовой розетки 28 В.

Управление и контроль параметров СГК «Электрон-ВМ» осуществляется центральным бортовым компьютером (БЦВМ). Техническое обслуживание СГК «Электрон-ВМ» в период ее работы не требуется, а в период стоянки производится только после шести месяцев непрерывной стоянки. При стоянке СГК электрическая энергия не потребляется.

БЖ системы «Электрон-ВМ» в целом и его основные блоки (электролизер, разделители ГЖС, блок холодильников, циркуляционные насосы, рекуперативные теплообменники, фильтры аэрозольные, блок регулирования давления, буферная емкость, блок дожигания и др.) начиная с 2005 года изготавливаются на собственном производстве в ОАО «НИИХиммаш» (начиная с БЖ № 008).



Рис. 3. Три БЖ системы «Электрон-ВМ» на борту МКС 15.07.2011 г.

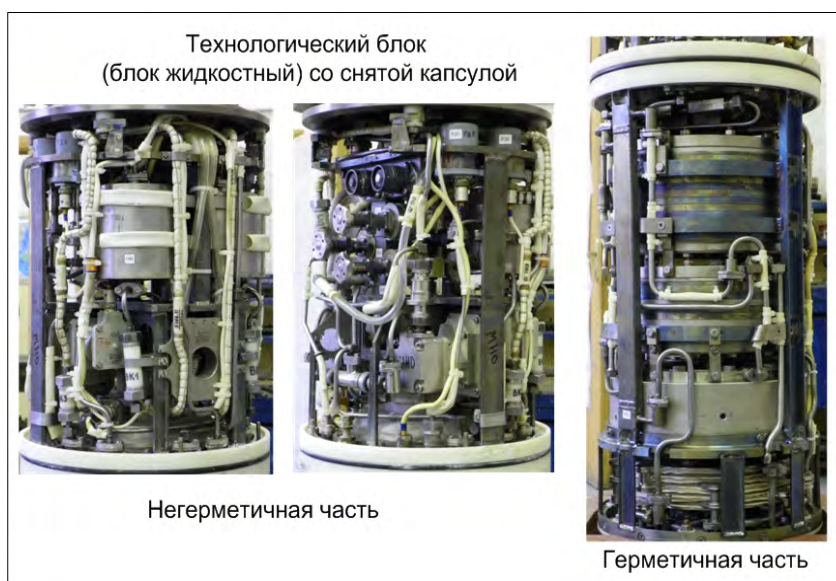


Рис. 4. Технологический блок (БЖ) СГК «Электрон-ВМ» со снятой капсулой

2. Безопасность системы «Электрон-ВМ» при ее эксплуатации

Для обеспечения безопасности ряд узлов БЖ заключен в герметичную капсулу ГК (рис. 2), наддутую азотом до избыточного давления $1,1-1,2 \text{ кгс/см}^2$. При стоянке БЖ более 12 часов азотом из капсулы продуваются его технологические магистрали. Для наддува капсулы БЖ на МКС используется специальный блок продувки азотом (БПА), который не входит в состав СГК «Электрон-ВМ». Масса БПА (вместе с азотом) $\approx 15 \text{ кг}$, объем 1,95 литра, давление азота в БПА до $320-350 \text{ кгс/см}^2$. Фактический расход азота на одну продувку 13–16 нормальных литров.

Газоанализаторы (ГА) в составе системы обеспечения газового состава (СОГС) борта МКС контролируют взаимное содержание водорода в кислороде до БД (два ГА), кислорода в водороде (три ГА) и водорода в воздухе из негерметичной части БЖ (один ГА). Если содержание контролируемых газов достигнет 2 % по объему, БЦВМ автоматически отключает СГК «Электрон-ВМ».

Внутри БЖ установлен ряд датчиков, непрерывно контролирующих давление и температуру на различных участках, состояние исполнительных органов БЖ (насосы, клапаны, буферная емкость) и наличие воды для подпитки БЖ. Значение величины напряжения на электролизере через БССК поступает на БЦВМ.

Для контроля проскока электролита через разделитель ГЖС с электролизными газами в БЖ есть датчики проскока жидкости. В БЖ, которые будут изготовлены в 2013 году, предусмотрена вторая ступень контроля проскока жидкости (в дополнение к существующей), основанная на других физических принципах. В настоящее время на борту МКС для повышения безопасности эксплуатации СГК «Электрон-ВМ» на выходе кислорода и водорода из БЖ (до ГА) установлены дополнительные внешние аэрозольные фильтры с полупрозрачными стенками, которые являются дополнительной ступенью контроля проскока электролита.

При сбое исполнительных органов БЖ или при отклонении контролируемых параметров от допустимого диапазона БЦВМ автоматически отключает СГК «Электрон-ВМ». Кроме того, при ряде нештатных ситуаций БССК может брать на себя часть функций по управлению и отключению системы «Электрон-ВМ».

3. Эксплуатация системы «Электрон-ВМ» на борту МКС

СГК «Электрон-ВМ» работает на борту МКС с 09.11.2000 г. по настоящее время. По состоянию на 15.05.2013 г.:

- общая наработка на борту составила 3088 суток (8 лет 5,5 месяцев), без учета времени стоянки системы;

- наработано 2,08 миллиона ампер-часов; получено 5,21 миллиона нормальных литров кислорода (на 8677 человеко-суток) и 10,41 миллиона нормальных литров водорода; потреблено 8559 литров воды (8372 литра на электролиз и 187 литров унос в виде пара с электролизными газами);

- всего использовано блоков (с учетом работающих сейчас): БЖ – 8 шт. (№ № 003-009, 011), БССК – 3 шт., КСК – 2 шт., общей массой 1291 кг (расход 0,149 кг общей массы блоков на обеспечение кислородом одного человека в сутки);

- максимальная наработка для БЖ до отказа (для № 009) [1] – 1265 суток (3,5 года) с количеством включений-отключений 211 раз за период эксплуатации 2006–2011 гг. БЖ, работающий сейчас (№ 011), с 2011 г. наработал 373 суток без отказа; максимальная наработка для БССК – 1776 суток (4,5 года), для КСК – 2167 суток (5 лет 10 месяцев); отказ БССК и КСК на борту не фиксировался, а их замена проводилась по причине выработки ресурса.

– с 2000 года на борт МКС для обеспечения работы системы «Электрон-ВМ» доставлено дополнительное штатного оборудования общей массой ≈ 50 кг (для обеспечения работы БЖ № 009 в период 2006–2011 гг. доставка составила 10,3 кг);

– с 2000 года для совместной работы с СГК «Электрон-ВМ» было использовано 8 блоков продувки азотом (БПА), включая работающий сейчас;

– фактическая потребляемая мощность при работе системы составляла: на электролиз – от 292 до 1338 Вт (зависит от производительности по кислороду), на все другие цели (насосы, исполнительные элементы, датчики и т.п.) – менее 10 Вт;

– фактические параметры электролиза с 2000 года по результатам 20 840 замеров на борту МКС (вольт-амперная характеристика для всех БЖ с 2000 года – рис. 5): ток питания электролизера от 15,3 до 60,9 А (средний – 28,0 А), напряжение на электролизере (12 электролизных ячеек) от 18,90 до 22,15 В (среднее – 20,40 В), производительность по кислороду от 38,3 до 152,3 нормальных литров в час (средняя – 70,0 нормальных литров в час), удельные энергозатраты в расчете на 1 литр кислорода в час от 7,56 до 8,86 Вт (средние – 8,16 Вт). Какого-либо ухудшения параметров электролиза при выработке ресурса электролизеров для всех БЖ за весь период эксплуатации не выявлено.

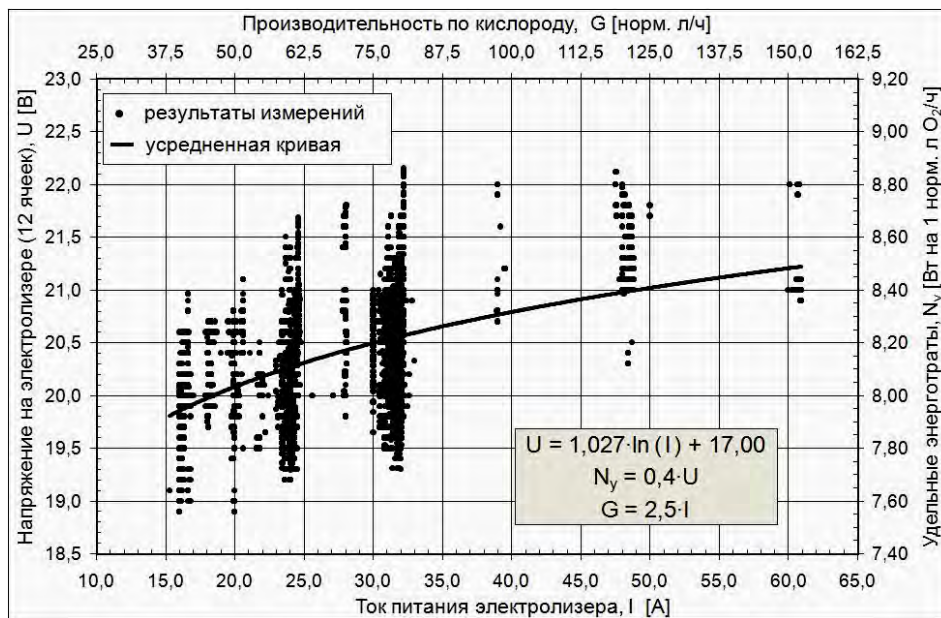


Рис. 5. Общая вольт-амперная характеристика электролизеров в БЖ № № 003-009, 011 на борту МКС с 2000 года (каждая точка – одно измеренное значение, всего 20 840 значений)

Источниками воды для подпитки СГК «Электрон-ВМ» на МКС служила вода топливных элементов космического корабля США «Спейс Шаттл», вода запасов российской системы «Родник» и вода, доставленная европейским грузовым кораблем ATV. Перед подачей в БЖ системы «Электрон-ВМ» вода проходила очистку в штатном блоке колонок очистки (БКО) СВО борта. В будущем для подпитки будет использоваться вода, полученная в системе регенерации воды из

урины и в системе переработки углекислого газа. Также может быть использована любая регенерированная на борту МКС вода с допустимым уровнем содержания микропримесей (табл. 1). На борту МКС контроль воды для БЖ системы «Электрон-ВМ» на содержание микропримесей и на электропроводность отсутствует, а качество воды считается годным «по умолчанию» (есть только визуальный контроль воды на содержание в ней газовых пузырей).

Таблица 1

Параметры воды для подпитки БЖ системы «Электрон-ВМ»

Параметр	Величина
азот аммиака	не более 2 мг/л (возможно до 10 мг/л в 6 % от общего количества воды)
метанол	не более 3 мг/л
этанол	не более 20 мг/л
мочевина	не более 5 мг/л (возможно до 40 мг/л в 6 % от общего количества воды)
NO ₂ ⁻ в пересчете на азот	не более 0,2 мг/л
NO ₃ ⁻ в пересчете на азот	не более 0,7 мг/л
ХПК (бихроматная окисляемость без учета бактериальной обсемененности)	не более 50 мг O ₂ /л
бактериальная обсемененность	не более 100 тыс. микробных тел/см ³
ионы хлора	не более 4 мг/л (возможно до 10 мг/л в 5 % от общего количества воды)
ионы сульфатов	не более 3 мг/л
ионы кальция	не более 5 мг/л
ионы серебра	не более 0,5 мг/л
ионы бария	не более 1 мг/л
ионы натрия	не более 0,5 мг/л
ионы меди	не более 1 мг/л
ионы цинка	не более 5 мг/л
ионы железа	не более 1 мг/л
ионы фтора	не более 1 мг/л
растворенные газы (воздух, метан, водород, углекислый газ)	не более 2,5 % по объему
рН	5,5–9,0
удельная электропроводность	не более 180 мк См/см

4. Качество кислорода, производимого системой «Электрон-ВМ»

В кислороде, производимом системой «Электрон-ВМ», допускается объемное содержание водорода не более 1,3 % до БД и не более 0,5 % после БД.

На борту МКС контролируется только содержание водорода в кислороде до БД. За весь период эксплуатации СГК «Электрон-ВМ» на МКС фактическое объемное содержание водорода в кислороде (до БД) составляло от 0,12 до 0,80 %, не зависело от выработки ресурса БЖ и уменьшалось при большей производительности по кислороду (при большем токе питания электролизера) [2]. Если пересчитать на абсолютные величины, то поток водорода в кислороде до БД составлял от

0,10 до 0,30 нормальных литра в час (из них ≈ 90 % всех значений лежало в диапазоне от 0,15 до 0,25 нормальных литра в час), не зависел напрямую от производительности по кислороду и увеличивался с ростом температуры процесса в электролизере. Все это объясняется тем, что основной вклад в содержание водорода в кислороде вносит диффузия водорода через пористые диафрагмы между катодной и анодной камерами электролизера, а скорость диффузии зависит от температуры.

При ресурсных испытаниях СГК «Электрон-ВМ» на Земле (см. ниже) фактическое объемное содержание водорода в кислороде до БД составляло от 0,08 до 0,89 % и имело все те же самые тенденции, как на борту МКС. При ресурсных испытаниях на Земле фактическое объемное содержание водорода в кислороде после БД (в кислороде, который подается для дыхания экипажу) составляло от 0,01 до 0,16 % и не зависело от производительности по кислороду, т.к. определялось степенью окисления водорода в БД (степень окисления водорода в БД выше при более высоком объемном содержании водорода).

Содержание других (кроме водорода) микропримесей в кислороде, производимом системой «Электрон-ВМ», определялось только при ресурсных испытаниях на Земле [3]. Фактическое содержание микропримесей после БД и допустимые нормы содержания микропримесей представлены в табл. 2.

Таблица 2

Микропримеси в кислороде СГК «Электрон-ВМ» после БД (испытания на Земле)

Микропримесь	Норма	БЖ № 001	БЖ № 002	БЖ № 010
объемная доля водорода	не более 0,5 %	90 проб	59 проб	60 проб
		0,02–0,16 %	0,01–0,13 %	0,02–0,16 %
аммиак и аминокислоты	не более 3,0 мг/м ³	найден в 52 пробах из 112	найден в 28 пробах из 75	найден в 40 пробах из 53
		0,10–1,22 мг/м ³	0,10–0,72 мг/м ³	0,01–2,47 мг/м ³
ацетон	не более 0,3 мг/м ³	отсутствует в 113 пробах	отсутствует в 76 пробах	найден в 4 пробах из 49
				0,11–0,24 мг/м ³
альдегиды	не более 0,3 мг/м ³	найжены в 10 пробах из 113	найжены в 4 пробах из 73	найжены в 4 пробах из 47
		0,20–0,30 мг/м ³	0,20–1,13 мг/м ³	0,02–0,30 мг/м ³
аэрозоль щелочи	не более 0,1 мг/м ³	отсутствует в 113 пробах	отсутствует в 75 пробах	отсутствует в 53 пробах
жирные кислоты	не более 0,5 мг/м ³	найжены в 7 пробах из 111	найжены в 4 пробах из 73	найжены в 1 пробе из 49
		0,10–0,22 мг/м ³	0,14–0,30 мг/м ³	0,08 мг/м ³
окислы азота	не более 0,1 мг/м ³	отсутствуют в 110 пробах	отсутствуют в 72 пробах	найжены в 7 пробах из 46
				0,02–0,06 мг/м ³
окись углерода	не более 1,0 мг/м ³	отсутствует в 111 пробах	отсутствует в 76 пробах	отсутствует в 47 пробах
суммарная окисляемость органических загрязнений	не более 150 мг О ₂ /м ³	111 проб	74 пробы	51 проба
		12–129 мг О ₂ /м ³	19–96 мг О ₂ /м ³	12–72 мг О ₂ /м ³

5. Ресурсные испытания системы «Электрон-ВМ» на Земле

Ресурсные испытания на Земле проведены для трех СГК «Электрон-ВМ»:

– в 1998–2002 гг. для системы с БЖ № 001, наработка 750 суток до отказа;

– в 1999–2003 гг. для системы с БЖ № 002, наработка 648 суток при полном сохранении работоспособности;

– в 2005–2010 гг. для системы с БЖ № 010, наработка 836 суток при полном сохранении работоспособности (в составе данной системы использовался БССК, ранее отработавший 648 суток, и КСК, ранее отработавший 750 суток).

Первые две СГК «Электрон-ВМ» проходили ресурсные испытания как вновь созданные системы, а третья (с БЖ № 010) – по причине переноса изготовления БЖ в ОАО «НИИхиммаш» и доработки конструкции БЖ и конструкций его аппаратов. Нарботка БЖ систем при ресурсных испытаниях представлена в табл. 3. Параметры кислорода приведены в разделе 4 и табл. 2. На рис. 6 приведена характеристика электролизера в БЖ № 010 за весь период ресурсных испытаний.

Таблица 3

Наземные ресурсные испытания СГК «Электрон-ВМ» с БЖ № № 001, 002, 010

Параметр	БЖ № 001	БЖ № 002	БЖ № 010	Все три БЖ
Нарботка, сутки	750	648	836	2234
Нарботка, ампер-час	656,7 тыс.	612,3 тыс.	759,8 тыс.	2028,8 тыс.
Получено O ₂ , норм. л	1,64 млн	1,53 млн	1,90 млн	5,07 млн
Получено H ₂ , норм. л	3,28 млн	3,06 млн	3,80 млн	10,14 млн
Израсходовано воды, л в том числе:	2699	2517	3123	8339
– на электролиз	2640	2462	3053	8155
– унос в виде пара	59	55	70	184
Ток электролиза, А	10–64	10–64	9,3–66,4	9,3–66,4
Напряжение на электролизере (12 ячеек), В	19,0–22,3	18,8–22,2	19,0–22,9	18,8–22,9
Производительность по кислороду, норм. л/ч	25–160	25–160	23,3–166,0	23,3–166,0
Удельные энерготраты Вт на 1 норм. л O ₂ /ч	7,60–8,92	7,52–8,88	7,60–9,16	7,52–9,16
Количество включений-отключений	262	214	850	1326

При ресурсных испытаниях на Земле определялось содержание микропримесей в электролизном кислороде после БД. В целом, содержание микропримесей (кроме водорода) в кислороде зависит от качества воды, поступающей в БЖ для подпитки. При испытаниях на Земле вода для подпитки перед подачей в БЖ могла до нескольких суток находиться в негерметичной емкости и сорбировать из окружающей атмосферы летучие азотосодержащие и органические соединения. Для подпитки БЖ № 001 и № 002 использовался имитатор воды топливных элементов космического корабля «Спейс Шаттл», после его очистки в штатном БКО из СВО МКС (очистка шла на входе в БЖ), а для подпитки БЖ № 010 – дистиллированная вода без ее очистки в БКО. Из-за отсутствия очистки в БКО содержание микропримесей в кислороде БЖ № 010 немного отличается от БЖ № 001 и № 002.

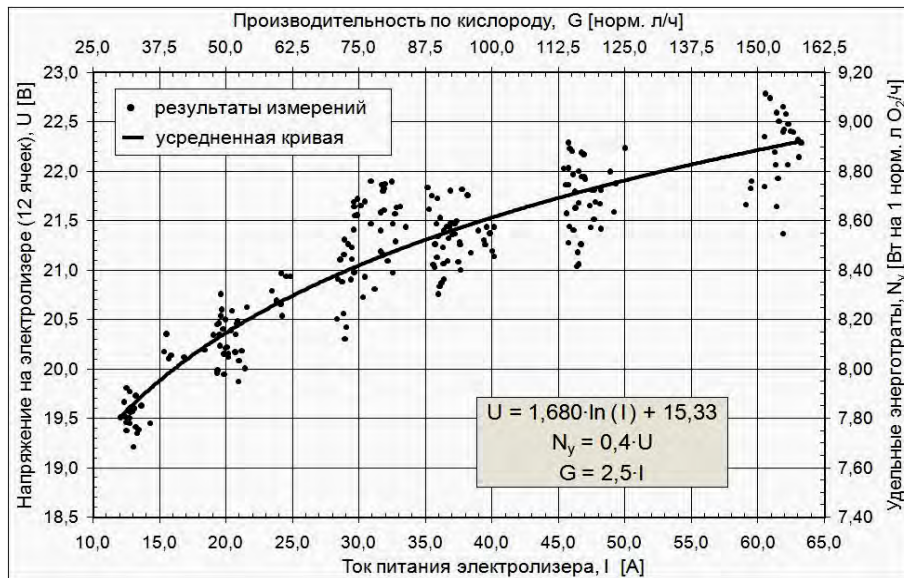


Рис. 6. Вольт-амперная характеристика электролизера в БЖ № 010 при ресурсных испытаниях на Земле (каждая точка – усредненное значение по току и напряжению за 24 часа непрерывной работы при постоянных параметрах БЖ)

6. СГК с твердым полимерным электролитом (разработки США) на МКС

С 11 июля 2007 года в модуле Node 3 на борту МКС эксплуатируется СГК с твердым полимерным электролитом (ТПЭ), разработанная в США и предназначенная для получения кислорода для дыхания экипажа [4–6]. СГК с ТПЭ состоит из блока управления и семи отдельных заменяемых технологических блоков системы (рис. 7): блока воды, блока деионизатора Д, блока водорода (герметичная капсула К с электролизером Э и центробежным разделителем-аккумулятором ЦРА), блока кислорода, блока азота, блока насоса Н и блока датчиков водорода Дн₂.

Заявленный ресурс для отдельных технологических блоков от 0,5 до 10 лет при массе ежегодно доставляемого оборудования для обеспечения работы СГК 127 кг в год, а общая масса (7 технологических блоков и блок управления) 357 кг.

СГК с ТПЭ вырабатывает кислород в процессе электролиза воды с ТПЭ, которым является ионообменная мембрана марки Nafion. Подача воды идет только в катодную проточную камеру электролизера Э с последующим разделением водородно-водной ГЖС в центробежном разделителе-аккумуляторе ЦРА. Циркуляция воды в контуре обеспечивается насосом Н. Электролизный кислород проходит через абсорбер воды АН₂О, который очищает газ от капель и аэрозоли воды. Содержание водорода в кислороде контролируется датчиками Дн₂. В газовых линиях стоят электрические обогреватели для подогрева электролизных кислорода и водорода, чтобы предотвратить конденсацию содержащихся в них паров воды.

Вода для подпитки технологического контура подается из системы водообеспечения (СВО) в ЦРА путем создания давления на входе воды внешним насосом Нв, который является частью СВО (т.е. не входит в состав СГК). При подаче вода проходит через деионизатор Д для дополнительной очистки и удаления йода (йод служит для подавления развития бактерий при консервации воды).

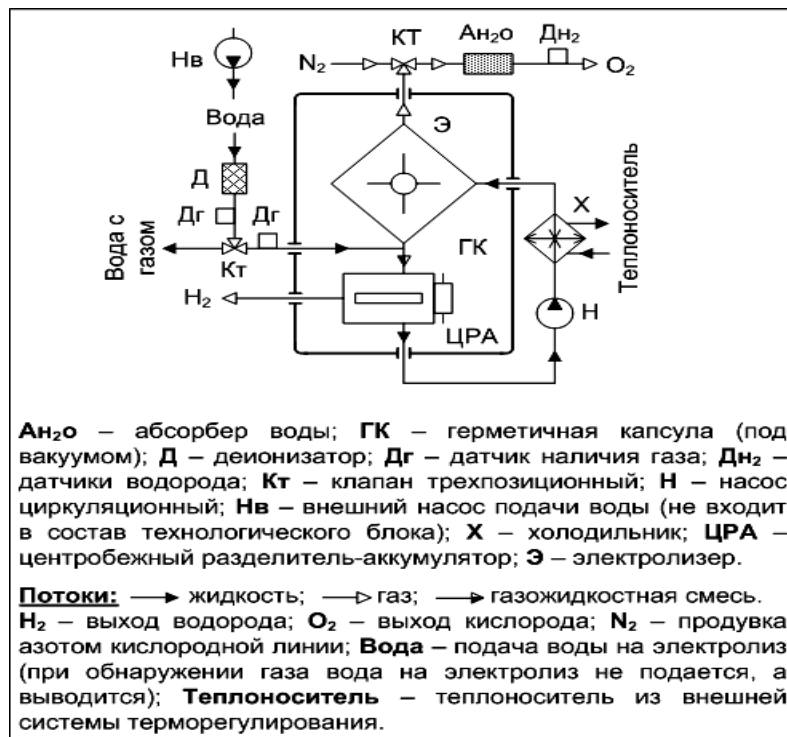


Рис. 7. Схема семи технологических блоков СГК с ППЭ (упрощенная)

Датчик газа Дг контролирует наличие газа в питающей воде и при его обнаружении вода в циркуляционный контур не подается, а выводится обратно в СВО.

Для обеспечения безопасности электролизер Э, центробежный разделитель-аккумулятор ЦРА и сопутствующие им узлы помещены в герметичную капсулу К, находящуюся под вакуумом. При отключении СГК с ППЭ проводится продувка азотом трубопроводов технологического контура системы.

Отвод выделяющегося при электролизе тепла происходит в холодильнике Х, который подключен к внешней системе терморегулирования с расходом теплоносителя через холодильник ≈ 230 л/ч. Блок управления СГК с ППЭ также принудительно охлаждается теплоносителем.

Для СГК с ППЭ, кроме полного отключения системы, предусмотрен специальный режим «Стоянка», когда через электролизер пропускается ток ≈ 1 А (т.е. идет работа на минимальной производительности) и работает ЦРА для разделения ГЖС с соответствующими затратами энергии и выработкой ресурса. Это сделано, чтобы в электролизере избежать отравления ППЭ-мембраны выделяющимися из материалов микропримесями, подавить развитие бактериальной микрофлоры в технологическом контуре и минимизировать проблемы при пуске системы.

Электрическое питание электролизера происходит от источника питания постоянного тока (в составе бортовой системы электропитания), который может выдавать ток от 10 до 55 А (при этом максимальный ток питания электролизера допускается 46,4 А) и поддерживать ток ≈ 1 А в режиме «Стоянка» (заявляемый ресурс источника 60 тыс. рабочих циклов за период в 10 лет).

В табл. 4 приведены характеристики СГК с ТПЭ и ее сравнение с российской СГК «Электрон-ВМ».

Таблица 4

Сравнение СГК «Электрон-ВМ» (Россия) и СГК с ТПЭ (США)

Параметр	СГК «Электрон-ВМ»	СГК с ТПЭ (США)
Максимальная производительность O ₂	5,5 кг в сутки 160 нормальных л/ч	9,3 кг в сутки 271 нормальный л/ч
Максимальное энергопотребление	1480 Вт теоретическое 1338 Вт фактическое	2971/3955 Вт начало/конец ресурса
Ток в электролизере	10,0–64,0 А	10,0–46,4 А
Ячеек в электролизере	12 ячеек	28 ячеек
Напряжение на электролизной ячейке	1,6–1,9 В	до 3,0 В
Удельные энерготраты на выработку 1 л O ₂ в час	7,6–9,2 Вт теоретические 7,56–8,86 Вт фактические	11,0–16,5*/14,6–20,1* Вт начало/конец ресурса
* При производительности 25 % от максимальной (ток электролиза 11,6 А) энергопотребление составляет 1115/1361 Вт на начало/конец ресурса		
Энергопотребление в режиме «Стоянка»	нет	469/497 Вт начало/конец ресурса
Масса (без учета массы блока энергоснабжения для электролизера)	СГК 164 кг = БЖ 160 кг + БССК 3,0 кг + КСК 1,0 кг БПА 15,0 кг Всего: 179 кг	7 технологических блоков + блок управления. Всего: 371 кг
Выделение тепла	максимум 343 Вт	максимум 2032 Вт
Технологический блок	моноблок (БЖ)	7 отдельных блоков
Циркулирующая среда	25 % раствор КОН	вода
Подпитка электролизера	катодная и анодная	катодная
Влияние выработки ресурса на электролизер	не обнаружено	деградация ТПЭ-мембраны → рост напряжения
Влияние стоянки на электролизер	положительное (снижение поляризации электродов)	отрицательное (отравление ТПЭ-мембраны)
Разделитель ГЖС	статический для H ₂ и O ₂	центробежный для H ₂
Подогрев газов (H ₂ и O ₂)	рекуператор	электрический
Очистка газов (H ₂ и O ₂)	фильтры аэрозольные (O ₂ , H ₂), блок дожигания (O ₂)	абсорбер воды (O ₂)
Отвод тепла	холодильник, подключенный к внешней СТР	
Расход теплоносителя СТР для отвода тепла	≈100 л/ч	≈230 л/ч
Герметичная капсула	избыточное давление	вакуумирование
Особые требования к питающей воде	нет	требуется дополнительная специальная очистка
Удельная электропроводность питающей воды	не более 180 мк См/см	не более 1–2 мк См/см

СГК с ТПЭ за 5 лет эксплуатации на борту МКС имела следующие характеристики (по состоянию на 10.07.2012 г.) [7–9].

– Получено 1613 кг кислорода (1,13 миллиона нормальных литров – на 1882 человеко-суток). Средний ток питания электролизера 13,9 А (30 % от максимального), что дает производительность по кислороду 81 нормальный литр в час. По оценке авторов данной статьи, общее время наработки системы ~580 суток.

– При размещении СГК с ТПЭ на борту МКС общая начальная масса всего оборудования составила 674 кг, из которых 337 кг (50 %) – это технологические блоки СГК с ТПЭ и 40 кг (6 %) – блок управления системой. В сумме для СГК с ТПЭ будет 377 кг (это на 20 кг больше заявленных 357 кг). Остальные 297 кг – это электрические кабели, трубопроводы, баки, стандартное оборудование и т.п.

– За 5 лет эксплуатации для СГК с ТПЭ дополнительно доставлено 213 кг оборудования, включая 170 кг для замены отказавшего или выработавшего ресурс оборудования и 43 кг расходных материалов. В СГК с ТПЭ заменялись на новые: блок воды, блок водорода (из-за высокого напряжения на электролизере), блок насосов (многократная замена), блок датчиков водорода (многократная замена).

В настоящее время проблемой для СГК с ТПЭ является подбор новой ТПЭ-мембраны для электролизера, т.к. используемая мембрана марки Nafion оказалась нестойкой к коррозии и выделяет фтор [9, 10].

7. Российские разработки СГК с твердым полимерным электролитом

В России СГК с ТПЭ для космических станций в последние годы разрабатывались в ОАО «НИИХиммаш» [11] и ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» [12].

В ОАО «НИИХиммаш» проведены ресурсные испытания в течение 6650 часов электролизной ячейки с ТПЭ-мембраной типа МФ-4СК-2 с каталитическим покрытием (платинирование) при плотностях тока от 2 до 6,5 кА/м^2 (в том числе 6100 часов при 5,1 кА/м^2 и температуре воды на входе в ячейку +60 °С). Целью испытания являлось исследование влияния различных факторов на процесс электролиза воды с ТПЭ. Напряжение на испытываемой электролизной ячейке при температурах на входе соответственно 20 и 60 °С составляло: после 600 часов наработки для плотности тока 2 кА/м^2 – 1,74 и 1,60 В, для 6 кА/м^2 – 1,98 и 1,76 В; после 6650 часов – для 2 кА/м^2 – 2,02 и 1,75 В, для 6 кА/м^2 – 2,22 и 1,98 В.

Был создан электролизер с ТПЭ на производительность по кислороду до 160 нормальных литров в час (масса электролизера 11 кг, ток питания до 64 А), который наработал 600 часов с целью отработки конструкции электролизера. Далее, был разработан технологический блок генерации кислорода (БГК) с ТПЭ, который включал в себя электролизер, статические разделители газожидкостной смеси и блок холодильников. Создание БГК дошло до стадии его сборки из изготовленных узлов и деталей, но не было доведено до стадии испытаний на функционирование. В настоящее время работы по СГК с ТПЭ в ОАО «НИИХиммаш» приостановлены.

В ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша» создана связка: электролизный блок (ЭБ) ТПЭ (катодная подпитка электролизера) и двухконтурная система водоочистки (в каждом контуре – блок удаления микропримесей, устройство стерилизации на основе ультрафиолета и датчик электропроводности воды). Связка проходит ресурсные испытания в течение нескольких лет и по настоящее время. Однако СГК с ТПЭ как целая функционирующая система пока находится в стадии создания.

Приведенное в литературе [12, табл. 1] сравнение ЭБ с ТПЭ, разработанного «Центром Келдыша» (масса не более 30 кг, ресурс 3 года, не имеет системы охла-

ждения), и щелочного БЖ системы «Электрон-ВМ», разработанного «НИИхиммаш», не является корректным, т.к. сравнивается отдельный аппарат (ЭБ по сути – электролизер) и целая технологическая система (БЖ, см. рис. 2–4). Более корректным является сравнение ЭБ с ТПЭ и щелочного электролизера из состава БЖ системы «Электрон-ВМ» [13]. Щелочной электролизер имеет массу не более 26 кг, не имеет внутренней системы охлаждения, а его работа на борту МКС (в составе БЖ № 009) достигла 1265 суток ($\approx 3,5$ года) при полном сохранении работоспособности и без какого-либо ухудшения его характеристик (без увеличения напряжения электролиза). Что касается системы охлаждения, то она присутствует не в составе щелочного электролизера, а в составе БЖ (БЖ на рис. 2).

Исходя из приведенных данных [12, рис. 4], напряжение ЭБ с ТПЭ составляет $\approx 21\text{--}23$ В, что при его максимальном токе питания в 70 А и 12 электролизных ячейках даст величину тепловыделений 227–367 Вт. Поэтому для СГК на основе ЭБ с ТПЭ также потребуется система охлаждения. Массу создаваемой системы можно частично оценить, исходя из приводимых данных: в системе будет ЭБ с ТПЭ массой 30 кг и двухконтурная система водоочистки, каждый контур которой содержит блок удаления микропримесей массой 20 кг. Это в сумме уже дает массу 70 кг, к которой надо прибавить массу разделителя ГЖС, насоса, системы подпитки, регулирующих устройств, трубопроводов и т.д.

8. Направления развития системы генерации кислорода «Электрон-ВМ»

В настоящее время СГК «Электрон-ВМ» является высокоэффективной системой, перспективной для дальнейшего применения на обитаемых космических станциях, в том числе, при полете на Марс и создании планетных баз. Развитие системы идет по двум направлениям: эксплуатация и конструкция [14–17].

Основные направления развития эксплуатации СГК «Электрон-ВМ»:

- при эксплуатации следует рассматривать не систему отдельно, а сложный комплекс (в его взаимодействии и взаимном влиянии): система «Электрон-ВМ»– другие системы МКС–экипаж–Земля (службы сопровождения полета и технические специалисты) – факторы подготовки и проведения космического полета;
- максимально возможная степень сбора и обработки информации как о самой системе «Электрон-ВМ», так и о системах, взаимосвязанных с ней;
- совершенствование методик эксплуатации системы «Электрон-ВМ» и систем, влияющих на ее работу (включая методики управления и ручные операции).

Основные направления развития конструкции СГК «Электрон-ВМ» и ее БЖ:

- увеличение ресурса и надежности узлов и аппаратов системы;
- повышение устойчивости к нештатным ситуациям при эксплуатации;
- стандартизация, унификация и дальнейшее упрощение конструкции;
- расширение возможностей (как добавление к уже существующим) для подключения дополнительного оборудования, которое позволит локализовать последствия нештатных ситуаций и увеличит ресурс БЖ системы.

Развитие в данных направлениях позволило прогнозировать ресурс технологического блока (БЖ) системы «Электрон-ВМ» в 3 года, когда его максимальная наработка на МКС была 490 суток [18]. Данный прогноз подтвердился: БЖ № 009 проработал до отказа 1265 суток. Главным направлением и итогом дальнейшего развития СГК «Электрон-ВМ» должно стать увеличение ресурса ее БЖ до 5 лет.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А. Эксплуатация российской системы генерации кислорода «Электрон-ВМ» с технологическим блоком № 009 на борту Международной космической станции // Космический форум 2011, посвященный 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина (Московская обл., Звездный городок – Москва). 18–21 октября 2011. Сб. материалов. – М.: ИМБП РАН, 2011. – С. 210.
- [2] Прошкин В.Ю., Гаврилов Л.И., Курмазенко Э.А. Российская система генерации кислорода «Электрон-ВМ»: содержание водорода в электролизном кислороде для дыхания экипажа Международной космической станции // Космический форум 2011, посвященный 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина (Московская обл., Звездный городок – Москва). 18–21 октября 2011. Сб. материалов. – М.: ИМБП РАН, 2011. – С. 209.
- [3] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А. Микропримеси в электролизном кислороде для дыхания экипажа на МКС // 7-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2008» (Москва). 20–23 октября 2008. Тезисы докладов. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2008. – С. 133.
- [4] Erickson R., Howe J., Kulp G., Keuren S. International Space Station United States Orbital Segment Oxygen Generation Systems On-orbit Operation Experience // 38th International Conference on Environmental Systems (San Francisco, CA, USA). June 29–July 2, 2008. SAE Publication. № 2008-01-1962. P. 1–10.
- [5] Bagdigan R.M., Clode D. Status of the International Space Station Regenerative ECLSS Water Recovery and Oxygen Generation Systems // 35th International Conference on Environmental Systems and 8th European Symposium on Space Environmental Control Systems (Rome, Italy). July 11–14, 2005. SAE Publication. № 2005-01-2779. P. 1–9.
- [6] Cloud D., Devin M., Schneider S. et al. ISS Oxygen Generation Design Status // 29th International Conference on Environmental Systems (Denver, Colorado, USA). July 12–15, 1999. ICES Publication. № 1999-01-2116. P. 1–10.
- [7] Hartman D. International Space Station Program Status. NAC July 23, 2012. (Accessed 14.05.2013) http://www.nasa.gov/pdf/672214main_1-Hartman_July12_NAC_Final_508.pdf.
- [8] Williams D., Dake J., Gentry G. International Space Station Environmental Control and Life Support System Status for the Prior Year: 2010–2011 // 42nd International Conference on Environmental Systems (San Diego, CA, USA). July 15–19, 2012. AIAA Publication. № AIAA-2012-3612. P. 1–24.
- [9] Carpenter J.E., Gentry G.J., Diderich G.S. et al. Investigation into the High-Voltage Shutdown of the Oxygen Generation System Aboard the International Space Station // 42nd International Conference on Environmental Systems (San Diego, CA, USA). July 15–19, 2012. AIAA Publication. № AIAA-2012-3613. P. 1–14.
- [10] Metcalf J., Peterson L., Carrasquillo R., Bagdigan R. National Aeronautics and Space Administration (NASA) Environmental Control and Life Support (ECLS) Integrated Roadmap Development // 42nd International Conference on Environmental Systems (San Diego, CA, USA). July 15–19, 2012. AIAA Publication. № AIAA-2012-3444. P. 1–12.
- [11] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И. Получение кислорода в системе электролиза воды с полимерной ионообменной мембраной // Пилотируемые полеты в космос. 8-я Международная научно-практическая конференция (Звездный городок, Московская обл.). 28–29 октября 2009. Сб. тезисов. – Московская обл., Звездный городок: НИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, 2009. – С. 217–219.
- [12] Лялин Д.А., Баранов А.Е., Нечаев М.В. Новое поколение электролизеров для космической техники // Пилотируемые полеты в космос. – 2011. – № 2 (2). – С. 62–72.
- [13] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А. Электролизер системы генерации кислорода со щелочным электролитом // 6-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2007» (Москва). 1–4 октября 2007. Тезисы докладов. – М.: МАИ, 2007. – С. 75–76.

- [14] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И. Системный подход к созданию комплекса регенерационных систем жизнеобеспечения для обитаемых космических станций // 9-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2010» (Москва). 16–18 ноября 2010. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2010. – С. 145–146.
- [15] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И., Кочетков А.А. Учет устойчивости к нештатным ситуациям при проектировании и эксплуатации регенерационных систем жизнеобеспечения обитаемых космических станций // Системный анализ, управление и навигация. 16-я международная научная конференция (Евпатория, Крым, Украина). 3–10 июля 2011. Тезисы докладов. – М.: МАИ-ПРИНТ, 2011. – С. 24–25.
- [16] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А. Системный подход к разработке регенерационных систем жизнеобеспечения обитаемой космической станции // Космический форум 2011, посвященный 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина (Московская обл., Звездный городок - Москва). 18–21 октября 2011. Сб. материалов. – М.: ИМБП РАН, 2011. – С. 210–211.
- [17] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Кочетков А.А., Гаврилов Л.И. Вопросы эксплуатации регенерационных систем обеспечения газового состава Российского модуля Международной космической станции // 11-я Международная конференция «Авиация и космонавтика – 2012» (Москва). 13–15 ноября 2012. Тезисы докладов. – СПб.: Мастерская печати, 2012. – С. 127–128.
- [18] Прошкин В.Ю., Курмазенко Э.А., Гаврилов Л.И. и др. Системы генерации кислорода на основе электролиза воды: результаты эксплуатации на Международной космической станции и перспективы развития // Авиакосмическая и экологическая медицина. – 2008. – Т. 42. – № 6/1 дополнительный. – С. 70–71.

**ВОЗМОЖНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ДВУМЕРНЫХ КОДОВ
В ПИЛОТИРУЕМОЙ КОСМОНАВТИКЕ**

В.Г. Корзун, В.Н. Прудков, Д.А. Темарцев, Е.А. Черняк

В.Г. Корзун; В.Н. Прудков; канд. техн. наук Д.А. Темарцев; Е.А. Черняк
(ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

В статье рассматриваются предпосылки и перспективы использования двумерных штрихкодов при выполнении задач инвентаризации на борту пилотируемых космических аппаратов. Проводится сравнительный анализ двумерных штрихкодов по различным техническим характеристикам. Рассматривается применение двумерных штрихкодов при решении одной из задач на борту пилотируемых космических аппаратов.

Ключевые слова: пилотируемая космонавтика, двумерные штрихкоды, система управления инвентаризацией.

**Applicability of 2D Codes in Manned Cosmonautics. V.G. Korzun,
V.N. Prudkov, D.A. Temartsev, E.A. Chernyak**

The paper discusses the prerequisites and prospects of application of 2D bar codes for the inventory purposes aboard the manned space vehicles. As well it presents results of comparative analysis of technical parameters of various bar codes and discusses the applicability of them to tackle one of the tasks aboard the MSV.

Keywords: manned cosmonautics, 2D bar codes, inventory management system.

Опыт эксплуатации космической техники показал, что в процессе выполнения программы полета возникают трудности, связанные с несовершенством способа учета местонахождения и размещения грузов на борту.

Вскоре после начала эксплуатации Международной космической станции (МКС) была запущена в работу система управления инвентаризацией (СУИ). СУИ представляет собой российско-американскую информационную систему МКС, которая обеспечивает выполнение задач инвентаризации как на российском, так и на американском сегментах МКС. Это сложная система, объединяющая в себе человеческие и машинные ресурсы на Земле и в космосе.

Назначением СУИ является четкое поэлементное отслеживание количества имеющихся на борту МКС грузов и их местоположения на станции в целях:

- поддержания порядка на станции и обеспечения возможности членов экипажа быстро находить требуемые грузы;
- уменьшения затрат на доставку расходных материалов, запасного оборудования, средств обеспечения жизнедеятельности экипажа, а также доставку дублирующих элементов грузов в случае утери основных.

СУИ реализована как сетевая информационная система и состоит из четырех взаимосвязанных модулей (рис. 1):

- СУИ-МКС (IMS-ISS) – на борту станции для использования экипажем МКС;
- СУИ-ЦУП-М (IMS-MCC-M) – в Центре управления полетами (Москва);
- СУИ-ЦУП-Х (IMS-MCC-H) – в Центре управления полетами (Хьюстон);
- СУИ-Байконур (IMS-Baikour) – на техническом комплексе космодрома Байконур.

База данных СУИ располагается на файл-сервере сети поддержки экипажа (ISS-Server1) на борту МКС и имеет копии в Центрах управления полетами в Москве и Хьюстоне (ЦУП-М и ЦУП-Х), а также на космодроме Байконур. Бортовая

база данных является основной, а базы данных ЦУПов и Байконура – резервными. Пользователями базы данных СУИ являются члены экипажа МКС и специалисты ЦУПа-М и ЦУПа-Х.

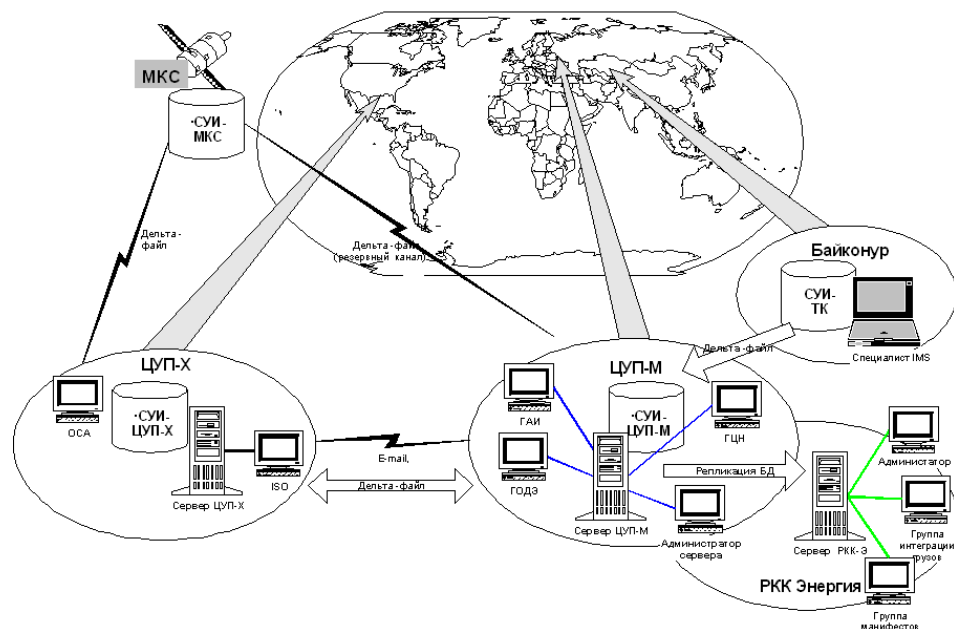


Рис. 1. Схема обмена данными в СУИ

Для поддержания идентичности информации во всех модулях СУИ ежедневно проводится так называемая **синхронизация** баз данных. Синхронизация информации в модулях СУИ осуществляется путем обмена **дельта-файлами**. Дельта-файлы (другими словами – файлы изменений) содержат информацию обо всех изменениях, сделанных в базах данных любого из модулей СУИ за прошедший период времени. Такой обмен происходит не реже одного раза в сутки. Как правило, синхронизация баз данных осуществляется ночью.

Обмен дельта-файлами происходит следующим образом. Например, ночью произошел обмен дельта-файлами между бортовой и наземными базами данных, и информация в базах стала полностью идентична. Начинается рабочий день. Экипаж в ходе выполнения работ перемещает некоторые элементы оборудования на борту МКС, после чего вносит соответствующие изменения в базу данных СУИ. Все эти изменения, называемые **транзакциями**, сохраняются в бортовой базе данных. При этом они записываются в «историю» объекта и в новый дельта-файл. Для того, чтобы дельта-файл был готов к отправке на Землю, необходимо его *экспортировать* из базы данных. Это происходит автоматически в определенное время ночью, но может быть сделано и вручную экипажем.

После экспорта дельта-файл по американскому каналу связи передается в ЦУП-Х, а из ЦУПа-Х по электронным средствам связи в ЦУП-М. В ЦУПах полученный дельта-файл *импортируется* в свои базы данных. Таким образом, Земля получает всю информацию об изменениях в базе данных, сделанных экипажем за прошедший день.

Аналогично происходит *экспорт* дельта-файлов из наземных баз данных и *импорт* в бортовую базу данных.

В настоящее время на борту МКС в СУИ используются одномерные коды, так называемые штрихкоды (штриховые коды).

Не будем подробно описывать существующие стандарты, ГОСТы, руководство по применению штрихкодов на транспорте и складе, этому посвящены многие другие работы (см., например, [2], [3], [7]). В настоящей работе дадим лишь определение и краткое описание понятию штрихкод.

Штрихкод представляет собой последовательность графических меток, которые несут в себе информацию, предназначенную для считывания специальными техническими средствами. Такой вид кодирования был изобретен в середине XX века в США и ныне широко используется во всем мире в торговле, логистике и связанных с ними областях деятельности. На английском языке штрихкод называется barcode – в буквальном переводе «код из полос». Для кодирования информации, заключенной в штриховом коде, используется специализированное программное обеспечение.

Линейные (одномерные) штрихкоды читаются в одном направлении по горизонтали. С помощью такого штрихкода можно закодировать небольшой объем информации (до 20–30 символов). К наиболее распространенным линейным системам кодирования относятся:

- EAN-8 (состоит из 8 цифр);
- EAN-13 (состоит из 13 цифр);
- ITF-14 (состоит из 14 цифр);
- UPC-A (состоит из 12 цифр);
- UPC-E (состоит из 8 цифр);
- Code128, или UPC/EAN-128 (состоит из 107 символов).

В России и странах Европы наибольшее распространение получили системы EAN-13, EAN-8 и ITF-14 (EAN расшифровывается как European Article Number, а ITF расшифровывается как Interleaved Two of Five), виды этих штрихкодов представлены на рис. 2. В мировой практике встречаются случаи, когда товары маркируются сразу несколькими кодами (например, EAN и UPC).



Рис. 2. Виды самых распространенных штрихкодов

За тем, чтобы штрихкод каждого товара был уникален в мировой системе, следит специальная организация-регистратор GS1, которая имеет региональные представительства по всему миру. Код регионального представительства регистратора можно увидеть, например, в штрихкоде EAN-13 – это первые три цифры. Существуют штрихкоды, к уникальности которых предъявляются менее жесткие требования. Это внутренние штрихкоды, которые различаются в пределах одного предприятия.

При использовании одномерных штрихкодов на борту МКС символ штрихкода используется как своего рода «номерной знак» для кодирования идентификационного номера с целью получения доступа к считыванию или записи инфор-

мации, содержащейся в базе данных. Приведем простой пример: номерные знаки на автомобилях ничего не говорят об их марке и модели, а также не содержат информацию об их владельце. Номерные знаки лишь указывают уникальный номер, связанный с определенной информацией в базе данных.

Использование одномерных штрихкодов в системе инвентаризации основано на том же принципе. Это означает, что данные, закодированные в штрихкоде, бесполезны и не имеют никакой ценности, если их невозможно связать с записью в базе данных.

Одним из выходов из данной ситуации является возможность использования в системе СУИ на борту МКС двумерных штрихкодов. Они могут кодировать большой объем информации, что позволяет использовать их без обязательного доступа к базе данных. Например, при техническом обслуживании космонавтами различной техники в космическом полете, не имеющем доступа к удаленной базе данных, достаточно просто сканировать двумерный код на оборудовании, чтобы получить всю идентификационную информацию и данные о конфигурации, необходимые для осуществления соответствующего ремонта. Кроме того, использование двумерных штрихкодов не накладывает никаких ограничений на использование их совместно с базой данных, а, наоборот, позволяет расширить функциональность их использования.

Существуют две основные категории двумерных кодов: многоуровневые и матричные, охватывающие множество отдельных символов. Основное различие между многоуровневыми и матричными символами состоит в способе формирования кода и его считывания.

Многоуровневые символы состоят из двух или более рядов линейных штрихов и пробелов между ними. Они получили это название, так как напоминают серии небольших линейных штрихкодов, размещенных один над другим. К основным многоуровневым символам относятся PDF417, Code 16K, Code 49 и версия GS1 DataBar (ранее известная как RSS Composite).

Матричные двумерные коды кодируют информацию с использованием темных и светлых геометрических элементов, расположенных в виде решетки. Положение каждого элемента по отношению к центру символа является ключевой переменной для кодирования. Матричные символы наиболее часто используются для маркировки объектов небольшого размера, а также для высокоскоростного считывания в автоматическом режиме. Наиболее распространенные из них – Data Matrix, MaxiCode, Aztec Code, Code One и QR-кодов.

На данный момент уже существует более 20 различных видов двумерных штрихкодов. В табл. 1 представлены характеристики некоторых видов широко используемых двумерных штрихкодов. Полная версия данной таблицы представлена в статье [6].

Из данной таблицы можно сделать вывод, что самыми удобными двумерными кодами при использовании на борту МКС являются QR-коды и Data Matrix. Они обладают небольшими размерами, встроенной коррекцией ошибок, наибольшим объемом хранимой информации, устойчивостью пространственного распознавания кода, а также возможностью свободно пользоваться форматами в различных отраслях без каких-либо лицензионных отчислений.

Хотя стандарт Data Matrix является открытым, нет бесплатных документов, описывающих процесс кодирования информации в этот формат. Документацию в электронном виде в формате PDF или в бумажном виде можно приобрести с сайта организации ISO (International Symbolology Specification) [1].

Таблица 1

Сводная таблица с характеристиками распространенных двумерных штрихкодов

Характеристики технологии	Aztec code	MaxiCode	ShotCode (англ.)	Micro QR code	QR-код	Data Matrix	Microsoft Tag (HCCB)
Внешний вид							
Считывание кода автономно	Да	Да	Да	Да	Да	Да	Нет, требуется обращение к интернет-серверу
Печать на черно-белом принтере	Да	Да	Да	Да	Да	Да	Нужен цветной принтер
Оптимизация для существующих технологий печати (квадратные / круглые пиксели, расположенные в узлах прямоугольной сетки)	Изображение строится из стандартных квадратных пикселей	Изображение строится из штрихов, центральная мишень круглая, печать с малым разрешением затруднена	Изображение строится из концентрических окружностей, печать с малым разрешением затруднена	Изображение строится из стандартных квадратных пикселей	Изображение строится из стандартных квадратных пикселей	Изображение строится из стандартных квадратных пикселей	Печать с низким разрешением, в принципе, возможна (информацию несут только центры треугольников и опорные линии)
Нанесение на различные материалы (металлы и т. д.)	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Да, достаточно контрастного двухцветного изображения	Необходимо использовать цвета, что резко сужает круг применений
Максимальный объем данных (при макс. уровне коррекции ошибок)	около 2 Кбайт	около 90 байт		9 байт	около 2–3 Кбайт	около 2–3 Кбайт	13 байт; на сервере может храниться строка произвольной длины
Минимальный размер	15x15 (пиксели)			11x11 (пиксели)	21x21 (пиксели)	10x10 (пиксели)	5x10 (цветные треугольники)
Максимальный размер	151x151 (пиксели)			17x17 (пиксели)	177x177 (пиксели)	144x144 (пиксели)	
Коды коррекции ошибок	Исправляется до 95 % повреждений (уровень от 5 % до 95 %, стандартно 23 %)	Есть		Исправляется до 25 % повреждений (фиксированные уровни в 7, 15 и 25 процентов)	Исправляется до 30 % повреждений (фиксированные уровни в 7, 15, 25 и 30 процентов)	Исправляется до 30 % повреждений	Есть

Окончание таблицы 1

Характеристики технологии	Aztec code	MaxiCode	ShotCode (англ.)	Micro QR code	QR-код	Data Matrix	Microsoft Tag (HCCB)
Устойчивость пространственного распознавания кода	Поворот на произвольный угол, зеркальное отражение				Поворот на произвольный угол	Поворот на произвольный угол	Неизвестно
Открытость формата	Формат открыт, хотя и защищен патентами, но передан в общественное достояние	Формат открыт, но защищен патентами		Формат открыт	Формат открыт	Формат открыт, хотя и защищен патентами, но передан в общественное достояние	Формат закрыт
Поддержка индустрией	Используется в онлайн-билетах многих авиа- и ж/д компаний, а также в регистрационных документах на автомобили в Польше	Внутреннее употребление компанией UPS	Небольшая, в рекламе		Широкая, в том числе и в промышленности	Широкая, в том числе и в промышленности	Технология на этапе тестирования
Создание кодов	Бесплатно	Бесплатно	Платный	Бесплатно	Бесплатно	Бесплатно	На момент бета-тестирования бесплатно

Поэтому в рамках нашей статьи остановимся на возможности использования QR-кодов.

QR-коды являются разновидностью матричных кодов (рис. 3). Их концепция была придумана японской корпорацией Denso-Wave в 1994 году. Обозначение «QR» означает «quick response», то есть «быстрый отклик». Такое название отражает основную черту кодов – быстрое донесение своего информационного содержания до пользователя.

Изначально QR-коды использовались на машиностроительном производстве для учета деталей, но постепенно стали применяться и в других областях жизни. Одной из таких областей стала доставка информации пользователям мобильных устройств. QR-коды могут содержать в себе текстовую информацию: например, данные о телефонных номерах, гипертекстовые ссылки, контакты и другой контент.

Для распознавания QR-кода, достаточно иметь при себе лишь мобильное устройство с камерой и соответствующее программное обеспечение. Это очень удобно, потому что код может быть нанесен на страницы бортовой документации, онлайн-ресурса или на панель интерьера МКС, и все, что необходимо будет сделать, – навести камеру аппарата на QR-код и его контент будет расшифрован и обработан должным образом.

В таком коде может быть закодировано до трех килобайт текста. Точные значения следующие:



Рис. 3. Внешний вид QR-кода

- только цифры – 7089 символов;
- цифры + латинские буквы – 4296 символов;
- двоичные данные (8 бит) – 2953 байт;
- символы японского алфавита Kanji/Kana – 1817 символов.

Это является достаточным объемом информации для практического применения QR-кодов. Особенно если учесть его компактность и удобство.

Для коррекции ошибок в реализации QR-кодов использован *алгоритм Рида-Соломона* (Reed-Solomon). Это позволяет работать с поврежденными кодами, например, зачеркнутыми или затертыми. QR-коды имеют 4 уровня коррекции ошибок, которые различны между собой по объему информации, необходимой для восстановления, а также по объему полезной информации, которую возможно восстановить при повреждении кода. Уровни коррекции и проценты информации, подлежащей восстановлению, следующие:

- L – 7 %;
- M – 15 %;
- Q – 25 %;
- H – 30 %.

Спецификация QR-кода не описывает формат данных. В отличие от старого штрихкода, который сканируют тонким лучом, QR-код определяется сенсором как двумерное изображение. Три квадрата в углах изображения позволяют нормализовать размер изображения и его ориентацию (рис. 4), а также угол, под которым сенсор относится к поверхности изображения. Кроме того, код содержит еще несколько квадратов меньшего размера, на рис. 3 они выделены зеленым цветом. Они служат для определения ориентации служебных областей. Еще один функциональный элемент для облегчения чтения QR-кодов – Timing Pattern (полосы синхронизации), состоящий из чередующихся темных и светлых модулей, на рис. 4 он показан синим цветом. Он служит для определения плотности модулей и предварительного определения версии QR-кода.

Фиолетовым цветом отмечены зоны расположения системной информации, в которой содержится уровень коррекций ошибок и способ кодирования, используемый в данном QR-коде.

После определения всех основных элементов QR-кода происходит считывание закодированной информации путем перевода черных точек в двоичные числа. В конце процесса считывания информация полученная контрольная сумма сравнивается с закодированной контрольной суммой в QR-коде.

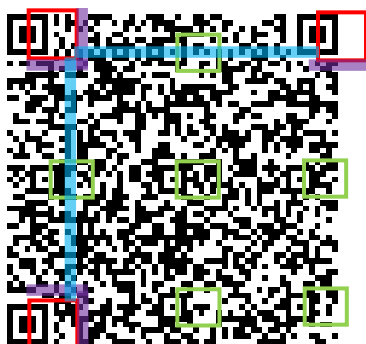


Рис. 4. Структура QR-кода

Наиболее популярные программы просмотра QR-кодов поддерживают следующие форматы данных: URL, закладка в браузер, e-mail (с темой письма), SMS на номер (с темой), MeCard, vCard, географические координаты. Также некоторые программы могут распознавать GIF, JPG, PNG или MID файлы меньше 4 КБ и зашифрованный текст, но эти форматы не получили популярности. Не будем подробно описывать существующие программы просмотра и создания QR-кодов, этому посвящены многие другие работы (см., например, [4], [8], [9]).

Рассмотрим использование QR-кодов на примере бортовой системы радиосвязи, установленной на борту МКС. Особенностью данной системы является наличие блоков одинакового размера с приблизительно одинаковой массой, установленных рядом друг с другом. При выполнении ремонтно-восстановительных работ, например, замене блока передатчика, затруднена идентификация требуемого блока. Совместно со специалистами по системе радиосвязи было подготовлено краткое описание каждого блока и всей системы в целом. Описание двух блоков системы радиосвязи представлено в табл. 2.

Таблица 2

Описание блоков системы радиосвязи

№ п/п	Название системы	Наименование блока	Размещение	Работа	Особенности
1	Система радиосвязи	Блок УСБ-14 – УКВ-передатчик основной. Входит в состав моноблока системы радиосвязи	Расположен в служебном модуле, за панелями интерьера	Работа с системой радиосвязи описана в БД «выведение и спуск» на стр. 10	Неремонтно пригоден, в случае поломки подлежит полной замене
2	Система радиосвязи	Блок УСБ-51 – Блок коммутации. Входит в состав моноблока системы радиосвязи и предназначен для объединения всех блоков СРС в единую систему	Расположен в служебном модуле, за панелями интерьера	Работа с системой радиосвязи описана в БД «выведение и спуск» на стр. 10	Неремонтно пригоден, в случае поломки подлежит полной замене

С помощью программы «Qt-coder» с открытой лицензией были созданы индивидуальные QR-коды каждого блока и всей системы в целом [5]. После чего они были обработаны в графическом редакторе для качественной печати их на обычном лазерном черно-белом принтере. Габаритные размеры QR-кодов прямо пропорционально связаны с объемом закодированной в них информации. То есть, варьируя параметр объема закодированной информации для каждого блока, устройства или даже кабеля, можно создать свой индивидуальный QR-код, который легко может быть размещен на корпусе оборудования. На рис. 5 представлены готовые QR-коды двух блоков, полученные после всех манипуляций. Физический размер их составляет 3.5x3.5 см. А время считывания информации с такого QR-кода не занимает более 1 секунды.

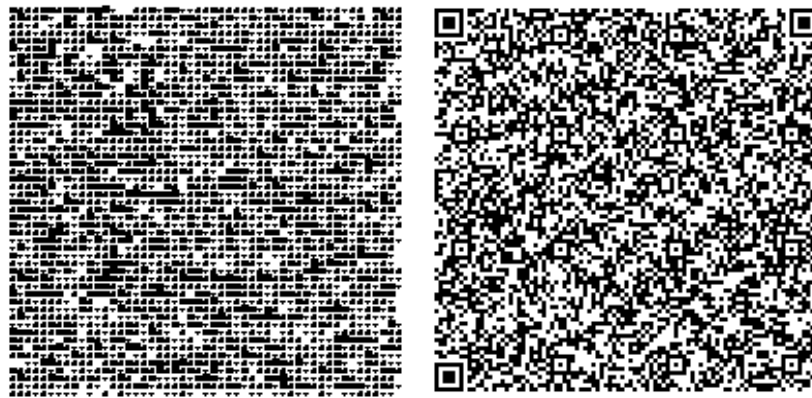


Рис. 5. QR-коды, созданные для системы радиосвязи

Созданные двумерные коды были размещены на макете системы радиосвязи (рис. 6) в легкодоступных местах для облегчения использования космонавтами.

Затем на планшетные компьютеры было установлено программное обеспечение, позволяющее считывать информацию с QR-кодов через встроенную цифровую камеру. Сами планшетные компьютеры были выбраны не случайно в качестве устройства считывания, так как на данный момент на борту МКС космонавтами используются планшетные компьютеры Ipad 2, которые легко могут быть адаптированы для работы с QR-кодами путем установки на них дополнительного программного обеспечения.

Был проведен ряд исследований на удобство, легкость использования, помехоустойчивость, трудности считывания в различных световых условиях данной системы с привлечением для тестирования космонавтов, имеющих опыт космического полета. Результаты данных исследований показали, что QR-коды обладают более высокой помехоустойчивостью, чем одномерные штрихкоды, за счет использования в них алгоритма Рида-Соломона для коррекций ошибок. Это позволяет работать с поврежденными кодами, например, зачеркнутыми или затертыми. Планшетный компьютер как устройство считывания штрихкодов также показал себя с лучшей стороны. Использование встроенной камеры и мощного процессора позволяют данному устройству с легкостью декодировать штрихкоды независимо от положения штрихкода относительно камеры, а также при различных



Рис. 6. Макет системы радиосвязи

световых условиях. В результате существенно повышается удобство работы в труднодоступных местах, отпадает необходимость в ориентации сканера таким образом, чтобы луч полностью пересек штрихкод. Тем самым, планшетные компьютеры в качестве устройств считывания по многим параметрам превосходят используемые светодиодные и лазерные сканеры, что показывает дальнейшую целесообразность в проведении исследований в данном направлении.

С развитием МКС космонавты выполняют все больше рутинных типовых операций, которые отнимают огромное количество рабочего времени. Это время можно было бы потратить на проведение перспективных научных исследований на борту МКС. Планируется в помощь к космонавтам на борт МКС отправить автономную робототехническую систему, которая должна была бы освободить экипаж от рутинных операций. Но на данный момент времени еще до конца не понятно, как данная автономная система будет ориентироваться в модулях МКС, распознавать элементы интерьера и различное оборудование. Одним из перспективных средств решения данной задачи может быть использование двумерных штрихкодов. Робот с помощью оптических каналов сможет считывать двумерные штрихкоды, и таким способом определять свое местоположение, элементы интерьера, состав оборудования расположенного в элементах интерьера, идентифицировать само оборудование. С помощью двумерных штрихкодов робототехническая система сможет получать требующуюся ей техническую информацию для проведения различных манипуляций с самим оборудованием или ссылку на поиск этой информации в базе данных.

Применение двумерных штрихкодов в пилотируемой космонавтике позволит расширить функциональность и отказоустойчивость системы управления инвентаризацией, что, в свою очередь, позволит оптимизировать и упростить работу космонавтов на борту пилотируемых космических аппаратов. Кроме задачи размещения оборудования на борту пилотируемых космических аппаратов система инвентаризации сможет решать задачи предоставления данных о конфигурации оборудования, технических характеристиках, составе, особенностях работы, рекомендациях. А также подготовить базу для автоматного использования современной робототехники на борту пилотируемых космических аппаратов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Документация, описывающая стандарт Data Matrix в электронном виде. [Электронный ресурс] / ISO. Официальный сайт. URL: http://www.iso.org/iso/catalogue_detail.htm?csnumber=44230.
- [2] Использование в логистике технологии автоматизированной идентификации штриховых кодов [Электронный ресурс] / Логистика: Официальный сайт. URL: <http://www.xcomp.biz/3-7-ispolzovanie-v-logistike-texnologii-avtomatizirovannoj-identifikacii-shtrixovyx-kodov.html>.
- [3] Особенности проведения современной инвентаризации в розничной торговле [Электронный ресурс] / Журнал «Управление магазином»: Официальный сайт. URL: <http://www.trademanagement.ru/article/29/>.
- [4] Пост о QR-коде: создание, расшифровка, применение. [Электронный ресурс] / Замкадный. Официальный сайт. URL: <http://zamkadnyi.ru/2012/05/qr-kod-sozdanie-rasshifrovka.html>.
- [5] Программа «Qr-coder». [Электронный ресурс] / Qrcoder. Официальный сайт. URL: <http://www.qrcoder.ru/>.
- [6] Сравнение характеристик двухмерных штрихкодов [Электронный ресурс] / Chinapads. Официальный сайт. URL: http://chinapads.ru/c/s/sravnenie_harakteristik_shtrihkodov.
- [7] Штрихкод и методы его расшифровки [Электронный ресурс] / Компания «Скейл»: Официальный сайт. URL: <http://www.barcoding.ru/resources/statii-obzory/metody-rasshifrovki-shtrihkoda.html>.
- [8] QR-коды — как создать и расшифровать barcode, онлайн генераторы и программы считывания. [Электронный ресурс] / KtoNaNovenkogo. Официальный сайт. URL: <http://ktonanovenkogo.ru/vokrug-da-okolo/programs/qr-kody-sozdat-rasshifrovat-barcode-onlajn-generatory-programmy-schityvaniya.html>.
- [9] QR Droid - считыватель QR кодов. [Электронный ресурс] / Always More Digital. Официальный сайт. URL: <http://www.almodi.org/programmi-dlya-android/qr-droid>.

АНАЛИЗ РЕЗУЛЬТАТОВ ПЕРВОГО ОТКРЫТОГО КОНКУРСА ПО ОТБОРУ КАНДИДАТОВ В КОСМОНАВТЫ В ЧАСТИ СООТВЕТСТВИЯ ТРЕБОВАНИЯМ ПО ФИЗИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВЛЕННОСТИ

В.Ю. Самарцев, Е.П. Шемчук, В.Г. Назин

Заслуженный тренер России В.Ю. Самарцев; мастер спорта СССР Е.П. Шемчук; канд. техн. наук, профессор АВН В.Г. Назин (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»)

Статья посвящена анализу результатов первичного профессионального отбора кандидатов в космонавты на соответствие требованиям по физической подготовленности, проведенного в 2012 году в рамках первого открытого конкурса. Основой для выполнения анализа являлись документированные заключения о физической подготовленности претендентов, подготовленные по результатам выполнения ими нормативных физических упражнений на очном этапе отбора в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина».

Ключевые слова: нормативные физические упражнения, профессионально важные физические качества, уровень физической подготовленности.

Analysis of the Results of the First Open Campaign of Cosmonaut Candidate Selection in Terms of the Conformity With Physical Fitness Requirements. V.Yu. Samartsev, Ye.P. Shemchuk, V.G. Nazin

The paper analyzes the results of primary professional cosmonaut candidate selection in terms of physical fitness requirements conducted in 2012 within the framework of the first open competition. The basis for analysis were the documented opinions about the physical status of applicants, drawn from the results of performing by them normative physical exercises at the direct selection stage at State Organization "Gagarin Research&Test Cosmonaut Training Center".

Keywords: normative physical exercises, professionally important physical capacity, the level of physical fitness.

Первичный профессиональный отбор (ППО) кандидатов в космонавты по физической подготовленности на основе первого открытого конкурса проводился в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» в период с 13 марта 2012 года по 7 августа 2012 года.

Всего в отборе участвовало 42 претендента, включая 36 мужчин (86 %) и 6 женщин (14 %). При этом все претендентки и 32 претендента являлись гражданскими специалистами (90 %), а 4 человека (10 %) представляли военных летчиков.

Порядок проведения отбора, в том числе, порядок обеспечения безопасности, медицинского контроля, оформления и представления в конкурсную комиссию результатов и т.д., соответствовал положениям учебно-справочного пособия [1].

В ходе отбора оценивались индивидуальные уровни физической подготовленности претендентов и уровни их отдельных физических качеств, профессионально важных для космонавта (выносливости, силы, быстроты, ловкости, специальной физической подготовленности (СФП), бортовой физической тренированности (БФТ)). Оценка указанных уровней осуществлялась по 10-балльной шкале с помощью методики исходя из результатов выполнения претендентами специально подобранных физических упражнений.

Ввиду жестких временных ограничений в качестве таковых использовались только 12 из 28 нормативных для космонавтов физических упражнений – по

2 упражнения на каждое из 6 профессионально важных физических качеств, а именно:

- на выносливость: плавание 800 м вольным стилем, кросс 1 км (или бег на лыжах 5 км);
- на силу: подтягивание на перекладине (или сгибание-разгибание рук в упоре), угол в упоре на брусьях;
- на быстроту: челночный бег 10 x 10 м, прыжок в длину с места;
- на ловкость: упражнения на батуте (прыжки с поворотом на 90, 180, 360 градусов), прыжок в воду с трамплина;
- на СФП: проба Ромберга, ныряние в длину;
- на БФТ: бег на бегущей дорожке УКТФ, ручная велоэргометрия.

Выполнение указанных упражнений каждым из претендентов осуществлялось, как правило, в течение двух дней. При этом общие временные затраты на тестирование одной группы претендентов составляли не менее шести часов.

Итоговый вывод о готовности претендентов к ППО по физической подготовленности осуществлялся исходя из соотношения их фактических и требуемых уровней физической подготовленности.

Требуемые уровни физической подготовленности претендентов различных категорий определялись следующими условиями [1]:

- для претендентов из числа военных и гражданских летчиков-мужчин не ниже 5,6 балла, женщин – не ниже 4,8 балла;
- для претендентов из числа военных и гражданских специалистов-мужчин не ниже 4,8 балла, женщин – не ниже 4,0 баллов.

Документированным основанием для отклонения кандидатур при отборе являлось отрицательное заключение о физической подготовленности к ППО. Все претенденты, показавшие недостаточный для ППО уровень физической подготовленности, отстранялись от прохождения дальнейшего отбора по другим дисциплинам (видам подготовки).

Основные итоги ППО-2012 кандидатов в космонавты по физической подготовленности, проведенного на основе первого открытого конкурса, характеризуют следующие результаты:

1. Требуемый для ППО уровень физической подготовленности из 42 претендентов показал 21 человек (50 %), в том числе:

- из 36 мужчин – 19 человек (53 %), из 6 женщин – 2 претендентки (33 %);
- из 4 военных летчиков-мужчин – 3 человека (75 %), из 38 гражданских специалистов – 16 мужчин и 2 женщины (всего 18 человек – 47 %).

2. Средний уровень физической подготовленности претендентов, прошедших данный вид отбора, составил 5,56 балла, в том числе:

- у претендентов-мужчин – 5,64 балла, у женщин – 4,78 балла;
- у военных летчиков – 6,07 балла, у гражданских специалистов (мужчин) – 5,56 балла.

3. Из прошедших отбор по физической подготовленности претендентов в дальнейшем, по результатам ППО в целом (с учетом всех дисциплин), конкурсная комиссия отобрала 8 кандидатов в космонавты, в том числе:

- из 19 мужчин – 7 человек (37 %), из 2 женщин – 1 претендентку (50 %);
- из 3 военных летчиков – 1 человека (33 %), из 18 гражданских специалистов – 7 человек (39 %).

4. Средний уровень физической подготовленности отобранных конкурсной комиссией восьми кандидатов в космонавты составил 5,62 балла, в том числе:

- у 6 гражданских специалистов-мужчин – 5,41 балла;
 - у единственного военного летчика – 7,07 балла;
 - у единственной женщины – 5,38 балла.
5. Средний уровень физической подготовленности прошедших ППО кандидатов в космонавты – 5,62 балла (рис. 1):
- в 1,93 раза превышает средний уровень 21 претендента, не прошедшего отбор именно по физической подготовленности (2,91 балла);
 - в 1,43 раза превышает средний уровень 34 претендентов, не прошедших ППО в целом (3,92 балла);
 - незначительно (всего на 1,4 %) превышает средний уровень 13 претендентов, прошедших отбор по физической подготовленности, но не прошедших ППО в целом (5,54 балла).
6. Отобранные по итогам ППО кандидаты в космонавты в среднем оказались наиболее физически подготовленными в части СФП (средний балл – 7,52), силы (6,38), БФТ (5,60) и ловкости (5,06), наименее – в части быстроты (4,42) и выносливости (4,83).
7. Двое из восьми отобранных кандидатов в космонавты (военный летчик и женщина – гражданский специалист) уже на этапе ППО показали уровни физической подготовленности (соответственно, 7,07 и 5,38 балла), превышающие требуемые на этапах подготовки космонавтов к полету (соответственно, 7 и 5 баллов).
8. Не прошедшие ППО по физической подготовленности претенденты в среднем оказались существенно менее подготовленными, чем отобранные кандидаты в космонавты, причем по всем профессионально важным физическим качествам (рис. 2): средний уровень выносливости – 1,22 балла, БФТ – 2,38 балла, быстроты – 3,82 балла, ловкости – 4,29 балла, СФП – 4,73 балла, силы – 4,86 балла.
9. Претендентов, не прошедших отбор по физической подготовленности, особо отличает крайне низкая выносливость – ее средний уровень (1,22 балла) почти в 4 раза меньше, чем у отобранных кандидатов в космонавты (4,83 балла).
10. В ходе ППО-2012, как и ранее, наилучшие физические способности продемонстрировали военные летчики – 75 % из них прошли отбор по физической подготовленности; средний уровень их физической подготовленности (6,07 балла) заметно выше, чем у претендентов других категорий; отобранный из военных летчиков кандидат в космонавты показал самый высокий личный результат – 7,07 балла.

Однако сам факт участия в открытом конкурсе только четырех военных летчиков и зачисление в отряд космонавтов только одного из них подтверждает негативную тенденцию снижения числа представителей этой профессии среди кандидатов в космонавты (до недавнего времени военных летчиков среди отобранных кандидатов в космонавты было не менее 50 %).

Сохранение указанной тенденции в дальнейшем может привести к резкому уменьшению количества военных летчиков в едином отряде космонавтов и, следовательно, к заметному снижению уровня физической подготовленности отряда в целом, поскольку именно космонавты-военные летчики на всех этапах подготовки демонстрируют наибольшую физическую готовность к полету [2].

В целом, исходя из результатов отбора кандидатов в космонавты по физической подготовленности, проведенного в 2012 году в рамках первого открытого конкурса, можно сделать следующие выводы:

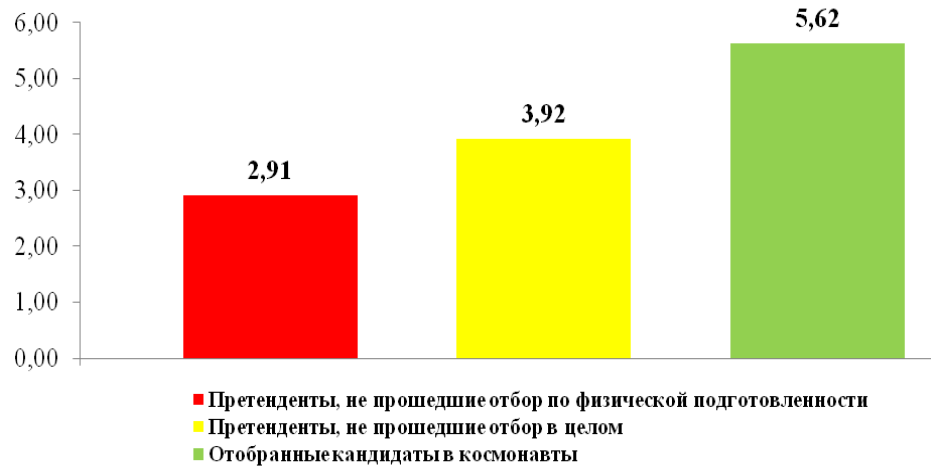


Рис. 1. Средние уровни физической подготовленности претендентов

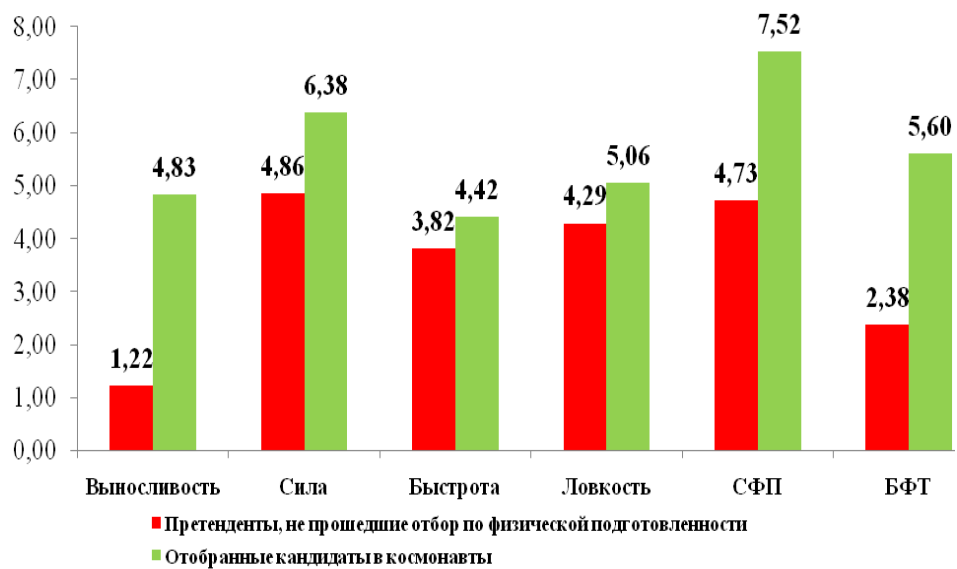


Рис. 2. Средние уровни профессионально важных физических качеств претендентов

1. Отбор по физической подготовленности показал себя одним из базовых видов ППО кандидатов в космонавты – при неудовлетворительном результате отбора по физической подготовленности претенденты отстранялись от прохождения дальнейшего отбора по другим дисциплинам (видам подготовки).

2. Хорошая физическая подготовленность претендентов явилась одним из важнейших факторов успешного прохождения отбора в целом – средний уровень

физической подготовленности отобранных кандидатов в космонавты оказался существенно (почти в 1,5 раза) выше, чем у не прошедших ППО претендентов.

3. При организации последующих ППО целесообразно ориентировать претендентов на необходимость более тщательной предварительной физической подготовки, особенно в части выносливости.

4. В целях поддержания высокой физической подготовленности отряда космонавтов в целом целесообразно в дальнейшем обеспечить правовую основу для широкого участия в ППО военных летчиков.

5. В ходе ППО кандидатов в космонавты на соответствие требованиям по физической подготовленности не выявлено каких-либо замечаний по методике его проведения. В качестве рекомендации по совершенствованию порядка этого отбора в условиях открытого конкурса представляется целесообразным следующее: в дальнейшем при планировании и организации очного этапа отбора в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» необходимо обеспечить более равномерное по времени комплектование групп претендентов для проверки их физической подготовленности, при этом в состав каждой проверяемой группы желательно включать 4–6 претендентов.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Профессиональный отбор космонавтов / Под ред. Крючкова Б.И., Харламова М.М. – Звездный городок: РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина, 2009. – 209 с.
- [2] Назин В.Г. Уровни физической подготовленности космонавтов различных категорий на различных этапах подготовки к полету // Пилотируемые полеты в космос. – 2012. – № 1(3). – С. 107–113.

ИСТОРИЯ. СОБЫТИЯ. ЛЮДИ

HISTORY. EVENTS. PEOPLE

ЧЕМ МНЕ ЗАПОМНИЛСЯ СЕРГЕЙ ПАВЛОВИЧ КОРОЛЁВ

Why I Remember Sergey Pavlovich Korolev

Жизнь моя сложилась так, что в 1959 году после окончания Военной Краснознаменной академии связи в городе Ленинграде я получил назначение для дальнейшего прохождения службы в в/ч 11284, расположенную, как мне сказали в академии, в «средней полосе» Советского Союза. В академии никто не имел представления об этой войсковой части так же, как и о «средней» полосе Советского Союза. Ориентироваться можно было только на проездные документы, в которых конечная точка переезда по железной дороге называлась «Станция Тюра-Там». Все мои усилия найти эту станцию на какой-нибудь карте не увенчались успехом, пока, наконец, в голову не пришла мысль сходить в строевой отдел академии, где имелась подробная карта железных дорог СССР. Там я узнал, что эта станция расположена на территории Казахской ССР, километрах в трехстах от Аральского моря, в пустыне Кызыл-Кум. Это как раз и была та «средняя полоса» Советского Союза, куда меня отправили служить. А в/ч 11284 оказалась Научно-исследовательским испытательным полигоном № 5 Министерства обороны.

С самого начала моего прибытия на полигон я попал на испытания нашей первой межконтинентальной баллистической ракеты, которую разработало Особое конструкторское бюро-1 (ОКБ-1), и которую нам предстояло сдать на вооружение Советской армии. Главным конструктором ОКБ-1 был Сергей Павлович Королёв. Так я в 1959 году впервые увидел его. Но уже в 1960 году, когда в начале года начались испытания космического аппарата «Е-3», предназначенного для повторной съемки обратной стороны Луны, а затем в процессе подготовки космических аппаратов «1М» и «1ВА», которые должны были отправиться соответственно к Марсу и Венере, а также при отработке корабля «Восток», которая началась в апреле 1960 года и закончилась в начале 1961 года, и запуске в космос Ю.А. Гагарина я уже непосредственно познакомился с Сергеем Павловичем и стал достаточно часто общаться с ним в силу занимаемой мною должности руководителя электрических испытаний корабля «Восток» от полигона.

В последующем, вплоть до конца 1965 года, мне довелось регулярно общаться с ним, поскольку практически все это время я, как представитель полигона, руководил испытаниями как беспилотных, так и пилотируемых космических аппаратов.

В результате такого общения у меня сформировалось свое представление о Сергее Павловиче Королёве как о главном конструкторе и человеке. И этим представлением я хотел бы поделиться с читателями нашего журнала.

Между собой испытатели называли Королёва сокращенно – «СП» (по его инициалам).

Королёва, несмотря на его, можно сказать, легендарную жесткость, отличало большое внимание к людям. В этом отношении мне запомнился один очень примечательный случай. В испытательном управлении, где я проходил службу, у одного из молодых офицеров (по вполне понятным причинам я не буду называть его

фамилию) дочь имела врожденный дефект – укорочение ноги. Родители прилагали большие усилия, чтобы вылечить дочь, но желаемых результатов достичь так и не смогли. Тогда офицер решил обратиться с просьбой к Королёву. Сергей Павлович, несмотря на огромную занятость, внимательно выслушал его и обещал при возвращении в Москву решить эту проблему. Через несколько дней он позвонил по вч-связи из Москвы, пригласил на связь этого офицера и сообщил, что он договорился с руководством одного из лечебных учреждений о лечении его дочери, и дал указание, чтобы его вместе с дочерью доставили на самолете его фирмы в Москву (в то время еще не было регулярных линий Аэрофлота между Москвой и полигоном). В результате девочка была возвращена к нормальной жизни.

Сергей Павлович непримиримо относился к недобросовестному выполнению своих обязанностей лицами, входящими в состав испытательной бригады. Однажды, при подготовке к запуску пилотируемого космического аппарата во время внешнего осмотра на стартовой позиции спускаемого аппарата корабля серии «Восток» представитель главного конструктора по катапультируемому креслу космонавта обнаружил свободно болтающийся фал и принял решение обрезать его. После записи этого решения в бортовой журнал фал был обрезан. Как выяснилось вскоре, в действительности это была часть парашютной системы космонавта. В результате пришлось выполнить большой объем работ на стартовой позиции по выходу из сложившейся ситуации. Когда об этом узнал Королёв, он вызвал к себе виновника происшествия и с присущей ему жесткостью устроил разнос с использованием излюбленной им фразы: «Убирайся отсюда по шпалам до самой Москвы и чтобы я тебя больше никогда здесь не видел!». И действительно, этот человек уже никогда не представлял на полигоне главного конструктора по катапультируемому креслу космонавта.

Надо сказать, что Королёв мог так устраивать разносы (на полигоне их называли «втыками»), что ни у кого и никогда не появлялось желание попасть под этот пресс. Как писали тогда средства массовой информации: «У людей головы втягивались в плечи, когда Королёв «высказывал» им свое недовольство их деятельностью». В те времена был большой специалист по «втыкам» – генерал Мрыкин, который довольно часто бывал на полигоне по роду своей службы, поскольку тогда он занимал должность первого заместителя начальника Главного управления ракетного вооружения (ГУРВО) Ракетных войск стратегического назначения (РВСН). На полигоне даже ввели эталонную единицу измерения «втыка» – один «Мрык». При этом «втык» от своего начальства считался равным одному «МикроМрыку». А вот единица «втыка» от Королёва размером в один «Король» приравнивалась на полигоне одному «МегаМрыку».

Страх перед Королёвым привел к появлению на свет такой команды, как «Скорпион-4», которая по сети оповещения передавалась дежурным по управлению, когда узнавали о его приближении к монтажно-испытательному корпусу. История появления этой команды такова. В то время все мы работали в режиме строгой секретности. И когда в близости от полигона проходили пассажирские поезда или пролетали гражданские самолеты, на которых могли оказаться представители иностранных государств со средствами радиоперехвата, на полигоне объявлялся режим радиомолчания командами оповещения «Скорпион-1», «Скорпион-2» и «Скорпион-3», в зависимости от уровня радиомолчания. При получении команды «Скорпион-3» полностью запрещался выход в эфир. Конечно, появление Королёва никакого влияния на выход в эфир радиосредств не оказывало, но при поступлении команды «Скорпион-4» все понимали, что Королёв с минуты на

минуту будет здесь, в то время как звучание команды вроде бы никакого отношения к нему не имело и было хорошей маскировкой.

Сергей Павлович Королёв обладал высоким уровнем чувства собственного достоинства. От него можно было услышать такие слова: «Министров много, а главный конструктор – один» (в то время еще не существовало звание «Генеральный конструктор»). Убедиться в справедливости этого высказывания не составило труда. В 1960 году, когда на полигоне шли испытания космических аппаратов, которые должны были отправиться к Венере, у нас были большие проблемы с бортовым радиотехническим комплексом этих аппаратов. Астрономические сроки запуска давили на нас, а продвижения с испытаниями радиокомплекса не было. Сергей Павлович не мог более терпеть сложившуюся ситуацию и сказал: «Завтра здесь будет Калмыков!» (В.Д. Калмыков был в то время председателем Государственного комитета Совета Министров СССР по радиоэлектронике – министром СССР). Действительно, на следующий день В.Д. Калмыков был на 2-й площадке полигона в монтажно-испытательном корпусе (МИК). Его прибытие помогло исправить положение дел с бортовым радиотехническим комплексом подготавливаемых к полету космических аппаратов.

Не знаю почему, но Королёв не мог терпеть наличия женщин на стартовой позиции. Однажды ведущий конструктор по кораблям серии «Восток» Фролов Евгений Александрович разрешил выполнение женщине – специалисту по креслу космонавта необходимых для подготовки корабля к полету операций в спускаемом аппарате. Королёв обнаружил это, подозвал к себе Фролова и сказал ему: «Ты допустил женщину на старт, пиши проект приказа о наказании тебя за нарушение установленных правил!». Фролов ответил: «Сергей Павлович, будет исполнено!». Королёв не забыл о своем поручении. И на следующий день, когда мы втроем были у спускаемого аппарата на верхней площадке фермы обслуживания, Сергей Павлович спросил у Фролова: «Ну, ты написал проект приказа?». Фролов ответил ему: «Извините, Сергей Павлович, не написал, было некогда! Но я это обязательно сделаю». В ответ Королёв сказал: «Все говорят, что Королёв жесткий человек. Вот ты, Фролов, скажи: знаешь ли ты хоть один пример моего приказа о наказании сотрудников нашего конструкторского бюро?». «Нет, Сергей Павлович, не знаю» – ответил Фролов.

Одним из важных качеств Королёва как главного конструктора была решительность. Был такой случай при подготовке одного из кораблей серии «Восток», когда его испытания сильно затянулись из-за постоянно возникавших проблем. И когда испытания подошли к финишу, оказалось, что срок гарантии на бортовые аккумуляторы практически истек. На заседании Государственной комиссии Королёв обратился к Н.С. Лидоренко, который в то время возглавлял Всесоюзный научно-исследовательский институт источников тока, поставлявший эти аккумуляторы, с просьбой продлить гарантию. Но Н.С. Лидоренко, несмотря на давление со стороны Королёва, отказался это делать, что фактически вело к срыву предстоящего запуска корабля. Тогда Королёв, находясь уже в гневе (это надо было видеть), сказал: «Ну, что же! Тогда властью данной мне, как главному конструктору, я беру на себя продление гарантийного срока на ваши аккумуляторы, но предупреждаю, что больше мы с вами сотрудничать не будем!». В создавшейся ситуации Н.С. Лидоренко ничего не оставалось, как согласиться на продление гарантийного срока.

Нельзя было отнять у Королёва и его смелость в принятии решений. Даже в самых тяжелых случаях, когда неудачи при запусках, выведении космических

аппаратов на орбиту или в полете происходили одна за другой, многих охватывала безысходность в результатах пусков и судьба Королёва казалась незавидной. Если он считал, что пуск необходим и может дать полезные для дальнейших испытаний результаты, он смело брал ответственность на себя, независимо от расплаты за это.

Королёв с уважением относился к мнению других. Во время испытаний ракетной и космической техники, когда на каждом шагу подстерегают опасности и даже катастрофические ситуации, по-другому делать просто нельзя. Сергей Павлович при возникновении проблемных ситуаций всегда внимательно выслушивал мнение всех специалистов, в той или иной мере имеющих отношение к этой проблеме, не чураясь самых рядовых участников испытаний, вникал в суть проблемы, выяснял детали, причем очень квалифицированно (он очень глубоко знал технику, обмануть его практически было невозможно), а затем сам принимал решение, беря всю ответственность за исход дела на себя.

Королёва отличало умение выбирать себе соратников по работе. В их число входили такие выдающиеся личности, как С.М. Алексеев – главный конструктор скафандра и системы катапультирования, В.П. Бармин – главный конструктор наземного стартового, заправочного и транспортного оборудования, А.Ф. Богомолов – главный конструктор средств радиотелеметрии и траекторных измерений, Г.И. Воронин – главный конструктор системы жизнеобеспечения, В.П. Глушко – главный конструктор двигательных установок, А.М. Исаев – главный конструктор двигательных установок для космической техники, С.А. Косберг – главный конструктор двигательных установок последних ступеней ракет-носителей, В.И. Кузнецов – главный конструктор гироскопических командных приборов, Н.А. Пилюгин – главный конструктор автономных систем управления, М.С. Рязанский – главный конструктор радиотехнических систем и системы управления в целом, Ф.Д. Ткачев – главный конструктор парашютных систем, В.И. Яздовский – медико-биологическое обеспечение полетов. Они входили в Совет главных конструкторов и оставили неизгладимый след в истории космонавтики. С особым уважением относились друг к другу Королёв и президент Академии наук СССР М.В. Келдыш. Это было хорошо видно по их общению.

В ОКБ-1 в его окружение входили преданные и талантливые люди, такие как К.Д. Бушуев, Л.А. Воскресенский, М.К. Тихонравов, П.В. Цыбин, Б.Е. Черток, Е.В. Шабаров и др. Про Леонида Александровича Воскресенского Сергей Павлович говорил: «Если вдруг не произойдет запуск двигателей ракеты-носителя, то Леня обеспечит их зажигание с помощью факела».

Нельзя не отметить необыкновенную продуктивность деятельности Сергея Павловича Королёва. За весьма короткий период времени, начиная с момента начала работ над созданием искусственного спутника Земли в 1954 году и до прекращения им активной деятельности в конце 1965 года в связи с предстоящей операцией, то есть фактически за 11 лет под его непосредственным руководством и с его непосредственным участием было создано и запущено в космос с успешной реализацией программ полетов около 20 видов космических аппаратов (Первый ИСЗ, Второй ИСЗ, Третий ИСЗ, «Луна-1», «Луна-2», «Луна-3», «Луна-9», «Венера-1», «Венера-3», «Марс-1», «Электрон», «Зенит», «Восток», «Восход», «Восход-2», «Молния», «Союз», Л1, Л-3), не считая их разновидностей (имеется в виду, что у целого ряда разработок, таких, например, как космический аппарат для полета на Венеру или космический аппарат для полета на Марс, имелись разновидности в вариантах посадки на соответствующую планету и изучения этих

планет с пролетной траектории). К этому следует добавить, что корабль «Восток» (а ведь это был первый в мире пилотируемый космический корабль, до этого никто и никогда не создавал пилотируемых космических аппаратов, никто и никогда их не испытывал и не запускал на орбиту вокруг Земли, никто из людей никогда не летал в космос) начали разрабатывать в 1958 году. Всего в создании корабля участвовали 123 организации, включая 36 заводов. В подготовке и запуске корабля «Восток» с Ю.А. Гагариным на борту принимали участие 72 представителя промышленности, 223 офицера, 367 солдат и сержантов, 14 служащих Советской армии от испытательных частей полигона и 548 офицеров, солдат, сержантов и служащих Советской армии от полигонного измерительного комплекса, 33 представителя от Главного управления ракетного вооружения и НИИ-4 Министерства обороны, 33 человека от ВВС. Средний возраст офицерского состава боевого расчета, осуществлявшего запуск, составлял 29 лет (тогда молодежи доверяли – и это оправдало себя; я сам принимал участие в испытаниях корабля «Восток» в качестве руководителя электрических испытаний этого корабля от полигона, а мне было 23 года на момент начала испытаний и отработки корабля, и 24 года на момент запуска в космос Ю.А. Гагарина). Тем не менее, уже через 3 года корабль «Восток» полетел с человеком на борту. Только в течение одного года перед запуском Гагарина было выполнено 7 запусков этого корабля в беспилотном варианте. Тогда это было возможно! Такие темпы создания космических аппаратов просто поражают воображение. В наше время об этом даже мечтать не приходится.

Сергей Павлович Королёв с большим уважением относился к военным испытателям космодрома. И это было понятно, потому что через каждого из них проходили десятки систем, разрабатываемых различными организациями, и у них была возможность сравнивать эти системы, находить в них лучшие технические решения и интегрировать все самое прогрессивное с тем, чтобы направить этот опыт на совершенствование космической техники. От Королёва можно было слышать такую оценку военным испытателям полигона: «Я за одного работника полигона готов отдать пять лучших своих специалистов».

Королёв всегда стремился к получению объективной информации о состоянии испытаний космических аппаратов. Когда он прибывал на полигон (а он проводил там значительную часть своего времени) и собирал узкую группу своих специалистов и специалистов полигона для того, чтобы узнать состояние дел по испытаниям, он обращался к участникам совещания со следующим вопросом: «Кто мне доложит о состоянии дел?». Как правило, поднимался его ведущий конструктор и говорил: «Сергей Павлович, разрешите доложу я», на что Королёв, как правило, говорил: «Не надо. Пусть доложат военные. Я хочу знать правду!».

Во время проведения работ на стартовой позиции Сергей Павлович требовал немедленного доклада ему о возникновении нештатных ситуаций («бобов», как их называли испытатели). В моей практике был случай, когда я как руководитель испытаний космического аппарата на стартовой позиции не доложил вовремя Королёву о появлении нештатной ситуации, наивно полагая, что нам самим нужно сначала разобраться с тем, что произошло. Когда об этом узнал Королёв, он вызвал меня и в свойственной ему форме высказался: «Я тебя, Ярополов, выгоню отсюда и ты пойдешь по шпалам до самой Москвы, чтобы на будущее знал, что о всех неполадках надо немедленно докладывать главному конструктору!». Надо себе представить, что при этом чувствовал я. Однако на следующее утро, когда начался второй предстартовый день, мы оказались вдвоем на нулевой отметке стартовой позиции. Королёв подошел ко мне и сказал: «Ну что, Ярополов, доста-

лось тебе вчера? Ты не расстраивайся, всякое бывает!». После этого я с еще большим уважением стал относиться к Сергею Павловичу.

Королёв ценил принципиальность. Был случай, когда я имел смелость не согласиться с мнением Сергея Павловича. Он сначала страшно возмутился, а потом сказал, что очень редко приходится встречаться с людьми, которые имеют смелость возражать главному конструктору. «Молодец!» – сказал он.

Несмотря на жесткий характер Королёва, проявлявшийся в основном в процессе профессиональной деятельности, в жизни он был душевным человеком. Был случай, когда Сергей Павлович пришел на испытательную площадку космического аппарата в монтажно-испытательном корпусе рано утром. Я, как и было положено, доложил ему о состоянии дел. Он внимательно все выслушал, задал вопросы, а потом начал расспрашивать меня о том, где я родился, кто мои родители, как я живу и т.п. От этого разговора повеяло душевной теплотой.

Или еще случай. В один из весенних дней 1960 года мы сидели в кабинете начальника отдела на втором этаже монтажно-испытательного корпуса. Внезапно дверь открылась и в комнату стремительно вошел Королёв и, улыбнувшись, сказал: «Я хотел объект посмотреть («объектом» на полигоне называли космический аппарат, а «изделием» – ракету-носитель), но ваш солдатик меня не пустил, а дежурный лейтенант подтвердил, что посторонних без офицера-испытателя к объекту не пустят». «Я сейчас дам команду, Сергей Павлович», – испуганно сказал начальник отдела. «Вы только их не наказывайте, они хорошо службу несут», – продолжил Королёв.

Королёв воспитывал у испытателей огромное уважение к честности при проведении испытательных работ. Однажды в процессе работ с космическим аппаратом на его борту возник «небольшой пожар», выведший из строя значительную часть бортовой кабельной сети. В течение длительного времени испытательная бригада никак не могла разобраться в причине этого пожара. Выручил всех солдат, который по собственной инициативе сообщил нам, что он во время испытаний допустил ошибку и рассказал какую. Анализ ошибки подтвердил причину «пожара». Когда доложили Королёву, он пригласил к себе этого солдата и вручил ему в качестве награды за честность именные часы.

Королёв хорошо понимал, какая огромная ответственность лежит на нем, как на главном конструкторе, за запуск пилотируемых космических аппаратов. Именно при Королёве на паспортах и формулярах оборудования, используемого для выполнения пилотируемых полетов, появилась запись «Годен для ЗКА» («ЗКА» – это было конструкторское наименование корабля «Восток» в пилотируемом варианте). Такая запись в паспорте или формуляре говорила о том, что комплектующие для изделия прошли специальный отбор, а само изделие изготавливалось специалистами, имеющими необходимую для этого квалификацию, находилось под тщательным контролем при производстве и было подвергнуто комплексу испытаний, обеспечивающих его надежное функционирование при последующем использовании. Такой подход привел к выводу пилотируемых космических средств на принципиально новый уровень их качества, надежности и безопасности.

Основной лозунг Королёва был такой: «Никаких допусков в полет, никаких замечаний!». Если военные докладывали, что есть замечания, то Сергей Павлович требовал повторения испытаний до тех пор, пока ему можно будет сделать доклад на заседании Государственной комиссии с одной формулировкой: «Никаких замечаний по проведенным испытаниям нет!».

На пилотируемых космических аппаратах Королёвым были категорически запрещены ночные работы с тем, чтобы кто-либо из испытателей не мог прозевать отклонения в работе оборудования от штатного функционирования. Исключения были сделаны лишь для работ непрерывного технологического цикла, типа испытаний космического аппарата на герметичность в барокамере, которые имели продолжительность около суток.

Сергей Павлович добивался того, чтобы технология и методика испытаний отрабатывались до деталей при проведении работ с пилотируемыми космическими аппаратами, предназначенными для полетов в беспилотном варианте. А с момента перехода к испытаниям пилотируемых космических аппаратов, предназначенных для полетов с манекенами или человеком на их борту, категорически запрещалось внесение каких бы то ни было изменений в технологию и методику испытаний. Такой подход позволял иметь уверенность в соответствии функционирования пилотируемого космического аппарата ранее сформированному и проверенному эталону. Был случай, когда военные доложили Королёву, что при комплексных испытаниях космического аппарата имело место замечание по причине изменения методики их проведения, которое никак не могло сказаться ни на состоянии бортовой аппаратуры, ни на результатах испытаний. Сергей Павлович выяснил, кто из разработчиков изменил методику и очень серьезно наказал его. Королёв часто говорил так: «Больше всего на свете боюсь рацпредложений!». Практика испытаний показывала, что до конца не продуманное и не проверенное детально внесение некоторых изменений в конструкцию бортового оборудования и в технологию его испытаний приводило порой к авариям ракетной и космической техники и даже к катастрофам.

Необходимым условием обеспечения высокого качества испытаний Королёв считал неизменность состава испытательной бригады, в связи с чем замена людей в ее составе без его разрешения не допускалась в течение всего периода испытаний серии кораблей «Восток», включая и отработочные пуски. Выполнение этого условия обеспечивало квалифицированную оценку испытаний людьми, хорошо знающими испытываемую технику и имеющими достаточный опыт проведения испытаний.

Непримиримо относился Королёв к небрежности при проведении испытаний. Если инженер или простой слесарь-монтажник с завода допускали небрежность при исполнении своих обязанностей, он требовал их немедленного увольнения без права последующего поступления на работу на вверенное ему предприятие.

Сергей Павлович сам мечтал побывать в космосе. Во время примерки экипажа на старте он как-то сказал: «Очень хочется самому слетать в космос. Вот проведем пуск, упаду в ноги Хрущеву, пусть разрешит слетать!».

В заключение можно сказать только одно: ни один из испытателей полигона, которых мне довелось знать, никогда и ни при каких обстоятельствах не испытывал к Королёву никакого другого чувства, кроме глубокого уважения к его уму, таланту и преданности делу, которому он посвятил всю свою жизнь.

Р.С. Королёв перед последним отъездом с полигона, вероятно, предчувствовал надвигающуюся опасность. Он тогда сказал: «Наверное, я у вас в последний раз!».

*В.И. ЯРОПОЛОВ
доктор технических наук, профессор,
заслуженный деятель науки Российской Федерации*

50 ЛЕТ ГРУППОВОМУ ПОЛЕТУ «ЯСТРЕБА» И «ЧАЙКИ»**50 Years of the Group Spaceflight of “Yastreb” and “Chayka”**

16 июня 1963 года в Советском Союзе на околоземную орбиту был выведен космический корабль «Восток-6», впервые в мире пилотируемый женщиной-космонавтом Терешковой Валентиной Владимировной, позывной «Чайка».

В соответствии с поставленными задачами запуск корабля «Восток-6» был осуществлен в период нахождения на орбите космического корабля «Восток-5», запущенного 14 июня 1963 года и пилотируемого советским космонавтом Валерием Федоровичем Быковским, позывной «Ястреб».



В.Ф. Быковский в скафандре



В.В. Терешкова в скафандре

В этом групповом полете было продолжено изучение влияния различных факторов космического полета на человеческий организм, проведен новый объем медико-биологических исследований и дальнейшая отработка и совершенствование систем пилотируемых космических кораблей в условиях совместного полета.

19 июня 1963 года космонавты В.Ф. Быковский и В.В. Терешкова успешно катапультировались из спускаемых аппаратов на высоте примерно 7 км и благополучно совершили приземление на парашютах в районе Караганды. Неблагоприятные условия и неполадки на старте, а также в процессе полета не помешали успешно завершить групповой полет в заданном районе посадки.

В то время космонавтов отбирали из летчиков и готовили на простейших тренажерах и стендах. Время на подготовку было ограничено, велась интенсивная гонка с американцами за первенство в освоении космоса.

У каждого космонавта своя история зачисления в отряд космонавтов. Старший летчик Валерий Быковский прибыл из воинской части и был зачислен в 1-й отряд космонавтов 7 марта 1960 года приказом Главкома ВВС и по результатам общей космической подготовки (ОКП) вошел в шестерку претендентов на космический полет.

В начале 1962 года начался поиск претенденток в отряд космонавтов среди женщин по следующим критериям: парашютистка, возраст до 30 лет, рост до 170 сантиметров и вес до 70 килограммов. Из сотен кандидатур были выбраны пятеро: Жанна Ёркина, Татьяна Кузнецова, Валентина Пономарёва, Ирина Соловьёва и Валентина Терешкова.



Государственная комиссия во главе с Н.П. Каманиным принимает экзамены у женщин-космонавтов

Валентина Терешкова была зачислена во 2-й отряд космонавтов на два года позже Валерия Быковского, но уже 29 ноября 1962 года сдала ОКП и с 1 декабря 1962 года была зачислена в 1-й отряд космонавтов.

Во время обучения кандидаты в космонавты проходили тренировки на устойчивость организма к факторам космического полета. Тренировки включали в себя термокамеру, где надо было находиться в летном комбинезоне при температуре +70 °С и влажности 30 %, а также сурдокамеру – изолированное от звуков помещение, где каждый кандидат должен был провести 10 суток.



В.Ф. Быковский
на занятиях по парашютной подготовке в группе



В.В. Терешкова на МиГ-15

Тренировки в невесомости проходили на МиГ-15. При выполнении параболической горки внутри самолета устанавливалась невесомость на 40 секунд, и таких сеансов было 3–4 за полет. Во время каждого сеанса надо было выполнить очередное задание: написать имя и фамилию, попробовать поесть, поговорить по рации.

Особое внимание уделялось парашютной подготовке, так как космонавт перед самой посадкой спускаемого космического аппарата катапультировался и приземлялся отдельно на парашюте.

После своего полета Валентина Владимировна и Валерий Федорович продолжали проходить подготовку в отряде космонавтов ЦПК им. Ю.А. Гагарина.



Ю.А. Гагарин и В.В. Терешкова на занятиях по средствам связи



Группа космонавтов 1-го отряда: в верхнем ряду слева направо – Г.С. Титов, В.М. Комаров, К.П. Феоктистов, А.Г. Николаев, В.Ф. Быковский; в нижнем ряду слева направо – П.Р. Попович, Ю.А. Гагарин, В.В. Терешкова, Б.Б. Егоров



В.В. Терешкова и В.Ф. Быковский на праздновании 40-летия полета



В.В. Терешкова и В.Ф. Быковский на праздновании 50-летия полета
в Звездном городке

После этого группового полета В.Ф. Быковский совершил еще два космических полета:

- 15–23 сентября 1976 года в качестве командира космического корабля «Союз-22» вместе с В. Аксеновым;
- 26 августа–3 сентября 1978 года в качестве командира советско-германского экипажа космического корабля «Союз-31» по программе четвертой экспедиции посещения орбитальной станции «Салют-6» вместе с З. Йеном (ГДР).

Заслуги первой женщины-космонавта В.В. Терешковой оценены во всем мире. В 2000 году влиятельная британская организация «Ежегодная ассамблея женщин, добившихся наибольшего успеха» присудила Валентине Терешковой титул «Величайшая женщина XXI века». Ее именем названы кратер на Луне и малая планета 1671 Chaika.

До настоящего времени Валентина Владимировна Терешкова остается единственной женщиной в мире, совершившей одиночный полет в космос.

В.В. САМАРИН
кандидат технических наук

70 ЛЕТ Б.И. КРЮЧКОВУ**В.И. Kryuchkov
70-Year Annivesary**

17 июля 2013 года начальнику 5 управления– заместителю начальника Центра (по научной работе) Крючкову Борису Ивановичу исполнилось 70 лет.

Родился Борис Иванович в поселке Свердловский Щелковского района Московской области. В 1961 году поступил в Московский энергетический институт. После выпуска в 1967 году в течение двух лет работал инженером в Институте радиоэлектроники Академии наук СССР в городе Фрязино.

С 1969 года по настоящее время трудовая деятельность Бориса Ивановича связана с Центром подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина. В начале он занимался подготовкой космонавтов в отделе испытаний средств жизнеобеспечения, спасения, поиска и обеспечения подготовки космонавтов, где прошел путь от помощника ведущего инженера до начальника отдела. Непосредственно организовывал и руководил процессом подготовки космонавтов по системам жизнедеятельности станций «Салют», ОК «Мир».

С 1992 года по 1999 год проходил службу в качестве заместителя начальника РГНИИЦПК им. Ю.А. Гагарина по научной работе. Внес значительный вклад в создание и развитие организационно-методических основ существующей системы подготовки космонавтов. Был первым заведующим филиалом кафедры МАИ «Системы обеспечения жизнедеятельности», существовавшей на базе ЦПК им. Ю.А. Гагарина.

После увольнения в запас с 2000 года по 2002 год Борис Иванович работал заместителем директора Российского дома науки и культуры Росзарубежцентра при правительстве РФ в городе Берлине. Он был одним из организаторов первых международных научных форумов в Берлине по проблематике пилотируемых полетов в космос. Борис Иванович внес весомый вклад в развитие научно-технического сотрудничества России и Германии.

В настоящее время Б.И. Крючков является заместителем начальника ФГБУ «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» по научной работе, организует подготовку космонавтов к выполнению программы научно-прикладных исследований и экспериментов, проведение НИОКР в Центре. Регулярно выступает с докладами на международных и российских научно-практических конференциях и чтениях.

Борис Иванович – доктор технических наук, автор более 350 научных трудов и нескольких изобретений. За заслуги перед Отечеством награжден орденами «За службу Родине в ВС СССР» III степени, «За военные заслуги» и многими медалями. Является академиком нескольких крупных общественных академий: Международной академии астронавтики с 1992 года, Академии медико-технических наук с 1992 года, Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского с 1993 года, Российской академии естественных наук с 1998 года. В 2011 году

выбран вице-президентом Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского по международной деятельности.

В 1981 году за вклад в обеспечение комплексной подготовки экипажей к выполнению длительных космических полетов и полетов по программе «Интеркосмос» был удостоен звания лауреата Государственной премии Союза Советских Социалистических Республик.

Уважаемый Борис Иванович, руководство и сотрудники Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина сердечно поздравляют Вас с юбилеем и желают крепкого здоровья, благополучия, счастья и сил для новых свершений на благо Центра и отечественной пилотируемой космонавтики!

75 ЛЕТ А.Н. ЕВГУЩЕНКО

A.N. Evgushchenko 75-Year Annivesary

17 июля 2013 года старшему научному сотруднику 54 отдела 5 управления федерального государственного бюджетного учреждения «Научно-исследовательский испытательный Центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» Анатолию Николаевичу Евгущенко исполнилось 75 лет!

А.Н. Евгущенко родился в станице Красноармейской Краснодарского края. После окончания Васильковского военного авиационно-технического училища ВВС в 1958 году проходил службу на разных должностях в авиационных войсковых частях.

С 1966 года по 1969 год являлся слушателем Военно-воздушной инженерной академии имени профессора Н.Е. Жуковского.

По окончании академии был назначен на должность помощника ведущего инженера-испытателя 2 отделения 1 управления 1 научно-исследовательского испытательного Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина.

С 1969 года и по настоящее время деятельность Евгущенко А.Н. связана с ЦПК имени Ю.А. Гагарина (ныне ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»), в котором он прошел путь от помощника ведущего инженера-испытателя до начальника отделения подготовки космонавтов к выполнению программы научных исследований и экспериментов.

Занимался подготовкой международных и отечественных экипажей по программам «Салют», «Энергия-Буран», «Мир» и МКС. Высокий профессионализм, творческая инициатива и прекрасные душевные качества вывели его в число ведущих специалистов ЦПК и позволили завоевать уважение у космонавтов и специалистов смежных организаций. Анатолий Николаевич внес большой вклад в развитие и становление методической школы подготовки космонавтов.



Анатолий Николаевич является признанным научными центрами страны высококвалифицированным специалистом в областях геофизических исследований, исследований Мирового океана и природных ресурсов Земли.

Он активно участвует в разработке учебно-методической документации, в развитии учебно-лабораторной базы, проводит большую научно-исследовательскую работу, передает богатый методический опыт молодым сотрудникам Центра.

На всех доверенных участках работы А.Н. Евгущенко отличаются высокий профессионализм, чувство глубокой ответственности за порученное дело.

Руководство и весь коллектив Центра подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина поздравляют Анатолия Николаевича Евгущенко с 75-летием и желают ему космического здоровья, благополучия, счастья и сил для новых свершений!

НАУЧНО-ИНФОРМАЦИОННЫЙ РАЗДЕЛ

SCIENTIFIC-INFORMATION SECTION

МОЛОДЕЖНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ «НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ И АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКЕ»

26–28 июня 2013 года, ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»,
Звездный городок, Московская область

Youth Conference “New Materials and Technologies in Rocket-and-Space and Aviation Industry”

June 26–28, 2013, State Organization “Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Center”,
Star City, Moscow Region

В целях дальнейшего развития научно-технической деятельности молодых специалистов ракетно-космической и авиационной отраслей промышленности России в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А.Гагарина» 26–28 июня 2013 года прошла Молодежная конференция «Новые материалы и технологии в ракетно-космической и авиационной технике» (далее – конференция). Эта конференция ежегодная и проводится ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» третий год подряд.

Организаторами конференции являются Федеральное космическое агентство, Комитет по развитию авиационно-космического комплекса Торгово-промышленной палаты Российской Федерации и ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина».

В соответствии с программой конференции доклады заслушивались в следующих секциях:

Секция 1. Новые материалы и технологии для ракетно-космической и авиационной техники.

Секция 2. Системы и устройства для ракетно-космической и авиационной техники.

Секция 3. Технологии двойного назначения (применение ракетно-космических и авиационных технологий в других отраслях промышленности, народном хозяйстве, медицине, бытовой технике и др.).

Секция 4. Менеджмент и экономика инноваций.

В конференции участвовало более 70 специалистов из 25 организаций ракетно-космической и трех организаций авиационной отраслей промышленности, а также двух вузов.

Всего было представлено 55 научно-технических докладов по четырем секциям. Экспертный совет из специалистов ведущих предприятий отрасли подвел итоги конкурса докладов в каждой секции и определил 13 победителей.

Каждый участник конференции получил диплом, а победители – почетные грамоты от ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» и денежные премии. Участ-

никам и гостям конференции была предложена обширная программа дополнительных мероприятий, включающая:

- посещение молодежного образовательного Космоцентра;
- экскурсию по технической базе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» с посещением центрифуги, гидролаборатории, тренажеров транспортного пилотируемого корабля «Союз ТМА», орбитального комплекса «Мир» и российского сегмента Международной космической станции;
- встречи с космонавтами и специалистами Центра;
- показ видеофильмов о пилотируемой космонавтике, работе ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» и полете МКС.

**VIII МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«ПСИХОЛОГИЯ И ЭРГОНОМИКА:
ЕДИНСТВО ТЕОРИИ И ПРАКТИКИ»**

24–25 сентября 2013 года, г. Тверь

**VIII International Conference
“Psychology and Ergonomics: the Unity of Theory and Practice”
September 24–25, 2013, Tver**

Межрегиональная эргономическая ассоциация и Институт психологии РАН проводят VIII Международную конференцию «Психология и эргономика: единство теории и практики». Конференция пройдет 24–25 сентября 2013 года на базе университетов г. Твери.

Конференция традиционно организуется раз в два года и собирает ведущих отечественных эргономистов и прикладных психологов, занимающихся исследованиями и разработками сложных человеко-машинных комплексов в различных отраслях промышленности и сферах жизни. На этот раз планируется обсуждение следующих проблем:

- психолого-эргономические аспекты функционирования человеко-машинных комплексов и организационных систем;
- психологические и эргономические проблемы обеспечения жизнедеятельности и работоспособности специалистов;
- деятельность субъектно-информационного типа как ключевой компонент операторской деятельности;
- психологическая безопасность как ключевая проблема обеспечения эффективности эргатических систем;
- эргономика и дизайн: общность и различия;
- творческое мышление и творческая компетентность специалистов как ключевые факторы решения проблем в условиях неопределенности;
- методология сертификации эргатических систем и разрабатывающих их специалистов;
- системообразующая роль групповой деятельности в развитии эргатических систем.

Полнотекстовые труды конференции будут опубликованы в специальных выпусках журнала «Человеческий фактор: серия Проблемы психологии и эргономики», реферируемого Российским индексом научного цитирования (РИНЦ). Срок подачи докладов – 1 июля 2013 года. Подробности в информационном письме, которое можно скачать по ссылке <http://ergo-org.ru/conferences.html>.

**10 МЕЖДУНАРОДНАЯ
НАУЧНО-ПРАКТИЧЕСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ
«ПИЛОТИРУЕМЫЕ ПОЛЕТЫ В КОСМОС»**

27–28 ноября 2013 года, ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

10th International Scientific and Practical Conference “Manned Space Missions”

November 27–28, 2013,

State Organization «Yu.A. Gagarin Research & Test Cosmonaut Training Centre»

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» 27–28 ноября 2013 года проводит 10 Международную научно-практическую конференцию «Пилотируемые полеты в космос».

NB: Подсекция 2.2 «Новые информационные технологии в подготовке космонавтов» будет проводиться 26 ноября 2013 года.

Цель конференции – оценка современного уровня исследований и практических результатов в области создания и применения пилотируемых космических аппаратов, подготовки и профессиональной деятельности операторов аэрокосмических систем.

В работе конференции предусмотрено проведение круглого стола по теме: «Настоящее и будущее пилотируемой космонавтики».

Программой конференции предусмотрена работа по следующим секциям:

Секция 1. Проблемы и перспективы развития и применения пилотируемых космических систем.

Председатель: Сохин И.Г. Секретарь: Троицкий С.С., тел. 526-59-55; S.Troitskiy@gctc.ru

Секция 2. Профессиональная деятельность космонавтов.

Подсекция 2.1. Профессиональная деятельность космонавтов (отбор, подготовка, космический полет). Результаты выполнения космических полетов.

Председатели: Корзун В.Г., Жук Е.И. Секретарь: Марченкова Т.В.; 526-53-31; T.Marchenkova@gctc.ru

Подсекция 2.2. Новые информационные технологии в подготовке космонавтов.

Председатель: Ковригин С.Н. Секретарь: Пономарев К.В.; 526-53-87; K.Ponomarev@gctc.ru

Секция 3. Научно-прикладные исследования и эксперименты в космосе.

Председатели: Сорокин И.В., Сабуров П.А. Секретарь: Бондаренко С.С., тел. 526-51-83; S.Bondarenko@gctc.ru

Секция 4. Технические средства для подготовки космонавтов и моделирование факторов космических полетов.

Подсекция 4.1. Технические средства для подготовки космонавтов.

Председатель: Хрипунов В.П. Секретарь: Жохов А.И., тел. 526-57-23; A.Zhokhov@gctc.ru

Подсекция 4.2. Проблемы эксплуатации центрифуг и их применение для подготовки космонавтов.

Председатель: Долгов П.П. Секретарь: Киршанов В.Н., тел. 526-35-59; V.Kirshanov@gctc.ru

Подсекция 4.3. Внекорабельная деятельность.

Председатель: Алтунин А.А. Секретарь: Жамалетдинов Н.Р., тел.526-38-62; N.Zhamaletdinov@gctc.ru

Секция 5. Медицинские и психологические аспекты отбора, подготовки и деятельности экипажей в космических полетах.

Председатель: Почуев В.П. Секретарь: Симаева Л.М.; 526-25-31; L.Simaeva@gctc.ru

Секция 6. Молодежь для настоящего и будущего пилотируемой космонавтики. Образовательные программы.

Председатель: Захаров О.Е.; 526-35-18; O.Zakharov@gctc.ru Секретарь: Ермоленко Г.В.; 526-53-04

Рабочие языки конференции – русский и английский.

К началу конференции будет издан сборник тезисов докладов.

Тезисы докладов и экспертное заключение о возможности открытого опубликования следует направлять на соответствующие электронные адреса секций, указанные выше, а также в распечатанном виде на почтовый адрес: 141160, Московская область, Звездный городок, ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина».

Тезисы, представляемые на конференцию, должны быть оформлены порядком, приведенным на сайте ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» www.gctc.ru в разделе «10 Международная научно-практическая конференция». Полученные тезисы Оргкомитетом не редактируются, ответственность за их содержание и оформление возлагается на авторов.

Срок предоставления тезисов – до 20 августа 2013 года, электронные версии тезисов направляются в адрес конференции только один раз в окончательной редакции.

Подробная информация об условиях проведения конференции и связанных с ней мероприятиях размещена на сайте ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» www.gctc.ru.

Оргкомитет

ИНФОРМАЦИЯ ДЛЯ АВТОРОВ И ЧИТАТЕЛЕЙ

INFORMATION FOR AUTHORS AND READERS

Федеральное государственное бюджетное учреждение «Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина» (ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина») инициировало издание научного журнала «Пилотируемые полеты в космос» по широкому кругу проблем, связанных с тематикой пилотируемых полетов в космос. В журнале публикуются работы в области: обеспечения пилотируемых космических программ; научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ в области изучения космического пространства и создания космической техники; отбора, подготовки деятельности и послеполетной реабилитации космонавтов; безопасного пребывания космонавтов на орбите, а также теории конструирования и технологии летательных аппаратов, двигателей; вычислительных систем; экспериментальных исследований; дистанционного зондирования Земли, информационных спутниковых технологий; проблем нанотехнологий для авиа- и аэрокосмических систем.

Приглашаются к сотрудничеству ученые различных областей.

Приглашаются начинающие авторы. Конструктивная и доброжелательная критика специалистов на страницах журнала призвана способствовать повышению уровня и качества работ начинающих исследователей, стимулировать приток свежих сил в сложнейшую отрасль мировой науки и техники.

<http://www.gctc.ru>

Вниманию авторов

Авторы присылают подготовленные к изданию работы и экспертное заключение на них. Необходима качественная распечатка (лазерный принтер) на хорошей белой бумаге и пересылка по электронной почте. Предоставляемые для публикации материалы должны строго соответствовать нижеперечисленным требованиям. Статья объемом от 5 до 15 страниц должна быть **тщательно отредактирована**. Работы принимаются в текстовом редакторе Microsoft Word версии 97–2007.

1. Предоставляемый материал (статья) должен быть оригинальным, не опубликованным ранее в других печатных изданиях.

2. Статья научного характера должна иметь следующие обязательные элементы:

- постановку задачи (вопрос, на который дается ответ в статье);
- анализ существующих методологических подходов к решению данной задачи;
- исследовательскую часть;
- систему доказательств и научную аргументацию;
- список цитируемой литературы.

Статья должна быть написана языком, понятным не только специалистам в данной области, но и широкому кругу читателей.

3. Первая страница текста должна содержать следующую информацию:

- УДК;
- заглавие статьи;

- имя, отчество, фамилию автора(ов);
- сведения об авторе/авторах: должность, место работы, ученое звание, ученая степень, домашний адрес (с индексом), контактные телефоны (раб., дом.), адрес электронной почты;
- аннотацию к статье (3–10 строк);
- ключевые слова по содержанию статьи (8–10 слов), которые размещаются после аннотации.

4. В конце статьи приводится список цитируемой литературы в алфавитном порядке (сначала литература на русском языке, затем на иностранном) по ГОСТ 7.1-2003 «Библиографическая запись. Библиографическое описание».

Параметры страницы

В диалоге «Файл – Параметры страницы» используется размер бумаги формата А4, ориентация листа книжная. Поля: верхнее и нижнее – 4,82 см; левое и правое – 4,25 см. В тексте статьи необходимо установить автоматический перенос слов.

Заголовок

В левом углу проставляется УДК (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 10 пунктов).

Название статьи набирается прописными буквами (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 11 пунктов, полужирный), выравнивание по левому краю.

Инициалы, фамилия автора(ов) размещаются после названия статьи по левому краю (шрифт «Times New Roman», размер шрифта – 11 пунктов).

Аннотация и ключевые слова

Текст аннотации и ключевые слова (шрифт «Times New Roman», 9 пунктов) оформляется с отступом от левого края – 1,25 см. Ключевые слова печатаются после аннотации, начиная словом «Ключевые слова» с прописной буквы (шрифт полужирный); двоеточие; затем идет перечисление ключевых слов через запятую (шрифт «Times New Roman» – обычный), выравнивание по ширине.

На английском языке повторить название статьи, инициалы и фамилию автора(ов) (шрифт «Times New Roman», 10 пунктов, полужирный). Оформляется с отступом от левого края – 1,25 см, выравнивание по ширине.

На английском языке повторить аннотацию статьи и ключевые слова (шрифт «Times New Roman», 9 пунктов, обычный), выравнивание по ширине.

Основной текст

Основной текст статьи на русском языке, используется шрифт «Times New Roman», 10 пунктов, интервал между строками «одинарный». Отступы в начале абзаца – 0,8 см. Иллюстрации – в компьютерном исполнении (рисунок в Word, файлы с расширением – .bmp, .jpg, .gif) с возможностью их редактирования. Рисунки размещаются в тексте. Формулы печатаются в редакторе Microsoft Equation. Таблицы, схемы, рисунки и формулы в тексте должны нумероваться; схемы и таблицы должны иметь заголовки, размещенные над схемой или полем таблицы, а каждый рисунок – подрисуночную подпись. Рисунки, диаграммы, схемы, таблицы делать в черно-белом варианте, если цвет на них не несет нагрузку.

Список литературы

Набирается шрифтом «Times New Roman», 9 пунктов, интервал между строками «одинарный». Библиографические ссылки оформляются в соответствии с ГОСТ 7.1-2003 «Библиографическое описание документа. Общие требования и правила составления».

За автором сохраняется право копирования своей публикации.

Статьи, предназначенные для публикации в журнале, должны быть поданы в двух экземплярах. На первом экземпляре располагается подпись автора статьи. Статьи направляются по указанному ниже адресу или тому члену редакционного комитета, который, по мнению автора, наиболее близок к теме работы.

Материалы, предоставленные для публикации в редакцию журнала, авторам не возвращаются.

Статьи, оформленные без учета вышеизложенных правил, к публикации не принимаются.

Вниманию читателей

Редакционная коллегия журнала не несет ответственности перед авторами и/или третьими лицами и организациями за возможный ущерб, вызванный публикацией статьи. Редакция вправе изъять уже опубликованную статью, если выяснится, что в процессе публикации статьи были нарушены чьи-либо права или же общепринятые нормы научной этики. О факте изъятия статьи сообщается автору, который представил статью, специалистам, давшим рекомендации, и организации, где работа выполнялась.

To the Attention of Readers

The editorial board of the magazine shall not bear any responsibility in front of authors and/or third parties and institutions for potential losses caused by an article publication. The editorial board has the right to withdraw a published article if during its publication somebody's rights or customary scientific ethic norms had been violated. Author of the article, specialists who gave recommendations and organization, where the work was done, shall be informed about the withdrawal.

Контактная информация

(по вопросам публикации, рекламы, и деловых предложений)

Кальмин Андрей Валентинович (организационные вопросы)

тел.: 8 (495) 526-37-31; 8 (495) 526-38-90, e-mail: A.Kalmin@gctc.ru.

Факс: 8 (495) 526-26-12

Электронный вариант научного журнала «Пилотируемые полеты в космос» выполнен в ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина». Содержание журнала размещено на сайте <http://www.gctc.ru>

**ПИЛОТИРУЕМЫЕ
ПОЛЕТЫ В КОСМОС**
(научный журнал)

Научный редактор *Л.К. Васильева*
Технический редактор *Н.В. Волкова*
Корректор *Т.И. Лысенко*
Перевод *С.Б. Беляковская*

Подписано в печать 19.08.2013 г.
Формат 70х108/16. Бумага ксероксная.
Усл. печ. л. 12,08. Тираж 120 экз. Зак. 525-13.

Отпечатано в типографии редакционно-издательского отдела
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»